

带第三流路辅助进气的引射喷管流动特性研究*

黄河峡¹, 张可心¹, 谭慧俊¹, 鲁世杰¹, 赵磊², 雷鸣², 凌文辉²

(1. 南京航空航天大学 能源与动力学院 江苏省航空动力系统重点实验室, 江苏南京 210016;

2. 北京动力机械研究所, 北京 100074)

摘要: 为避免低落压比条件下引射喷管内气流过膨胀, 研究了第三流路辅助进气门开启状态下引射喷管的内流特性, 分析了飞行马赫数为0, 主喷管落压比为2.1, 次流流动状态分别为回流和顺流对引射喷管流动特性的影响规律, 并获得了不同辅助进气门开度下次流通道的最小顺流压比。结果表明: 当次流为回流状态时, 逐渐增加辅助进气门开度, 主流过膨胀程度逐渐降低, 第三流路流量的增加使剪切层内动量传递效率提高, 引射喷管的推力系数从0.60提升至0.73; 当次流为顺流状态时, 随着辅助进气门开度的增加, 次流流量减少, 主流过膨胀程度逐渐增大, 第三流路流量的增加使剪切层内动量传递效率降低, 推力系数则从0.97下降至0.75。次流为顺流状态时引射喷管的推力系数整体高于次流为回流状态, 因此当次流处于顺流状态时引射喷管取得更优的推力性能。但在低马赫数状态下, 次流流动极有可能出现倒流, 此时适当增加辅助进气门的开度有益于改善推力性能。随着辅助进气门开度逐渐增大, 次流的最小顺流压比呈逐渐上升趋势。

关键词: 引射喷管; 第三流路辅助进气; 进气门开度; 次流状态; 最小顺流压比

中图分类号: V211 **文献标识码:** A **文章编号:** 1001-4055 (2020) 12-2729-10

DOI: 10.13675/j.cnki.tjjs.200170

Flow Characteristics of an Integrated Ejector Nozzle with Tertiary Intake

HUANG He-xia¹, ZHANG Ke-xin¹, TAN Hui-jun¹, LU Shi-jie¹, ZHAO Lei², LEI Ming², LING Wen-hui²

(1. Jiangsu Province Key Laboratory of Aerospace Power System, College of Energy and Power Engineering,

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

2. Beijing Power Machinery Institute, Beijing 100074, China)

Abstract: In order to avoid overexpansion of the flow in the ejector nozzle under low pressure ratio, the flow characteristics in an integrated ejector nozzle with tertiary door are investigated. The effects of the secondary flow states, i.e., reversed flow and downstream flow, on the ejector flow features are analyzed under the flight Mach number of 0 and the nozzle pressure ratio (NPR) of the primary flow of 2.1. And the minimum downstream pressure ratios at different opening angles of tertiary door have been obtained. The results show that when the secondary flow is in the reversed flow state, with the increasing of the opening angle of the tertiary door, the overexpansion degree of the mainstream gradually decreases. The mass flow rate of the tertiary flow increases, which

* 收稿日期: 2020-03-29; 修订日期: 2020-06-22。

基金项目: 国家自然科学基金 (51906104; 11532007) 江苏省自然科学基金 (BK20190385); 江苏省“333”工程资助项目 (BRA2018031); 中央高校基本科研业务费专项资金 (1002-YAH18026; 1002-56XAA19050)。

作者简介: 黄河峡, 博士, 讲师, 研究领域为内流空气动力学。E-mail: huanghexia@nuaa.edu.cn

通讯作者: 谭慧俊, 博士, 教授, 研究领域为内流空气动力学。E-mail: tanhuijun@nuaa.edu.cn

引用格式: 黄河峡, 张可心, 谭慧俊, 等. 带第三流路辅助进气的引射喷管流动特性研究[J]. 推进技术, 2020, 41(12): 2729-2738. (HUANG He-xia, ZHANG Ke-xin, TAN Hui-jun, et al. Flow Characteristics of an Integrated Ejector Nozzle with Tertiary Intake[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2020, 41(12):2729-2738.)

arises the momentum transfer efficiency in the shear layer, leading to an ascending tendency of the thrust coefficient from 0.60 to 0.73. When the secondary flow is in the downstream flow state, the secondary mass flow rate descends and the overexpansion degree of the mainstream gradually increases with the opening angle of tertiary door. The increase in the mass flow rate of the tertiary flow lowers the momentum transfer efficiency in the shear layer, resulting in a decreasing thrust coefficient from 0.97 to 0.75. As the thrust coefficient in the downstream flow state is higher than that in the reversed flow state, a better thrust performance could be attained in the downstream flow state. Nevertheless, the secondary flow may be reversed under low flight Mach number, it is beneficial to increase the opening angle of tertiary door to improve the thrust performance in this state. Furthermore, as the angle of the tertiary door gradually increases, the minimum downstream pressure ratio of the secondary flow shows an increasing trend.

Key words: Ejector nozzle; Tertiary intake; Opening angle of tertiary door; State of secondary flow; Minimum downstream pressure ratio

1 引言

近年来,随着航空航天领域的迅速发展,组合循环发动机成为实现“快速、机动、廉价、可靠”进入空间、全球远程到达与力量投送等军民用户目标的主要动力方案之一,具有较高的作战效能、生存能力和经济适用性^[1]。TBCC具有用途广泛、耐久性高、经济性好^[2]、低速性能好^[3]、环境污染小、重复使用性好、可常规起降等特点,具有更好的工程应用前景。由于TBCC尾喷管在很大的落压比范围内工作,且通过的质量流量变化幅度也较大,扩张比在起飞状态下为2,至超声速巡航状态时上升为15~20^[4],因此必须实现喷管喉道及扩张角度的可调。如果采用机械式调节方法,会显著增加喷管构型的复杂程度。相比之下,气动式可调喷管具有更加简单的构型,工程实现难度较小又不带来附加阻力^[5],由此应用于超声速飞行器的引射喷管应运而生。这其中基于进气道边界层溢流流体调节的引射喷管以其独特的技术优势,将来自进气道边界层的溢流(次流)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,并拓宽了进气道-喷管的宽速域工作性能。这种进气道-引射喷管一体化的方案在美国上个世纪研制的SR-71“黑鸟”侦察机上得到成功应用^[6]。

在流体动力学中,引射器是利用相对高速的主流能量引射其他低动能的流体或固体颗粒的装置。随着引射器研究的逐步深入,揭示引射现象、探究其内部流动机理成为进一步提高引射效率的必经之路。Viets^[7]以两辆小车碰撞及共同运动类比主次流剪切、掺混的过程,小车重力势能的变化类比引射器

中压力的变化,研究表明:尽可能多地使压力能转化为动能,使气流充分膨胀,以及加速二次流,降低主、次流速度差,有利于提高引射器的推力性能。文献[8]中也提到主、次流之间较小的速度差会使能量传递过程中的掺混损失更小。除了探究引射增推机理外,学者们开展了大量有关引射流场结构的研究。研究发现,流体掺混是引射器中动量传递的主要方式,并主导其引射现象^[9-10],两股流体的湍流掺混程度决定了引射器性能及其噪声特性^[9],而这种掺混通过剪切层实现^[11]。Kumar等^[12]探究了真空引射装置中的流场结构及次流特性,发现在不同的次流压力水平下,流场中的激波出现马赫反射和正则反射两种结构,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主、次流掺混特性研究,并采用PLMS技术揭示了引射器内激波节、混合层等流场结构及流动的非稳定性。Anderson^[14]研究了流量系数对推力系数和主、次流总压比的影响,研究结果显示,较高的次流入口马赫数将导致次流通道堵塞。对于包含三流路的引射喷管,辅助进气门主要在低马赫数状态下工作。SR-71侦察机引射喷管的第三流路辅助进气门在马赫数0~1.2之间工作,其利用引射喷管内部压力比外界环境压力低的特点自动开启^[15]。吴达等^[16-17]分析了带辅助进气门引射喷管的工作特点,并通过试验获得了其引射特性,验证了其对于低落压比喷管过膨胀的抑制作用。

尽管目前带辅助进气门引射喷管的实用性、工作特性都得到了验证,然而其内部主流、次流与外界气流构成复杂的流动掺混和耦合现象,这些流动现象直接决定了引射喷管的推进性能。因此,本文将针对第三流路辅助进气门开启状态下引射喷管的内

部流动特性开展研究,着重分析不同次流状态下辅助进气对引射喷管流动特性及推力性能的影响,探究不同辅助进气门开度时次流的最小顺流压比,并给出相应的变化规律。

2 物理模型与计算方法

2.1 物理模型

在SR-71“黑鸟”侦察机的进排气一体化设计中,从进气道中放出的边界层气体通过唇罩处的放气通道进入引射喷管,与主喷管喷出的主流进行掺混,最后共同流出引射喷管^[15]。该引射喷管需要在马赫数0~4工作,其中马赫数4为引射喷管的巡航状态。在马赫数1.4以下,第三流路辅助进气门打开以吸入外界气流,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。该引射喷管的具体设计条件(飞行马赫数、主喷管落压比)及其性能参数(推力系数)在表1中列出,第三流路辅助进气门开启引射喷管的主要型面设计参数在表2中列出,各设计参数均通过收缩主喷管进口直径 D 无量纲化。

由于引射喷管前方的进气道、次流通道、发动机等都具备轴对称的几何特征,其内部流动具备轴对称特性,且在本文研究范围内,第三流路的外流马赫数为0,其进气速度非常低,第三流路辅助进气门支板所形成的旋涡较弱,其对引射喷管的总体宏观流动影响比较小。因此,本文为了抓住引射喷管内的主要流动特征,在借鉴SR-71进排气一体化构型后,省略了一体化条件下的进气道,通过控制次流压力实现与进气道放气通道的流量匹配,并忽略第三流路支板结构影响,设计了如图1所示的二维轴对称引射喷管模型。

2.2 数值仿真方法与边界条件

本文采用商业CFD软件Fluent进行数值计算,选用基于密度的二维N-S方程求解器。求解N-S方程

Table 1 Design condition and performance of ejector nozzle system

Mach number	NPR of primary flow NPR_p	Thrust coefficient C_f
0	2.10	0.730
0.8	2.53	0.958
2.8	17.98	0.983
4.0	75.00	0.943

Table 2 Main design parameters of ejector nozzle system

Parameters	Value
Diameter of primary nozzle throat D_p/D	0.72
Diameter of ejector throat D_1/D	1.12
Length of primary nozzle L/D	0.20
Distance between ejector throat and exit of primary nozzle $(L_1-L_p)/D_p$	-0.06
Length of ejector nozzle system L_c/D	1.36
Angle of tertiary door $\theta/(^\circ)$	0~30
Tail angle of ejector $\beta/(^\circ)$	4

过程中,通过Roe-FDS格式分裂无粘对流通量,流动控制方程采用二阶迎风格式进行离散,湍流模型选用S-A模型。设定的材料为理想气体,使用Sutherland公式求解分子粘性系数;考虑到研究中喷管内的气流温度较高,其 c_p (定压热容)是温度的复杂函数,为此采用变比热法来进行仿真研究。根据文献[18]采用七次多项式来描述 c_p 与温度的函数关系。

为了避免计算域过小影响喷管排气射流的发展,仿真中的计算域尺度达到了 $43D$,其中 D 为主喷管进口直径。由于外流静止,第三流路需从外界大气吸气,因此外场计算域前方、上方设定为压力进口边界,主喷管进口和次流进口也采用压力进口边界,仿真过程中需指定入口总压和静温。计算域出口设定为压力出口边界,其静压、总温与计算域前方、上方的压力进口边界相同;计算域下方设定为对称轴,其他边界均为无滑移绝热固壁边界。选择地面状态开展仿真研究,具体各边界的参数值见表3。

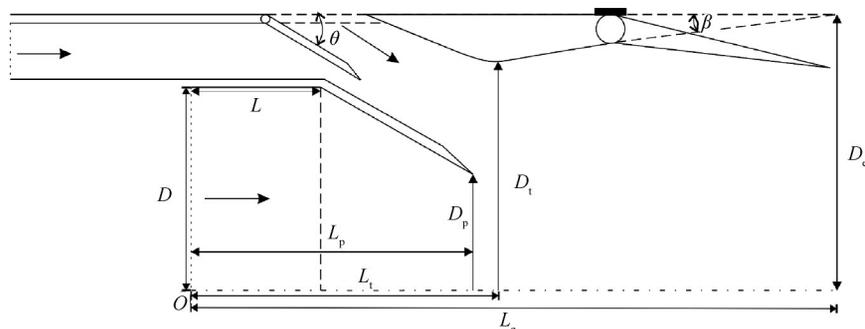


Fig. 1 Sketch of ejector nozzle system with the tertiary door open

Table 3 Numerical incoming flow conditions

Parameter	Value
Mach number	0
Atmospheric static pressure/kPa	101.325
Atmospheric static temperature/K	288.15
<i>NPR</i> of primary flow	2.1
Temperature of primary flow/K	1897.37
Temperature of secondary flow/K	288.15

2.3 仿真方法验证

本文利用NASA开展的引射喷管风洞试验^[19]结果进行了算例验证,NASA试验模型如图2(a)所示,图2(b)为本文仿真结果与NASA风洞试验结果的对比,其中横坐标为流向距离 x 与主喷管出口半径 R 之比, y 轴为引射喷管沿程壁面静压 p 与主喷管进口总压 p_p^* 之比。该算例主流落压比 $NPR_p=17$,次流落压比 $NPR_s=3.63$,外流静止。从图2中可以看出,采用本文仿真方法得到的仿真结果与试验结果吻合良好,说明本文的数值仿真方法可以用于开展包含多股流体掺混的引射喷管内部流动特性研究。

3 结果与讨论

由于实际工作过程中,在起飞状态进气道从四面八方吸气(流量系数为 ∞),次流通道压力较低,次流通道内的流动很有可能出现自后向前倒灌的现象。实际上,在SR-71次流通道中设计了一吸入式(Suck-in)进气门(如图3所示),用以在飞行马赫数0~0.5时自动开启,防止次流通道中倒灌的气流被吸入至进气道内^[6];而当飞行马赫数略有增加后,进气道内的相对压力升高,次流通道全为顺流。在低马

赫数状态下,吸入式进气门打开时次流通道对应的流动状态为顺流,吸入式进气门关闭时次流通道对应的流动状态为回流。为此,本文针对次流为顺流和回流两种状态进行仿真研究,并分析第三流路辅助进气门旋转角度 θ 对其流动特性的影响,以获得辅助进气对引射喷管剪切层特性及推力性能的影响规律。

3.1 不同次流状态下引射喷管的基本流动结构

研究中辅助进气门角度为 $5^\circ\sim 30^\circ$,取样间隔为 5° ,由于辅助进气门角度 θ 在较小范围内变化时流场结构无明显差异,因此在图4中给出了 $\theta=10^\circ, 20^\circ, 30^\circ$ 的流场结构。图4(a),(c),(e)为外流马赫数 $Ma_0=0$,主流落压比 $NPR_p=2.1$,次流落压比 $NPR_s=0.9$ 时不同辅助进气门旋转角度下引射喷管的流动结构。由于次流入口压力较低,此时次流状态为回流,部分第三流路气流通过次流通道倒流至进气道,剩余部分则参与与主流的剪切层掺混中,最后通过引射喷管排出。由于次流为回流状态,该状态下引射喷管的推力由主流和第三流路流体产生。进入主喷管的亚声速流体在主喷管内加速膨胀,在主喷管出口附近达到声速;流过主喷管喉道后,靠近主喷管壁面侧的主流与第三流路流体剪切、掺混形成剪切层,该剪切层在主喷管喉道后的一定范围内形成逐渐扩张的气动壁面。随着剪切层逐渐发展,剪切层的厚度迅速增加,在引射喷管内诱导出弱压缩波,并在出口附近汇聚反射形成马赫盘。由于引射喷管内的静压低于环境压力,喷管处于过膨胀状态,在压差作用下外界气体被倒吸入引射喷管内部,形成较大的回流区。

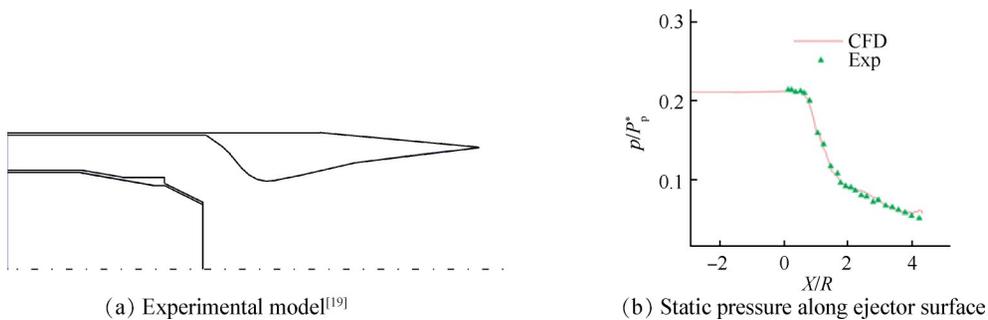


Fig. 2 $NPR_p=17, NPR_s=3.63$, comparison between CFD and NASA experimental results

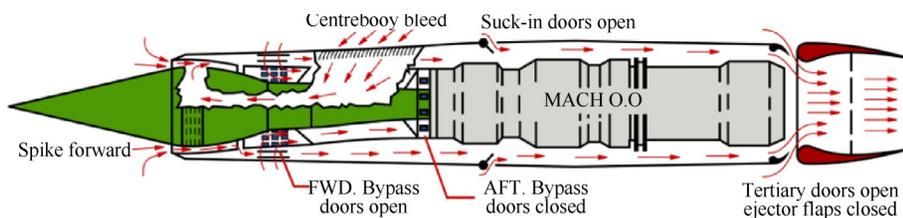


Fig. 3 Schematic of the flow in the SR-71 engine under the flight Mach number $Ma_0=0$ ^[20]

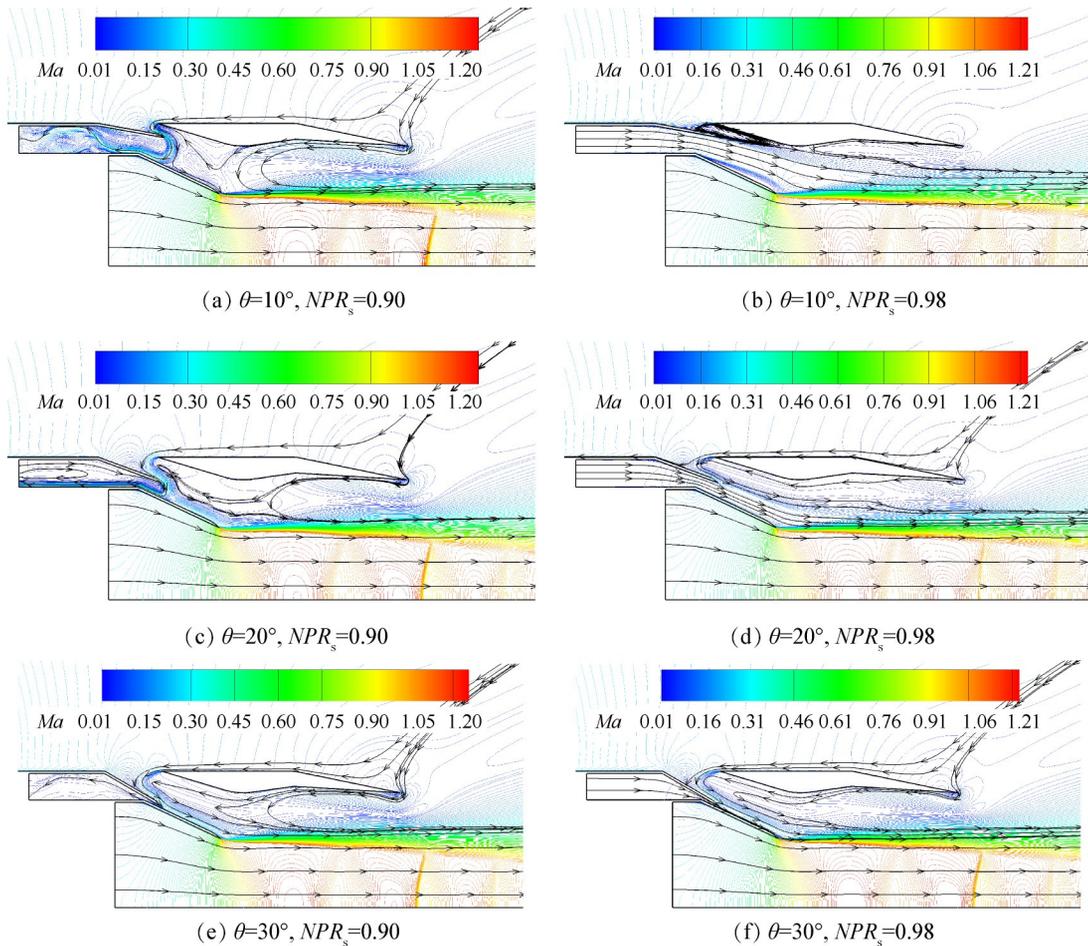


图4 $Ma_0=0, NPR_p=2.1$, contours and streamlines of ejector nozzle system at different angles of tertiary door under two kinds of secondary flow states

图4(b), (d), (f)给出了外流马赫数 $Ma_0=0$, 主流落压比 $NPR_p=2.1$, 次流落压比 $NPR_s=0.98$ 时不同辅助进气门旋转角度下引射喷管的流动结构, 此时次流入口压力较高, 次流通道内流动处于顺流状态。当 $\theta=30^\circ$ 时, 该状态下进入引射喷管的次流极少, 其流动结构与次流为回流时相近; 与次流为回流状态不同的是, 由于次流压力增大, 第三流路流体不再倒流至次流通道, 而是在内外压差作用下进入引射喷管。主喷管喷出的高速气流直接和次流接触并发生剪切, 主流和次流流体形成超-亚声速剪切层。当辅助进气门开度较小时, 次流对引射喷管套筒段的负压具有一定的抑制作用, 有利于改善主流的过膨胀程度。从图4右侧云图中可以看出, 随着 θ 逐渐增大, 第三流路流体逐步占据了次流的流通空间, 引射喷管内的回流区逐渐增大, 并且这种效应随第三流路辅助进气门开度的增加而增强。

3.2 不同次流状态下引射喷管内流参数的变化规律

图5(a)给出了次流为回流状态 ($NPR_s=0.9$) 不同辅助进气门角度时对称轴的静压曲线, 可以看到, A

区内对称轴的静压随 θ 的增加而逐渐增大, 这表明 θ 的增大使主流过膨胀程度逐渐降低。这主要是因为第三流路进气量的增加对主流的束缚作用增强, 主流无法进一步膨胀加速。B区位置对应流场中引射喷管出口附近的弓形激波, 从静压分布可以看出, 随着 θ 逐渐增大, 弓形激波位置前移, 激波强度逐渐降低。图5(b)给出了次流为顺流状态时 ($NPR_s=0.98$) 对称轴上的静压分布, 可以看出, 与次流为回流状态时不同的是, 随着辅助进气门角度 θ 逐渐增大, A区内静压值逐渐减小, 主流过膨胀程度增大, 这主要是因为次流对主流过膨胀的束缚作用逐渐减弱。B区内静压最大值随 θ 的增大而逐渐增加, 则是因为在引射喷管出口存在弓形激波 (结合图4右侧云图), 激波强度随 θ 的增大而增大。在两种次流状态下, 引射喷管出口附近的弓形激波强度呈相反的变化趋势, 这主要是由于两种状态下第三流路流量增加对于主流过膨胀程度的影响不同。当次流为顺流状态时, 第三流路流量增加使主喷管气流过膨胀程度增大, 引射喷管内外压差增加。因此, 通过激波增压的需求

增大,激波强度随 θ 的增大而增大;当次流为回流状态时,第三流路流量增加使主喷管气流过膨胀程度降低,引射喷管内外压差减小,为实现喷管内外压力平衡,喷管内通过激波增压的需求降低,因此激波强度随 θ 的增大而减小。

图6给出了不同状态下次流、第三流路流量与主流流量的比值。当 $NPR_s=0.9$ 时,次流处于回流状态,该状态下的超-亚剪切层由主流和第三流路流体组成,在第三流路辅助进气门逐渐开启的过程中,剪切层内包含的第三流路的流量增加。当 $\theta=20^\circ$ 时,第三流路进气量最大;当辅助进气门角度超过 20° 后,第三流路流量稍有下降,主要是由于此时辅助进气门角度过大导致次流通道近乎封闭,第三流路流体在压差作用下倒吸进次流通道的流量减少。当 $NPR_s=0.98$ 时,次流处于顺流状态,该状态下的超-亚剪切层由主流和次流流体组成。随着 θ 逐渐增大,次流流量逐渐减小,而第三流路流量逐渐增加,此时第三流路流体逐步占据了次流的流通空间。当 $\theta=5^\circ\sim 25^\circ$ 时,与第三流路流量相比,顺流状态下次流流量占主导地位,而 θ 逐渐增大的过程中次流通道逐渐被封闭,次

流流量显著减小,其对主流过膨胀的抑制作用减弱,尽管第三流路流量增加,但其增加的流量不足以抵消次流减少的流量,第三流路对主流过膨胀的抑制作用亦不及次流,导致主流过膨胀程度增大。当 θ 为 30° 时,通过第三流路吸入的流量甚至超过次流流量。对比两种状态下的第三流路进气量可以发现,当次流为回流状态时($NPR_s=0.9$),第三流路的进气量整体大于次流为顺流状态,这主要是因为当次流流体在引射喷管内顺流流动时,引射喷管的内外压差减小,所以第三流路进气量相应减少。

为进一步探究引射喷管内的压力分布特性,设置了如图7所示的压力监测点及速度监测线。图8(a)显示了次流为回流时($NPR_s=0.9$)不同 θ 下引射喷管内的静压变化,可以看出,引射喷管内的压力分布总体呈持平再降低后增大的趋势。随着 θ 逐渐增大,引射喷管内的静压逐渐增大,当 θ 在 $5^\circ\sim 15^\circ$ 内时增大幅度尤为明显。当 θ 为 20° 时,在引射喷管喉道后静压增加,与 θ 为 30° 时的静压分布相当。结合上文的流动分析可知,当第三流路门逐渐打开时,外界气体在压差作用下进入引射喷管,从第三流路吸入的流量越

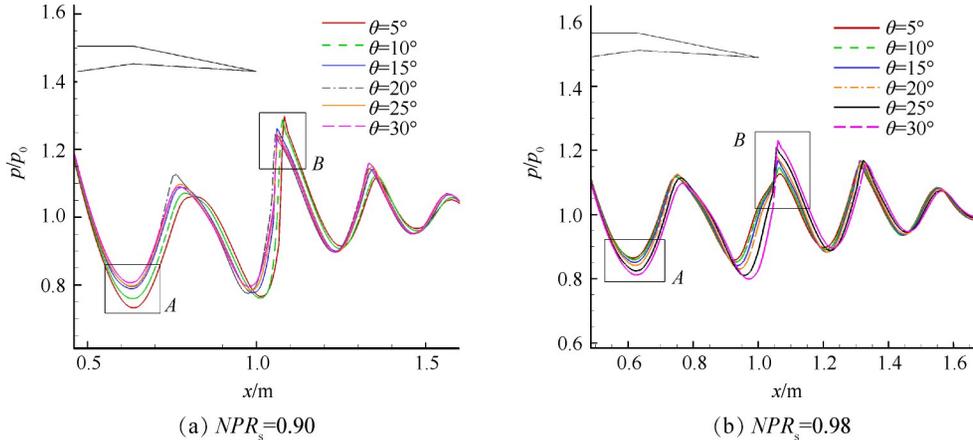


Fig. 5 $Ma_0=0, NPR_p=2.1$, static pressure along the axis at different angles of tertiary door

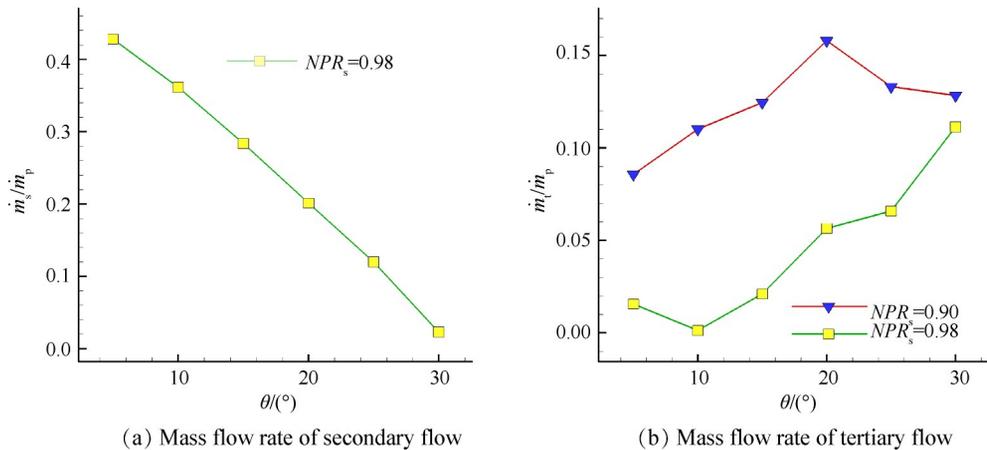


Fig. 6 $Ma_0=0, NPR_p=2.1$, secondary and tertiary mass flow rate at different angles of tertiary door

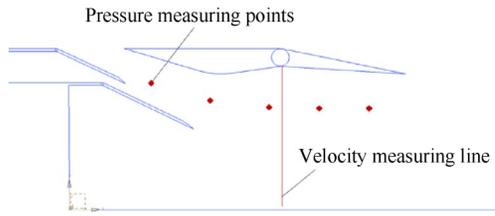


Fig. 7 Position of measuring points/line

多,引射喷管内的静压水平越高,直到外界流体进入引射喷管的流量达到最大值。图8(b)显示了次流为顺流时($NPR_s=0.98$)不同 θ 下引射喷管内的静压变化,可以看出,当 θ 在 $5^\circ\sim 20^\circ$ 时引射喷管内沿轴向的压力分布呈缓慢上升的趋势;当 θ 为 $25^\circ\sim 30^\circ$ 时,引射喷管内沿轴向的压力分布特性与回流状态下类似。此外,与次流为回流状态相反的是,随着 θ 逐渐增大,引射喷管内的静压呈逐渐降低趋势,但其静压水平高于次流为回流状态时($NPR_s=0.9$)。

图9(a)显示了次流为回流时($NPR_s=0.9$) $x/R=1.575$ 位置(图7所示速度监测线)不同 θ 下引射喷管流向速度沿径向的变化,可以看出,引射喷管内的速度分布在主流核心流处取得速度最大值,在第三流路附近速度达到最小,而剪切层则实现了速度分布

从最大值到最小值的过渡。随着 θ 逐渐增大,主流的膨胀被第三流路所抑制,因此主流速度逐渐减小。图9(b)显示了次流为顺流时($NPR_s=0.98$)相同位置不同辅助进气门旋转角度下引射喷管流向速度沿径向的变化,可以看出,与次流为回流状态不同的是,随着 θ 逐渐增大,主流速度亦随之增大。

两股流体的速度差是衡量剪切层能量传递效率的重要指标^[6],降低两股流体的速度差能够有效提高其剪切层的能量传递效率^[6]。图10给出了图9中各速度曲线的速度差,可以看出,当次流处于回流状态时($NPR_s=0.9$),随着 θ 逐渐增大,主流和第三流路的速度差呈逐渐减小趋势。结合上述分析可知,此时由主流和第三流路流体构成剪切层,第三流路流量的增加使剪切层得以充分发展,剪切层的动量传递效率逐步提高。当次流处于顺流状态时($NPR_s=0.98$),随着 θ 逐渐增大,主流和次流的速度差逐渐增大,这主要是此时第三流路流体逐步占据了次流和剪切层的发展空间,抑制了主-次流剪切层的充分发展,剪切层的动量传递效率降低,因此这一现象的外在表现为两股流体的速度差增大。

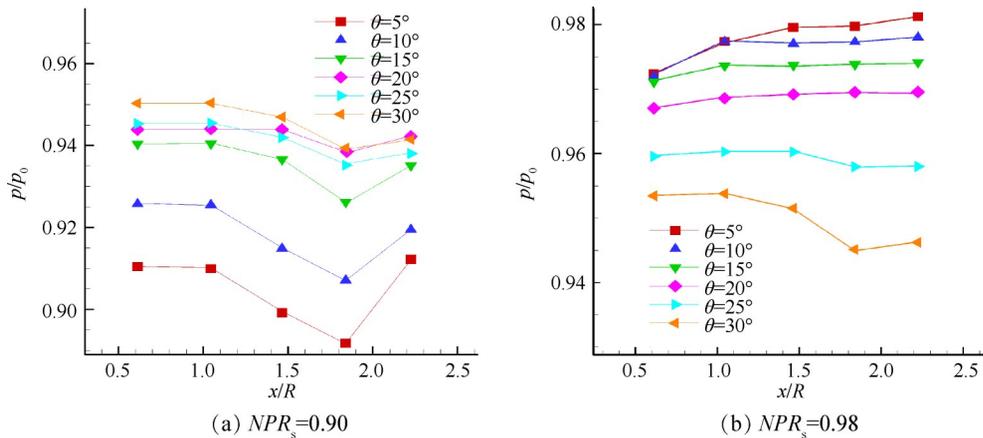


Fig. 8 $Ma_0=0, NPR_p=2.1$, static pressure of the pressure measuring points at different angles of tertiary door

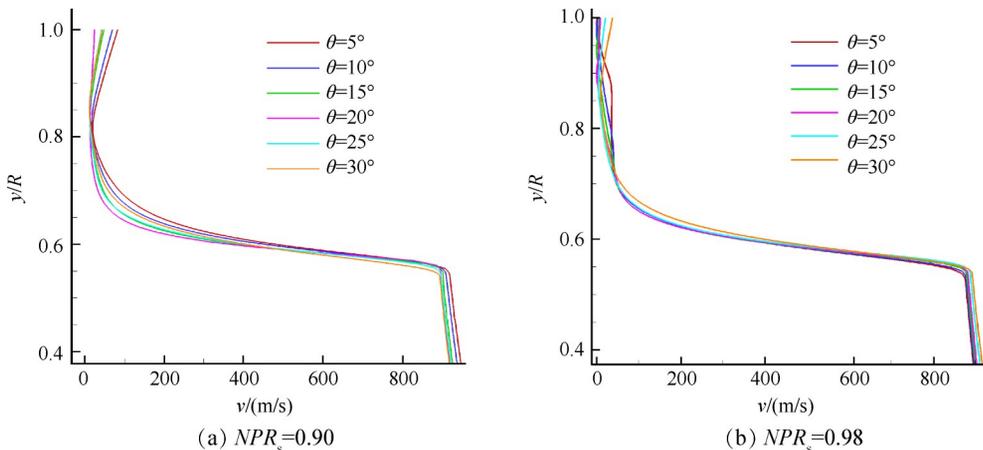


Fig. 9 $Ma_0=0, NPR_p=2.1$, velocity magnitude of the velocity measuring line at different angles of tertiary door

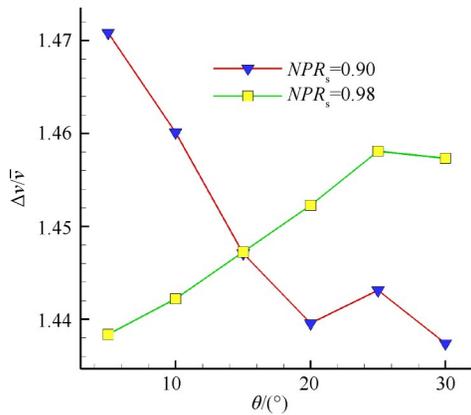


Fig. 10 $Ma_0=0$, $NPR_p=2.1$, velocity difference(Δv) of the velocity measuring line at different angles of tertiary door

由于引射喷管内包含多流路流体,本文采用的推力系数 C_t 定义为

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

式中 F_a 为引射喷管实际推力, $\sum F_i$ 为各流路的等熵推力之和,等熵推力的计算方法可参考文献[21]。当次流处于回流状态时,由于次流不产生推力,其等熵推力不计。

图 11 和图 12 分别显示了两种状态下引射喷管推力系数和实际推力随 θ 的变化曲线,可以看到,当次流处于回流状态时($NPR_s=0.9$),随着 θ 逐渐增加,推力系数从 0.60 增大至 0.73,实际推力呈现出相同的趋势。这主要是因为剪切层内动量传递效率提高。但在该状态下,次流的能量通过粘性耗散而无法提供推力,造成很大一部分动量损失,整体推力系数偏低;且次流通道的回流有可能倒吸至进气道,对进气道的工作性能产生不利影响。次流在顺流状态下($NPR_s=0.98$),当辅助进气开度较小时,引射喷管内的次流可以有效抑制主流的过膨胀,主-次流剪切层得以沿程发展,该状态下引射喷管的推力系数和实际推力较高。随着 θ 逐渐增加,推力系数从 0.97 降低至 0.75。由上述分析已知,该状态下次流流量逐渐减小,剪切层的发展逐步受到抑制,主流和次流的平均动量减小,导致引射喷管的实际推力降低。与次流为回流状态对比可以发现,顺流状态下的推力系数整体高于回流状态。当 $\theta=30^\circ$ 时,辅助进气门近乎封闭次流通道,此时两个状态的流动结构相似,推力系数接近。在实际地面工况下,引射喷管内的次流通道中极有可能处于回流状态,所以该状态下引射喷管的推力性能更符合工程实际,此时适当增大第三流路辅助进气门开度有益于提高引射喷管的推力性能。

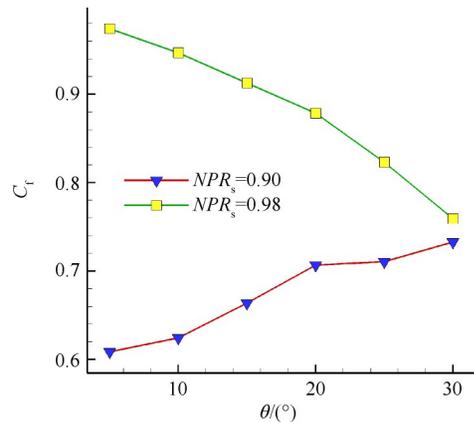


Fig. 11 $Ma_0=0$, $NPR_p=2.1$, thrust coefficient of ejector nozzle system at different angles of tertiary door

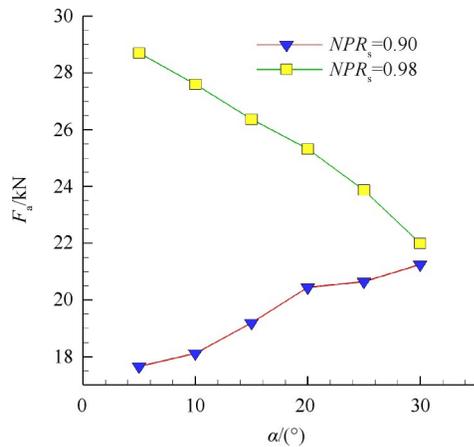


Fig. 12 $Ma_0=0$, $NPR_p=2.1$, actual thrust of ejector nozzle system at different angles of tertiary door

3.3 辅助进气对次流通道最小顺流压比的影响

为探究不同辅助进气门开度下引射喷管次流通道的最小顺流压比,在前述研究基础上,本文进一步开展了 θ 为 $5^\circ \sim 30^\circ$ 时次流从回流状态逐渐过渡为顺流状态的仿真研究。由于不同开度下次流从回流转变为顺流状态时的流场结构相似,本文以 $\theta=10^\circ$ 为例分析其流动特性。图 13 给出了外流马赫数 $Ma_0=0$, 主流落压比 $NPR_p=2.1$, $\theta=10^\circ$ 时的次流从回流状态逐渐过渡为顺流状态的马赫数云图。可以看出,当 $NPR_s=0.938$ 时,由于次流压力过低,次流通道被回流区完全占据,主要存在前后两个回流区,次流的流动结构以旋涡为主;当 $NPR_s=0.947$ 时,次流压力逐渐增大,此时次流通道内的第一回流区消失,次流通道前半段呈顺流状态,但在辅助进气门内侧的第二回流区仍然存在;当 $NPR_s=0.967$ 时,第二回流区消失,整个次流通道呈顺流状态,将此时的次流压比定义为该状态下次流通道的最小顺流压比(p/p_0),可以看到该状态下主喷管背部(次流一侧)存在较大的回流区;当

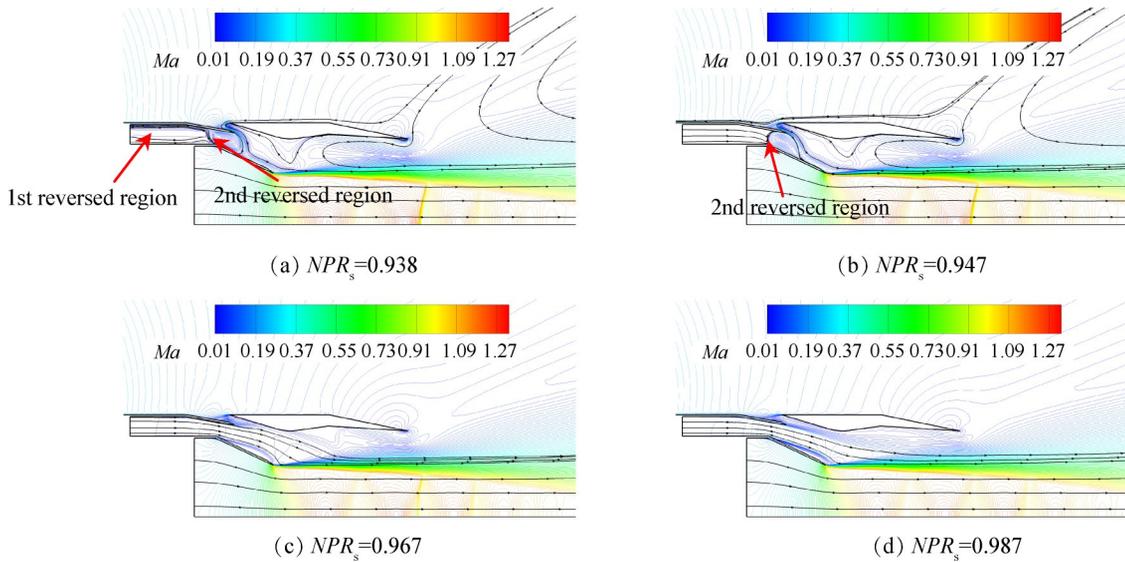


Fig. 13 $Ma_0=0, NPR_p=2.1, \theta=10^\circ$, contours and streamlines of ejector system at different nozzle pressure ratios of secondary flow

$NPR_s=0.987$ 时,次流压力继续增大,次流通道保持顺流状态,主喷管背部的回流区减小。

图 14 给出了不同辅助进气角度时次流通道的最小顺流压比,由图可得,随着 θ 逐渐增大,次流的最小顺流压比呈逐渐上升趋势。图 15 显示了各辅助进气角度在其最小顺流压比下引射喷管内部的静压曲线。可以看出, θ 为 $5^\circ\sim 15^\circ$ 时,当最小顺流压比增加,引射喷管内的静压大幅度增大;当 θ 超过 15° 后,引射喷管内的静压曲线整体在一定范围内波动。这主要是因为第三流路流体进入引射喷管的过程中,提升了喷管内部整体静压,因而次流由回流状态转变为顺流状态时需克服的压力增大,次流的最小顺流压比逐渐增加。此外,由图可知,当 θ 为 $25^\circ\sim 30^\circ$ 时,最小顺流压比大幅度增大,而引射喷管内的静压曲线却没有随之增大。这主要是由于此时第三流路流体已充满引射喷管,喷管内的静压维持稳定,

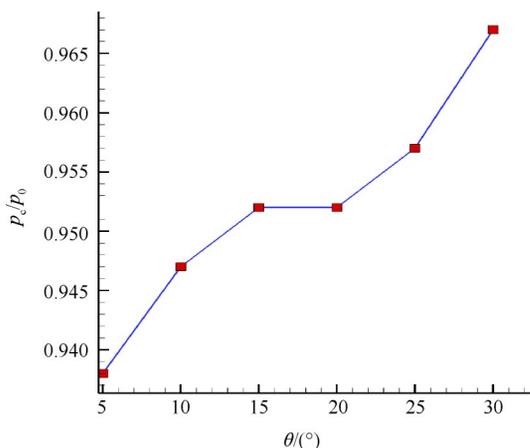


Fig. 14 $Ma_0=0, NPR_p=2.1$, minimum downstream pressure ratio(p_c/p_0) of secondary flow at different θ

而辅助进气门开度较大,阻碍了次流的流通,次流流通需要克服的阻力增加,因此所需的最小顺流压比增加。

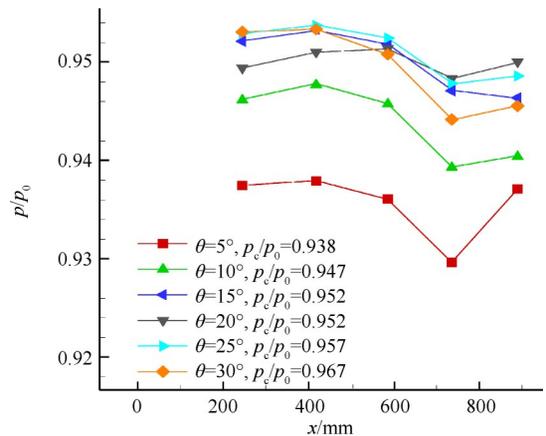


Fig. 15 $Ma_0=0, NPR_p=2.1$, static pressure of the pressure measuring points under the minimum downstream pressure ratio (p_c/p_0)

4 结论

通过本文研究,得到如下结论:

(1)当次流通道为回流状态时,引射喷管内的剪切层由主流和第三流路流体形成。随着辅助进气门角度从 5° 逐渐增大至 30° ,第三流路进气量增加,其对主流的束缚作用增强,主流过膨胀程度降低,流场内弓形激波强度减弱;剪切层的发展得到促进,剪切层两侧流体的速度差减小,剪切层内动量传递效率提高,引射喷管的推力系数从 0.60 提升至 0.73。

(2)当次流为顺流状态时,引射喷管内的剪切层

由主流和次流形成。随着辅助进气门角度从 5° 逐渐增大至 30° ,次流流量逐渐减小,主流过膨胀程度增大,流场内弓形激波强度增加;主-次流剪切层的发展受到了抑制,剪切层两侧流体的速度差逐渐增大,剪切层内动量传递效率降低,推力系数从0.97下降至0.75。

(3)次流为顺流状态时引射喷管的推力系数整体高于次流为回流状态,因此当次流处于顺流状态时,引射喷管可获得更优的推力性能。但次流为回流状态更符合工程实际,此时增大第三流路辅助进气门开度,将有助于改善引射喷管的推力性能。

(4)次流由回流转变为顺流的过程可概括为:完全回流区→前部顺流、后部回流(第二回流区)→顺流状态、主喷管背部存在较大回流区→顺流状态、主喷管背部回流区减小。

(5)随着辅助进气门开度增大,次流的最小顺流压比呈逐渐上升趋势。

致 谢:感谢国家自然科学基金、江苏省自然科学基金、江苏省“333”工程资助项目和中央高校基本科研业务费专项资金的资助。

参考文献

- [1] 刘大响,金捷. 21世纪世界航空动力技术发展趋势与展望[J]. 中国工程科学, 2004, (9): 5-12.
- [2] Kelly M, Menich R, Olds J. What's Cheaper to Fly: Rocket or TBCC? Why?[R]. AIAA 2010-2326.
- [3] Cockrell C, Auslender A, Guy R, et al. Technology Roadmap for Dual-Mode Scramjet Propulsion to Support Space-Access Vision Vehicle Development [R]. AIAA 2002-5188.
- [4] Kojima T, Kobayashi H, Taguchi H. Design and Fabrication of Variable Nozzle for Precooled Turbojet Engine [R]. AIAA 2009-7312.
- [5] Détery J, Hardy J M. Present Possibilities for a Theoretical Study of a Supersonic Ejector Nozzle[R]. NASA-TT-F-9870.
- [6] Merlin P W. Design and Development of the Blackbird: Challenges and Lessons Learned[R]. AIAA 2009-1522.
- [7] Viets H. Thrust Augmenting Ejector Analogy [J]. *Journal of Aircraft*, 1977, 14(4): 409-411.
- [8] Presz W M, Reynolds G, McCormick D. Thrust Augmentation Using Mixer-Ejector-Diffuser Systems [R]. AIAA 94-0020.
- [9] DeBonis J R. Full Navier-Stokes Analysis of a Two-Dimensional Mixer/Ejector Nozzle for Noise Suppression [R]. AIAA 92-3570.
- [10] Addy A L, Chow W L. Interaction Between Primary and Secondary Streams of Supersonic Ejector Systems and Their Performance Characteristics [J]. *AIAA Journal*, 1964, 2(4): 686-695.
- [11] Der J. Improved Methods of Characterizing Ejector Pumping Performance [J]. *Journal of Propulsion and Power*, 1991, 7(3): 412-419.
- [12] Kumar R A, Rajesh G. Physics of Vacuum Generation in Zero-Secondary Flow Ejectors [J]. *Physics of Fluids*, 2018, 30(6).
- [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(7).
- [14] Anderson B. Factors Which Influence the Analysis and Design of Ejector Nozzles [R]. AIAA 72-46.
- [15] Stitt L E. Exhaust Nozzles for Propulsion Systems with Emphasis on Supersonic Cruise Aircraft [R]. NASA-RP-1235.
- [16] 吴达,陈芬. 引射增力器的性能分析和实验研究 [J]. 推进技术, 1988, 9(2): 14-21. (WU Da, CHEN Fen. Analytical and Experimental Study of Thrust Augmentation Ejector [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 1988, 9(2): 14-21.)
- [17] 吴达,杨载明,张荣. 超音速引射喷管的分析和实验研究 [J]. 工程热物理学报, 1980, (3): 246-254.
- [18] 伊赫桑·巴伦. 纯物质热化学数据手册 [M]. 北京: 科学出版社, 2003.
- [19] Anderson B H. Assessment of an Analytical Procedure for Predicting Supersonic Ejector Nozzle Performance [R]. NASA-TN-D-7601, 1974.
- [20] Steve P. Lockheed SR-71 Blackbird [M]. UK: The Crowood Press, 2004.
- [21] 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.

(编辑:朱立影)