

宽速域引射喷管巡航状态流动特性仿真

蔡佳^{1,2}, 李子杰², 黄河峡², 张可心², 谭慧俊²

(1. 南京工业职业技术大学 航空工程学院, 江苏 南京 210023;

2. 南京航空航天大学 能源与动力学院, 江苏 南京 210016)

摘要: 为了获得宽速域引射喷管在巡航状态下的流动特性, 设计了工作范围为马赫数 0~4 的引射喷管, 仿真分析了巡航状态 4 Ma 其内部的典型流动结构, 并重点研究了引射系数(次主流流量比和总温比平方根的乘积)对引射喷管流动以及推力性能的影响规律。研究表明: 巡航状态下, 引射喷管内部的流动结构主要由主/次流剪切层、激波所组成, 沿着激波方向, 激波逐渐增强; 引射喷管内部的剪切层存在“附壁”和“脱体”两种典型状态。随着引射系数的增加, 剪切层从“附壁”状态切换至“脱体”状态, 并且管内的激波强度呈现出逐渐减弱的趋势, 推力系数呈现出先增加后降低的趋势。当引射系数在 0.006~0.06 时, 引射喷管的推力系数可达到 0.95 以上。

关键词: 宽速域引射喷管; 剪切层; 引射系数; 推力系数

中图分类号: V236 文献标识码: A 文章编号: 1672-9374(2020)06-0022-08

Numerical study on the flow characteristics of ejector nozzle with wide-speed range under cruise state

CAI Jia^{1,2}, LI Zijie², HUANG Hexia², ZHANG Kexin², TAN Huijun²

(1. School of Aeronautic Engineering, Nanjing Vocational University of Industry Technology, Nanjing 210023, China;

2. College of Energy and Power Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: To obtain the flow characteristics of an ejector nozzle under the cruise state, an ejector nozzle operating in the range of Mach number 0~4 is designed. The typical flow features under the 4 Ma cruise state are analyzed, and the effects of ejecting coefficient, which is defined as the product of the square root of total-temperature and the flow ratio between the secondary flow and the primary flow, on the flow structure as well as the thrust performance are studied emphatically. The results indicate that the main flow structure inside the ejector nozzle is mainly composed of the shock wave and the shear layer between the main flow and secondary flow under the cruise state. The shock gets intensified gradually along the shock direction. The shear layer inside the ejector nozzle has two typical states of “attached to the surface” and “detached from the surface”. As the ejecting coefficient increases, the shear layer transforms

收稿日期: 2020-10-03; 修回日期: 2020-11-08

基金项目: 国家自然科学基金(51906104); 南京工业职业技术大学科研基金项目(901050617YK402); 江苏省自然科学基金(BK20190385)

作者简介: 蔡佳(1988—), 女, 博士生, 讲师, 研究领域为飞行器进/排气技术

from the state of “attached to the surface” to the other one, and the shock strength in the tube shows a gradual weakening trend, while the thrust coefficient increases first and then decreases. When the ejecting coefficient is between 0.006 and 0.06, the thrust coefficient is higher than 0.95.

Keywords: ejector nozzle with wide speed range; shear layer; ejecting coefficient; thrust coefficient

0 引言

随着当前航空航天飞行器朝着更高速度、更强机动、更宽包线方向发展,以燃气涡轮发动机和冲压发动机组合形式的推进系统(turbine based combined cycle engine, TBCC),具有水平起降、可重复使用、用途广泛的特点,并可发挥这两类发动机在低速和高速的优势^[1],因此受到工程界和学术界的高度重视,并入选中国科协2020年发布的10个重大工程技术难题之一。尾喷管作为TBCC推进系统的重要部件,其主要是使发动机出口的燃气在尾喷管中充分膨胀,将其携带的热能和压力能转变为动能,以增大发动机出口气流的冲量,从而增大发动机的推力^[2]。

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,其扩张比从起飞状态下的2变化至超声速巡航状态时的15~20^[3],必须采用一定的技术手段实现喷管喉道及面积扩张比的调节。目前,主要的调节方式均是机械式调节法为主,如外筒壁平移^[4]、中心体局部转动^[5]、中心体和尾缘独立转动方案^[6]等,这增加了喷管构型的复杂程度,并且喷管变几何结构安装于机匣外,在一定程度上又增加了发动机的阻力。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^[7],获得了学术界和工程领域研究人员的广泛关注,其中典型的代表即引射喷管。其将来自进气道唇罩一侧边界层的溢流(次流)引入喷管内与流出主喷管的气体(主流)进行剪切及动能的掺混^[8],从而提高次流的动能,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^[9]。这种调节概念在美国SR-71飞行器的J-58发动机上得到成功应用^[10]。由于次流来自于进气道,其未经过燃烧,温度相对较低,因此次流的存在可在一定程度上隔绝主喷管高温气流对喷管壁面加热。Ordonez等验证了引射喷管在发动机排气系统温度关键区域内引射冷却空气的有效性,并建立了引射喷管冷却效率模型^[11]。引射喷管在飞行器上的另

一个典型应用即协和号飞机的Olympus 593发动机。Olympus 593引射喷管设计的初衷之一在于降低喷流噪声^[12]。Bradshaw等认为引射喷管降噪的主要机制在于主次流掺混可更多的喷射噪声将在喷管内壁面中产生并被物理屏蔽;其次,高速排气与引射的低速次流的混合使得引射排气羽流的平均速度和剪切水平较低^[13]。此外,Olympus 593的引射喷管还可以起到调节亚声速状态下的排气流以及在着陆时产生反向推力的作用^[12]。综上所述,引射喷管这类排气系统在改善推进系统气动性能、降低冷却需求和噪声水平方面都有一定的优势。

尽管国外已有相关引射喷管的工程应用,但现有的研究更关注于引射喷管的推力性能,对其内部的流动结构、主次流之间的掺混特性等研究相对较少。而引射喷管内部的流动结构以及剪切层特性是决定其推进性能的关键,为此,本文设计了一种TBCC推进系统引射喷管,并仿真研究了引射喷管内部的流动特征,旨在为推进引射喷管的工程化奠定一定的理论基础。

1 物理模型

根据发动机总体需求,本文所设计的引射喷管工作范围为0~4 Ma,其中4 Ma为该发动机的巡航状态,巡航状态主喷管落压比为75,总压为2 100 K。基于主喷管喉道截面达到临界以及发动机的流量可确定主喷管喉道直径 D_p 。基于发动机主喷管尺寸、落压比以及飞行器对引射喷管最大外廓尺寸约束,对引射喷管内部型面进行参数化设计,获得了各设计参数(如引射套筒喉道直径 D_i 、主喷管喉道到引射套筒喉道距离 L_i 、引射喷管出口直径 D_e 、引射喷管长度 L_e 等)对推力系数的影响规律,具体的参数化研究过程可参考文献[14],从而获得了推力性能较优的引射喷管结构,如图1所示。该引射喷管主要是由主喷管、次流通道、引射套筒、第三流路辅助进气门以及出口面积调节片组成。当飞行马赫数低于1.4时,由于主喷管落压比较低,为了避免引射喷管内出现严重的过膨胀现象,第三流路辅助

进气门开启,部分喷管外界气流被吸入至引射喷管内,同时引射套筒尾部的出口面积调节片内折减小喷管面积扩张比;当飞行马赫数大于 1.4 之后,第三流路辅助进气门关闭^[15],出口面积调节片在内外压差作用下逐渐往外旋转,在 4 Ma 状态下到达最大面积位置,此时调节片外表面保持水平状态。其中引射喷管的主要设计参数在表 1 中列出,引射喷管各设计参数通过主喷管进口直径 D 无量纲化,下文涉及的设计参数值均为无量纲量。由于引射喷管实际工作过程中次流通道的 airflow 来源于进气道唇罩放气,为了简化研究,通过控制次流压力实现引射喷管与进气道的流量匹配。

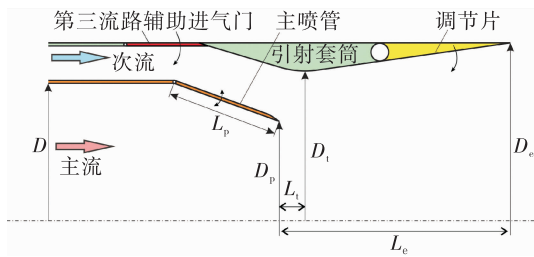


图 1 引射喷管子午面结构示意图

Fig. 1 Illustration of the symmetrical plane of ejector nozzle

表 1 引射喷管主要设计参数

Tab. 1 Main designing parameters of ejector nozzle

参数	值
主喷管出口直径	0.72
主喷管调节片长度	0.82
引射喷管喉道直径	1.12
引射喷管喉道直径距离主喷管出口的轴向距离	0.22
引射喷管长度	1.69

2 仿真方法与算例检验

本文采用商业 CFD 软件 Fluent 进行数值计算,由于引射喷管为轴对称结构,故使用二维仿真方法获得其内部流动特性。选用基于密度修正的 N-S 方程求解器,其中无黏对流通量采用 Roe-FDS 格式进行分裂,并以隐式格式的时间推进法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。湍流模型选用 S-A 模型。设定的材料为理想气体,使用 Sutherland 公式求解分子黏性系数;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[15]采用七次多项式来描述 C_p 与温度的函数关系。采用 ANSYS ICEM 软件对引射喷管计算域进行网格划分。整个计算域采用结构化网格,二维仿真的网格量约为 7 万,在壁面处进行了局部网格加密,保证引射喷管壁面的 y^+ 值范围在 1 左右。图 2 给出了仿真计算域以及计算所用到的边界条件,其中主喷管和次流喷管入口采用压力进口边界,自由来流采用压力远场边界,所有的固体壁面均按照绝热壁面处理。

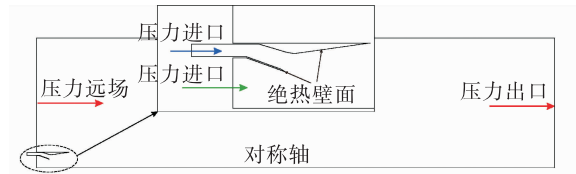


图 2 仿真计算域以及边界条件示意

Fig. 2 Schematic of computational domain and boundary conditions

为了验证本文所采用计算方法对引射喷管内部流动预测的准确性,选用 NASA 风洞试验^[16]结果进行了算例验证。图 3 为采用本文仿真方法的仿真结果与 NASA 风洞试验结果的对比。图 3 中给出了采用主喷管进口总压 P_p 无量纲化的引射喷管壁面静压 p/P_p 分布,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,说明该数值仿真方法可以准确模拟引射喷管内主次流的掺混过程,可以用于开展包含两股流体引射喷管的设计及其流动机理的研究。

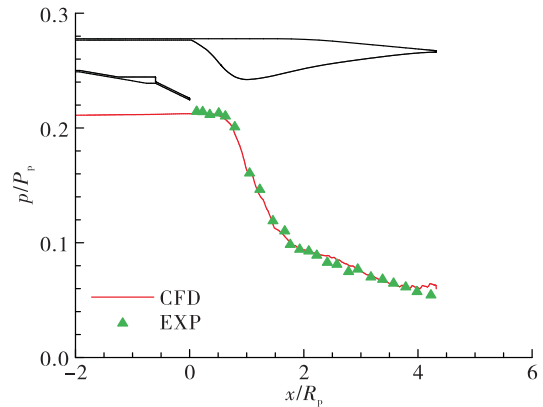


图 3 仿真和试验获得的引射喷管壁面静压分布对比

Fig. 3 Comparison between numerical and experimental surface pressure

3 结果与讨论

3.1 引射喷管巡航点基本流动特性

图4给出了飞行马赫数 $Ma = 4.0$, 主喷管落压比 $NPR_p = 75$, 引射系数 ω 为 0.02 状态下引射喷管内的流场结构, 其中引射系数^[17]

$$\omega = \frac{\dot{m}_s}{\dot{m}_p} \sqrt{\frac{T_s^*}{T_p^*}}$$

式中: \dot{m}_p 、 \dot{m}_s 分别为主流、次流流量; T_p^* 、 T_s^* 分别为主流、次流总温。由图4可见, 亚声速主流在收缩主喷管中逐渐加速至声速, 而后在引射喷管的扩张型通道内逐渐加速至超声速; 亚声速次流通过次流通道进入引射喷管。

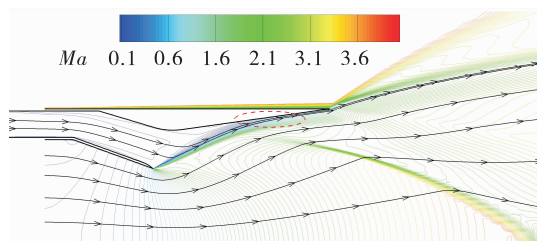


图4 $Ma = 4, NPR_p = 75, \omega = 0.02$, 引射喷管马赫数云图

Fig. 4 Mach number contour of the ejector nozzle under $Ma = 4, NPR_p = 75, \omega = 0.02$

由于次流与主流存在速度差, 主流与次流流体相互剪切、掺混形成超-亚声速剪切层, 通过剪切层进行动量传递。由于主流压力较高, 次流对主流的束缚作用较弱, 使得主次流形成的剪切层逐渐附着在引射喷管套筒壁面, 如图4中圆圈所示。此时由主次流形成的剪切层撞击引射喷管套筒壁面形成若干弱压缩波, 弱压缩波在引射喷管内汇聚形成一道斜激波。此外, 引射喷管出口压力仍然高于外界环境压力, 处于欠膨胀状态, 气流将在外界环境中进一步膨胀。当喷管内流体流出喷管后与高速外流相撞, 在外流一侧形成一道激波, 在内流一侧形成膨胀波, 从而实现内外压力平衡, 该状态下具体的波系结构如图5所示。

图6(a)显示了引射喷管分流流线及亚/超声速区域的分布情况, 从图中可以清晰看到, 分流流线将引射喷管内部的流通区域划分为主流区和次流

区。在主流区内, 主流在收缩主喷管出口附近达到声速, 形成声速线, 引射喷管套筒形成的扩张型面使主流进一步逐渐加速至超声速。

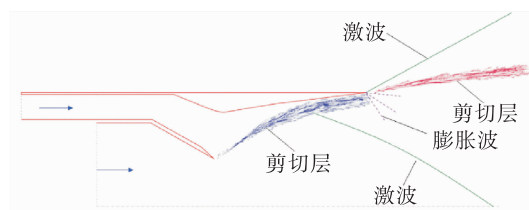
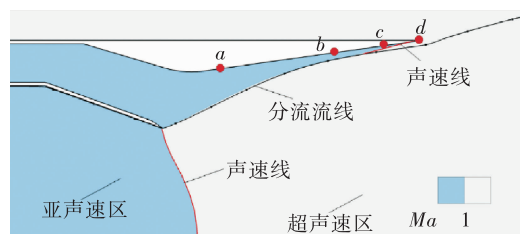
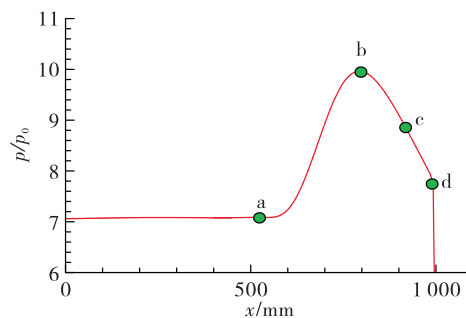


图5 $Ma = 4, NPR_p = 75, \omega = 0.02$, 设计点引射喷管流场结构示意图

Fig. 5 Schematic of the flow structure within the ejector nozzle under $Ma = 4, NPR_p = 75, \omega = 0.02$



(a) 引射喷管亚/超声速区域



(b) 壁面静压变化曲线

图6 $Ma = 4, NPR_p = 75, \omega = 0.02$, 引射喷管亚/超声速流动区及壁面静压变化曲线

Fig. 6 Subsonic/supersonic flow region and surface pressure of the ejector nozzle under $Ma = 4, NPR_p = 75, \omega = 0.02$

在引射喷管出口位置, 主流压力显著高于次流的压力, 主流处于欠膨胀状态, 因此在引射喷管尾缘产生一系列膨胀波使主流继续膨胀。在次流区内, 气流一直加速, 可以看到在靠近引射喷管出口附近加速至声速, 这主要是因为 a~c 点之间次流的流通面积逐渐减小, 亚声速次流在面积逐渐减小的通道内逐渐加速至声速, c 点后次流流通面积略有增大, 达到声速的次流在扩张型通道内继续加速至

超声速,因此在次流区出现了声速线及超声速流动区。图 6(b)给出了引射喷管套筒的壁面静压曲线,在 a~b 点之间壁面静压逐渐增大,并在 b 点达到最大值,b 点同时也是主/次流剪切层在引射喷管套筒附壁点;b~c 点由于流通面积继续减小,亚声速次流进一步加速至声速,对应段的壁面静压呈下降趋势;超声速次流在 c~d 点的扩张型流通通道内加速膨胀,对应的壁面静压进一步下降。

为进一步分析由剪切层附壁诱导产生的斜激波特性,图 7 显示了由主喷管发出的流线 1~5,e~i 分别为流线与喷管内斜激波的交点。图 8 为流线流经斜激波前后的压力变化曲线,可以看出,图中压力突变是由斜激波对气流的压缩引起,其中,点 i_2 后气流压力继续增大,主要是由于对称轴附近斜激波反射,流线 5 经过反射激波导致。表 2 给出了流线在斜激波前后的压比值及波前马赫数,可以发现沿着激波方向(从外向内),激波前后的压比逐渐增大,说明沿着激波方向其强度在逐渐增强。

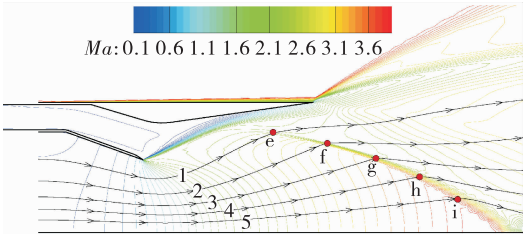


图 7 $Ma = 4, NPR_p = 75, \omega = 0.02$, 引射喷管内流线
Fig. 7 Streamlines in the ejector nozzle under $Ma = 4, NPR_p = 75, \omega = 0.02$

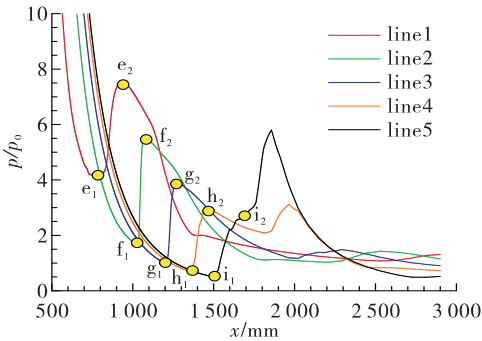


图 8 $Ma = 4, NPR_p = 75, \omega = 0.02$, 不同流线的
激波前后压力变化曲线

Fig. 8 Pressure across the shock points on different streamlines under $Ma = 4, NPR_p = 75, \omega = 0.02$

表 2 $Ma = 4, NPR_p = 75, \omega = 0.02$, 流线 1~5 激波前后压比
Tab. 2 Pressure ratios across the shock points on streamlines

1~5 under $Ma = 4, NPR_p = 75, \omega = 0.02$

流线	波前马赫数	p_2/p_1
1	2.46	1.83
2	3.06	3.18
3	3.41	4.02
4	3.64	4.22
5	3.83	5.33

3.2 引射系数对引射喷管流场结构的影响

实际引射喷管工作时,次流流过的流量应由进气道-引射喷管一体化之后所决定。为了给后续一体化研究提供必要的数据和技术支撑,本文专门研究了不同次流通道流量(或引射系数 ω)对引射喷管流场结构的影响,其中引射系数 ω 变化范围为 0~0.57。图 9 显示了不同引射系数下的引射喷管流场马赫数云图。可以看出,当引射系数 ω 为 0 时,次流通道没有入流,该状态为一种极限状态,此时引射喷管内的剪切层处于“附壁”状态,当其附着在壁面时,超声速气流撞击在引射套筒壁面形成了一道强激波。随着 ω 逐渐增加至 0.03 时,次流对主流的束缚作用逐渐开始体现,但由于流量较小,剪切层仍然处于附壁状态,其在引射喷管内附壁位置逐渐后移。当引射系数进一步逐渐增大时($\omega = 0.06 \sim 0.57$),剪切层逐渐脱离引射喷管壁面,此时的剪切层为“脱体”状态;当 ω 增大到 0.33 以后,此时次流流量显著增加,其对主流的束缚作用增强,剪切层偏向引射喷管对称轴一侧,流场中剪切层附壁产生的斜激波消失。当引射系数 ω 增大到 0.57 时,由于次流进气速度很高,当次流流过主喷管背部折角时膨胀加速至超声速。由于加速之后气流压力降低,低于当地环境压力,从而在次流通道扩张段出现一道弓形激波;此外,引射喷管喉道附近的次流速度已达到声速,当引射喷管开始扩张时,次流流体加速至超声速并迅速膨胀,而膨胀后的气流方向与引射喷管壁面方向不一致,因此在引射喷管喉道后产生了弱压缩波汇聚而成的斜激波,该道斜激波穿越剪切层折射至对称轴,并在对称轴反射。因此,当引射系数较低或较高时均可以在引射喷管内产生斜激波,但其形成原因不同:引射系数较低时,管内斜激波是由剪切层撞击引射喷管壁面

产生;而当引射系数较高时,管内斜激波是由次流通道内的斜激波穿越剪切层折射形成。

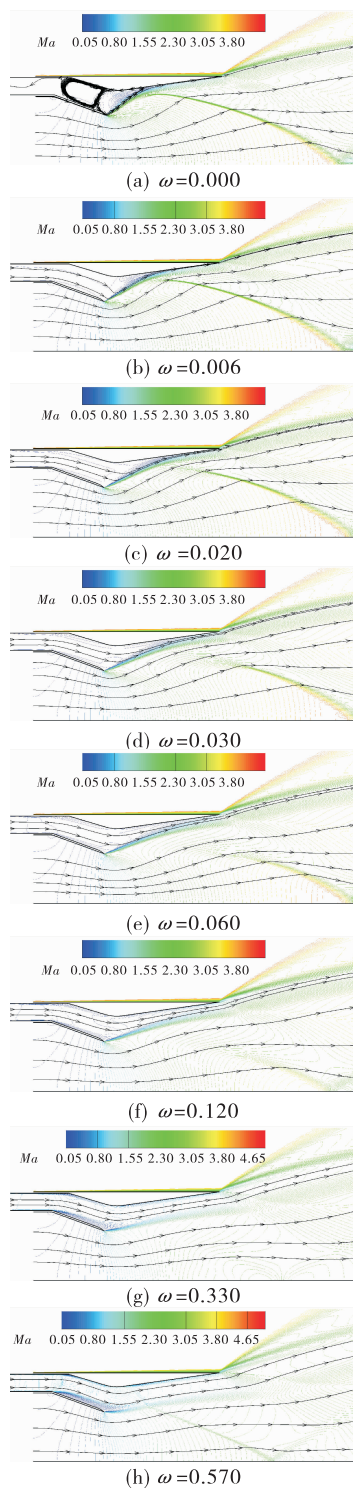


图9 $Ma=4, NPR_p=75$,不同引射系数的引射喷管流场马赫数云图

Fig. 9 Mach number contours with different ejecting coefficients under $Ma=4, NPR_p=75$

图10对比了不同引射系数的主次流分流流线,

可以看出,当引射系数 ω 为0时,分流流线附壁流动,随着引射系数逐渐增大,分流流线逐渐远离引射喷管壁面。因此,引射系数的大小将直接影响剪切层的流动特性,当引射系数较大时,剪切层处于脱体状态,主流被剪切层束缚而无法充分膨胀;只有当剪切层处于附壁状态时,主流获得最大程度的膨胀。

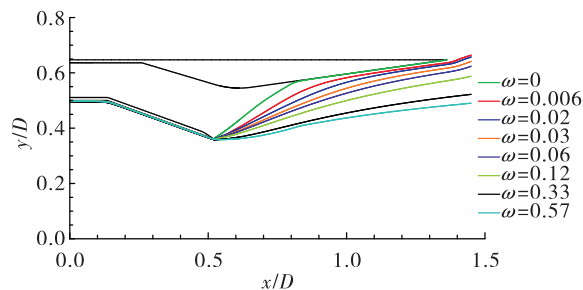


图10 $Ma=4, NPR_p=75$,不同引射系数的主次流分流流线分布

Fig. 10 Dividing streamlines with different ejecting coefficients under $Ma=4, NPR_p=75$

图11给出了不同引射系数的引射喷管壁面静压曲线,可以看出,在A区内,当引射系数在0~0.03范围内时,剪切层处于附壁状态,剪切层附壁点为静压曲线最高点,因此该状态在引射喷管扩张段的壁面静压曲线呈现为先升后降的趋势。

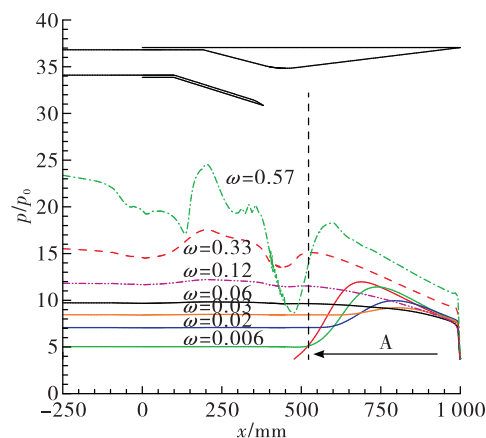


图11 $Ma=4, NPR_p=75$,不同引射系数的引射喷管壁面静压曲线

Fig. 11 Surface pressure distribution with different ejecting coefficients under $Ma=4, NPR_p=75$

当剪切层处于附壁状态时,增大引射系数使剪

切层附壁点逐渐后移,且附壁点的静压峰值逐渐下降;在次流通道内,随着引射系数增大,流体的静压水平逐渐提高,其流动的逆压力梯度降低。当 $\omega > 0.33$ 时,剪切层处于脱体状态,此时次流为超声速流体($1 < Ma < 2$),在引射喷管扩张段加速膨胀,因此该状态下的壁面静压呈逐渐降低趋势。

为进一步探究引射系数引射喷管内激波特性的影响,图 12 给出了 $\omega = 0.006 \sim 0.06$ 范围时引射喷管内部斜激波前后压比变化曲线。可以看出,沿激波方向(r/R_e 递减方向)激波前后压比逐渐增大,激波强度逐渐增加。此外,还可以看到随着引射系数的增大, p_2/p_1 呈下降趋势,这表明引射系数的增加使得引射喷管内斜激波的强度逐渐减弱,这主要是因为随着引射系数增加,次流流量增大迫使剪切层逐渐脱离引射喷管壁面,剪切层对壁面的冲击作用减弱,由此产生的斜激波强度变弱。

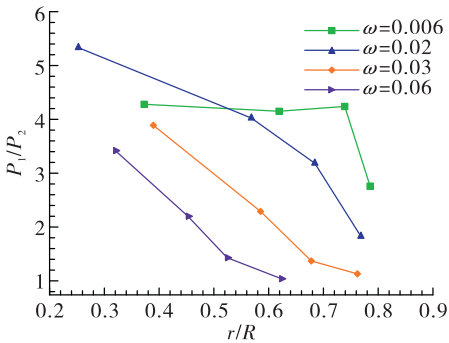


图 12 $Ma = 4, NPR_p = 75, \omega = 0.006 \sim 0.06$, 引射喷管内斜激波前后压比变化曲线

Fig. 12 Pressure ratios along the oblique shock under $Ma = 4, NPR_p = 75, \omega = 0.006 \sim 0.06$

3.3 引射系数对引射喷管推力性能的影响

为了进一步评估引射系数对引射喷管推力性能的影响,表 3 列出了不同引射系数条件下引射喷管出口的主要性能参数。可以看到,随着引射系数的增加,次流绝对质量流量迅速增加,出口速度呈现出先增加后降低的趋势,这主要是因为在小引射系数条件下,主流得以充分膨胀,出口速度较高,静压较低;随着引射系数的增加,次流的束缚能力增强,主流膨胀减弱,因此出口速度逐渐降低,气流处于较高的欠膨胀状态。

表 3 $Ma = 4, NPR_p = 75$, 不同引射系数条件下引射喷管出口性能参数

Tab. 3 Exit performance parameters of the ejector nozzle with different ejecting coefficient under $Ma = 4, NPR_p = 75$

引射系数	主喷管流量/ ($\text{kg} \cdot \text{s}^{-1}$)	次流喷管流量/ ($\text{kg} \cdot \text{s}^{-1}$)	出口速度/ ($\text{m} \cdot \text{s}^{-1}$)	出口静压比	推力系数
0.000	40.70	0.00	1 414.09	5.77	0.921
0.006	40.70	0.48	1 440.49	5.67	0.967
0.020	40.70	1.29	1 451.89	5.54	0.953
0.030	40.70	2.82	1 435.73	5.39	0.949
0.060	40.70	4.62	1 404.23	5.44	0.948
0.120	40.70	9.26	1 314.17	6.03	0.942
0.330	40.70	24.63	1 107.51	8.04	0.921
0.570	40.70	42.43	994.13	9.83	0.907

由于该引射喷管包含两个流路,其推力系数的计算需要综合考虑主/次流的推进性能,推力系数

$$C_f = \frac{F_a}{\sum F_i}$$

式中: F_a 为出口冲量; F_i 为主次流的等熵推力。

表 3 给出了巡航点下不同引射系数下的引射喷管推力系数。由表 3 可知,推力系数随引射系数的增大先增加后减小,引射系数在 0.006 ~ 0.06 的范围内推力系数可以达到 0.95 以上。由于推力是由压差推力和动量推力两部分组成,结合前面的分析可知动量推力先增加后降低,而压差推力先降低后增加,因此动量推力占据主导地位。过大的引射系数下,尽管增加了次流流量,但毕竟其本身的落压比相比于主流要低得多,流体所具有的机械能要低,其能产生的推力增益有限。因此,在实际引射喷管设计中,在巡航点下,引射喷管的引射系数应不宜超过 0.33,否则引射喷管的推力优势很难体现出来,甚至会产生负增益。维持引射系数在 0.006 ~ 0.06 时,可获得较优的推力性能。

4 结论

1) 巡航状态下,引射喷管内部主要的流动结构为主/次流剪切层、汇聚激波;沿着汇聚激波方向,

激波逐渐增强。

2) 剪切层将主次流分隔开,对于主流,其在引射喷管内膨胀加速至超声速;对于次流,其从亚声速逐渐加速,在出口附近加速至超声速;剪切层存在“附壁”和“脱体”2种典型的流动状态。当引射系数较低时,剪切层为“附壁”状态;当引射系数逐渐增加,剪切层附壁的位置逐渐后移并最终完全脱离壁面。

3) 随着引射系数的增加,次流对主流的束缚作用越强,推力系数呈现出先增加后降低的趋势,当引射系数在0.006~0.06时,引射喷管的推力系数可达到0.95以上。

参考文献:

- [1] 王占学,张明阳,张晓博,等. 变循环涡扇冲压组合发动机发展现状及关键技术分析[J]. 推进技术,2020,41(9): 1921-1934.
- [2] 徐惊雷. 超燃冲压及TBCC组合循环发动机尾喷管设计方法研究进展[J]. 推进技术,2018,39(10): 2236-2251.
- [3] KOJIMA T, TAGUCHI H, KOBAYASHI H, et al. Design and fabrication of variable nozzle for precooled turbojet engine [C]//16th AIAA/DLR/DGLR International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference. Reston, Virginia: AIAA,2009.
- [4] MIZOBATA K, KIMURA H, SUGIYAMA H. Conceptual design of flight demonstrator vehicles for the ATREX engine [R]. AIAA 2003-7028.
- [5] TAGUCHI H, FUTAMURA H, SHIMODAIRA K, et al. Design study on hypersonic engine components for TBCC space planes [C]//12th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies. Reston, Virginia: AIAA,2003.
- [6] 黄河峡,谭慧俊,周唯阳,等. 一种带中心体的TBCC可调喷管的设计与仿真[J]. 南京航空航天大学学报,2013,45(5): 658-664.
- [7] HARDY J M, DELERY J. Present possibilities for a theoretical study of a supersonic ejector nozzle [R]. NASA TT F-9870.
- [8] SMELTZER D B, SMITH R H, CUBBISON R W. Wind tunnel and flight performance of the YF-12 inlet system [J]. Journal of Aircraft,1975,12(3): 182-187.
- [9] BRESNAHAN D L. Performance of an aerodynamically positioned auxiliary inlet ejector nozzle at Mach numbers from 0 to 2.0 [R]. NASA TM X-2023.
- [10] MERLIN P. Design and development of the blackbird: challenges and lessons learned [C]//47th AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition. Reston, Virginia: AIAA,2009.
- [11] ORDONEZ G, GEORGES M. Ejector pumping and cooling correlations applicable to aircraft exhaust systems [C]//Aircraft Design and Operations Meeting. Reston, Virginia: AIAA,1991.
- [12] CANDEL S. Concorde and the future of supersonic transport [J]. Journal of Propulsion and Power,2004,20(1): 59-68.
- [13] BRADSHAW P, FERRISS D H, JOHNSON R F. Turbulence in the noise-producing region of a circular jet [J]. Journal of Fluid Mechanics,1964,19(4): 591-624.
- [14] 张可心. 一体化条件下组合发动机引射喷管的设计及其流动机理研究 [D]. 南京:南京航空航天大学,2020.
- [15] 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(12): 2729-2738.
- [16] 张留欢,王君,马元,等. 组合循环发动机轴对称环形可调喷管方案研究 [J]. 火箭推进,2018,44(6): 14-20.
- [17] ZHANG L H, WANG J, MA Y, et al. Study on adjustable axisymmetric annular nozzle of combined cycle propulsion system [J]. Journal of Rocket Propulsion,2018,44(6): 14-20.
- [17] BARIN I. 纯物质热化学数据手册 [M]. 程乃良,译. 北京: 科学出版社,2003.
- [18] ANDERSON B H. Assessment of an analytical procedure for predicting supersonic ejector nozzle performance [EB/OL]. 1974.
- [19] CHOW W L, ADDY A L. Interaction between primary and secondary streams of supersonic ejector systems and their performance characteristics [J]. AIAA Journal,1964,2(4): 686-695.
- [20] 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.