超/亚声速混合层压力不匹配时流动特征*

魏杰立^{1,2},朱焕字¹,朱志祥¹,何小民¹,任祝寅²

(1. 南京航空航天大学 能源与动力学院,江苏南京 210016;2. 清华大学 航空发动机研究院,北京 100084)

摘 要:为了获得压力不匹配对超/亚声速混合层空间分布与增长、压力分布和相似性等特征的影响规律,开展试验和数值模拟研究。通过粒子图像测速技术 PIV 测量混合层空间分布,标准 k-ω模型模拟稳态流场特征。超声速气流马赫数为1.32,亚声速气流马赫数为0.11,五组不同压比分别为0.82,0.95,1.11,1.22和1.47。研究结果表明:压力不匹配对混合层增长的影响较弱;当压比>1时,混合层 沼流向呈现波纹分布,静压呈现高、低压交替分布;压比增加,混合层内无量纲速度分布不变,无量纲 总压减小,而湍流强度增加。基于无粘假设的预测模型捕捉了波节的基本结构与分布。

关键词:压力不匹配;超/亚声速混合层;流动特征;剪切层;组合动力推进 中图分类号:V231.2 文献标识码:A 文章编号:1001-4055 (2022) 05-200810-11 DOI: 10.13675/j.cnki.tjjs.200810

Flow Characteristics of Supersonic-Subsonic Mixing Layer under Unmatched Pressure Conditions

WEI Jie-li^{1,2}, ZHU Huan-yu¹, ZHU Zhi-xiang¹, HE Xiao-min¹, REN Zhu-yin²

(1. College of Energy and Power Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;2. Institute for Aero Engine, Tsinghua University, Beijing 100084, China)

Abstract: Both experimental and numerical investigations have been conducted to investigate the effects of unmatched pressures on the spatial development, pressure distribution and self-similarity of the supersonic-subsonic mixing layer. PIV technique is employed to measure the spatial distributions of the mixing layer in conjunction with the standard $k-\omega$ turbulence model considering the effect of compressibility adopted to simulate the flow characteristic of mixing layer. The Mach numbers of the supersonic and subsonic streams are 1.32 and 0.11, respectively. Five different pressure ratios of 0.82, 0.95, 1.11, 1.22 and 1.47 are considered to investigate the pressure dependence of flow characteristics. Results show the unmatched pressures have little effects on the growth of mixing layer. When the pressure ratio is larger than 1, the mixing layer exhibits a wave-like shape and a row of alternate low pressure and high-pressure regions are developed along the streamwise direction. As the pressure ratio increases, the non-dimensional velocity in the mixing layer does not change, the non-dimensional total pressure decreases while the turbulent intensity increases. With the inviscid flow assumption, an analytic model is proposed for the prediction of wave nodes characterizing the distribution of the pressure waves.

Key words: Unmatched pressure; Supersonic/subsonic mixing layer; Flow characteristics; Shear layer; Combined cycle propulsion

^{*} 收稿日期: 2020-10-14; 修订日期: 2021-03-01。

基金项目:国家重点基础研究发展计划(613302)。

作者简介:魏杰立,博士后,研究领域为航空、冲压发动机燃烧室设计。

通讯作者:何小民,博士,教授,研究领域为航空航天推进系统燃烧。

引用格式:魏杰立,朱焕宇,朱志祥,等.超/亚声速混合层压力不匹配时流动特征[J].推进技术,2022,43(5):200810.
 (WEI Jie-li, ZHU Huan-yu, ZHU Zhi-xiang, et al. Flow Characteristics of Supersonic-Subsonic Mixing Layer under Unmatched Pressure Conditions[J]. Journal of Propulsion Technology, 2022, 43(5):200810.)

1 引 言

随着国家对构建空天一体战略突防体系需求的 不断增强,发展宽速域高速飞行器成为重中之重,组 合动力推进技术应运而生,成为解决该类飞行器动 力难题的重要技术手段之一^[1-2]。在组合动力系统 中,混合层是完成组分输运和燃烧组织的一种重要 流场结构。它由隔开的两股相互平行但参数不同的 流体掺混形成,根据两侧流体速度可以分为亚/亚声 速混合层、超/亚声速混合层和超/超声速混合层。其 中,超/亚声速混合层已广泛存在于各类组合动力系 统中,如火箭基组合循环发动机^[3-5]、内嵌火箭式亚燃 冲压发动机^[6]。

针对自由混合层已开展了大量研究,主要包括 混合层内部结构、混合层增长、卷吸作用、压缩性作 用、混合层内参数分布等。对于混合层内部结构, Brown 等^[7]在亚/亚声速混合层内发现大涡拟序结构, Bernal 等^[8]建立了大涡的拓扑结构, Clemens 等^[9-10]、 赵玉新^[11]详细研究了压缩性对混合层内部结构的影 响;为了表征混合层沿空间的增长,Sabin^[12]提出混合 层增长率公式, Brown^[13]和 Dimotakis^[14]在此基础上完 成公式的进一步的修正;卷吸方面,存在蚕食和吞没 两种机制^[7],大涡结构在卷吸与混合中起重要作 用^[15];压缩性作用方面,Pantano等^[16]发现压缩性增加 后,压力-应变项降低,阻碍了能量从流向向横向的 输运,降低了湍流生成,最终降低湍流强度和混合层 增长率;对于混合层内参数分布,速度分布和湍流强 度分布具有相似性特征[17]。上述研究中,为了清晰 揭示混合层内部结构减弱其他因素的影响,主要在 混合层两侧流体静压相等的条件下开展。

然而,当两侧静压不相等即压力不匹配,且混合 层一侧或两侧为超声速气流时,流场结构将显著改 变并影响混合层特征。赵玉新等^[11,18]和张冬冬等^[19] 研究了压力不匹配对超/超声速混合层的影响,不匹 配产生了膨胀波、压缩波和激波,混合层的转捩位置 提前,大尺度涡结构更加破碎,空间分布发生变化。 Ramaswamy等^[20]研究了超声速射流过膨胀和欠膨胀 状态对射流剪切层的影响,不匹配时剪切层结构角 的波动增大。对于超/亚声速混合层,压力不匹配影 响的研究则相对较少。而压力不匹配又极易出现在 组合动力推进系统燃烧室内,压力不匹配的状态会 使得超声速气流产生复杂的波系结构,改变燃烧室 内流场结构,给组合动力系统的燃烧组织带来挑战。

因此,本文采用粒子图像测速技术 PIV 测量压力

不匹配条件下超/亚声速混合层空间分布特征,并结 合雷诺平均方程模型开展稳态数值模拟,研究压力 不匹配时混合层发展、压力分布和相似性特征,提出 波节结构预测模型,为组合动力推进系统燃烧室流 场调控技术的发展提供重要的理论基础和可行的预 测方法。

2 研究方法

2.1 试验研究

根据某型内嵌火箭的亚燃冲压组合动力系统燃 烧室的工作参数与混合层的形成特点,设计了试验 系统并确定研究参数。

试验系统示意如图1所示。两股流道分别模拟 亚声速和超声速气流,由拉瓦尔喷管产生超声速气 流。通过试验段后的真空泵抽吸形成低于大气压力 环境。在试验段上游,分别测量两股流体的总压、总 温和流量。通过调节喷管前总压改变两股流体不匹 配状态。试验段模型中心截面如图1(b)所示,为准 二维的几何结构,垂直来流方向截面为矩形,亚声速 气流进口高度(y方向)为115mm;超声速气流进口高 度(喷管出口高度)为16mm;展向尺寸(z向,垂直纸 面方向)为100mm。在试验段的上壁面和侧壁面分 别开设光学窗口,窗口尺寸分别为350mm×50mm和 350mm×110mm。

试验中分别采用精度等级为0.075%的单晶硅压 力变送器、0.1级K型热电偶和孔板流量计测量压力、 温度和流量。混合层空间分布采用粒子图像测速系 统PIV测量,测量截面为展向中心截面。示踪粒子为 氧化铝粉末,粒子直径10μm,试验前将其放入110℃ 的恒温烘箱中烘干。

五组试验参数如表1所示,表中下标1为超声速 气流参数,下标2为亚声速气流参数,Case1为基准 参数,压比 $\pi=p_1/p_2=1.11$,两股流体压力近似匹配; Case2和Case3时,超声速气流为欠膨胀状态;Case4 和Case5时,超声速气流为过膨胀状态。超声速气流 马赫数 $Ma_1=1.32$ 左右,亚声速马赫数 $Ma_2=0.11$,试验 段出口静压 $p_e=75$ kPa。

2.2 数值仿真

由于试验测量受限,为更加深入详细地揭示压 力不匹配时流动特征,开展数值仿真研究。采用标 准*k-ω*湍流模型,该模型由于在湍动能*k*和湍流涡特 征频率ω输运方程中增加生成项,提高了对自由剪切 流的预测精度。输运方程为^[21]

Table 1 Test conditions					
Parameter	Case 1	Case 2	Case 3	Case 4	Case 5
Ma_1	1.32	1.35	1.32	1.30	1.33
Ma_2	0.11	0.11	0.11	0.11	0.11
T_{11}/K	303	299	303	302	303
T_{2t}/K	303	303	303	304	304
$v_1/(\mathrm{m/s})$	396	401	397	392	399
$v_2/(\mathrm{m/s})$	40	40	40	40	40
$\Delta v/(m/s)$	356	361	357	352	359
p _{1t} /kPa	223.2	296.8	244.6	192.1	177.3
p_1/kPa	78.8	99.6	85.9	69.3	61.4
p_2/kPa	70.6	67.9	70.0	72.8	74.5
$p_{\rm e}/{\rm kPa}$	75	75	75	75	75
$\pi(p_1/p_2)$	1.11	1.47	1.22	0.95	0.82

$$\frac{\partial}{\partial t} \left(\rho k \right) + \frac{\partial}{\partial x_i} \left(\rho k u_i \right) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\Gamma_k \frac{\partial k}{\partial x_j} \right) + G_k - Y_k + S_k$$
(1)

$$\frac{\partial}{\partial t} \left(\rho \omega \right) + \frac{\partial}{\partial x_i} \left(\rho \omega u_i \right) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\Gamma_\omega \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right) + G_\omega - Y_\omega + S_\omega$$
(2)

在 *k* 和 ω 的耗散项中引入压缩性修正,压缩性方 程为

$$F(M_{t}) = \begin{cases} 0 & (M_{t} \leq M_{t0}) \\ M_{t}^{2} - M_{t0}^{2} & (M_{t} > M_{t0}) \end{cases}$$
(3)

$$\vec{x} + M_t^2 = \frac{2k}{a^2}, a = \sqrt{\gamma RT}; \ M_{t0} = 0.25_{\circ}$$

由于试验段设计采用准二维方法,研究中主要 关注速度等时均量分布特征,同时前期对比了二维 与三维几何模型的雷诺时均模型(RANS)的稳态结 果具有相同特征。因此,本文的研究中采用二维几 何模型,计算域及网格如图2所示。对超声侧气流侧 模拟进行简化,采用与喷管出口同尺寸的平直通道 并设定进口总、静压方式代替拉瓦尔喷管产生超声 速气流。隔板厚度5mm,超、亚声速气流进口高度分 别为16mm和115mm,混合层发展区长度为900mm。 采用结构化四边形网格,并开展网格独立性验证,如 图3所示,采用四组不同单元数的网格,当单元数为 95400和195650时,x=50mm和100mm处速度分布曲 线相互重合,网格对计算结果的影响消失。因此,采



(b) Test section (flow direction: right to left)





Fig. 2 Computational domain and numerical settings (mm)



用95400单元数网格,近壁面及混合层发展区域进行 了局部加密。边界条件中,进口均采用压力进口,出 口为压力出口,所有固体壁面采用无滑移壁面。具 体的边界数值根据试验参数设定,使进口压力、温 度、马赫数或速度与试验时一致。

数值仿真结果处理中,混合层边界确定如图4所示。以某流向位置处平均速度分别为 v_1 -0.1 Δv 和 v_2 +0.1 Δv 对应的y值作为混合层的两侧边界点 y_1 和 y_2 ,混合层的厚度 $b=y_2-y_1$ 。



Fig. 4 Schematic of the supersonic-subsonic mixing layer

无量纲坐标y,为

$$y_r = \frac{y - y_0}{b} \tag{4}$$

式中y为实际坐标, $y_0=(y_1+y_2)/2$ 。 无量纲速度 v_r 和无量纲总压 p_r 为

$$v_r = \frac{v - v_2}{\Delta v} \tag{5}$$

$$p_{\rm rt} = \frac{p_{\rm t} - p_{\rm t2}}{p_{\rm t1} - p_{\rm t2}} \tag{6}$$

式中 p_{t1} 和 p_{t2} 分别为超声速气流和亚声速气流进 口平均总压(kPa)。混合层内, $0 < v_r < 1, 0 < p_r < 1$ 。

本文数值模拟中主要关注混合层的空间分布、 速度分布等。因此,从这几个方面对数值方法进行 验证。图 5 为二维几何模型得到的数值结果与 Hall^[22]试验结果的对比。数值计算的混合层空间分 布及由隔板末端产生的波系结构与试验纹影特征相 同。试验中另一组波系结构是由于试验段上壁面安 装引起。模拟的出口总压分布与试验结果呈现相同 特征。图 6 为数值模拟的无量纲速度(x坐标每个区 间对应无量纲速度 0~1)、湍流度与 Goebel 等^[23]试验 结果对比。各流向位置处的速度分布吻合较好,数 值计算的超声速气流速度略大于试验值。数值计算 的湍流强度在混合层高速侧部分与试验值吻合较 好,混合层低速侧区域偏小,可能是湍流模型快速衰 减湍动能引起。总体而言,混合层内(-0.5<y_r<0.5)数 值计算湍流强度分布型式及发展规律与试验结果 一致。



experiment results ^[22]

图 7 为本文研究的 Case 1 壁面静压数值解与试验值对比以及相对误差分布。两者分布及变化特征相似,经历降低-升高的重复过程,波动幅度不断减弱,直至最后趋于定值。由于试验中管道壁面无法做到镜面光滑,壁面扰动会产生一些波系结构影响静压分布。因此,在 x=0~50mm 区域,相对误差在 5%~17%之间,存在比较明显差异;其余区域,除去个别测点,大部分相对误差小于 5%。







Fig. 7 Comparison of wall static pressures from Case 1 and distribution of relative error

3 结果分析与讨论

3.1 混合层空间分布特征

图 8 为 π=1.1 两股流体近似匹配时, PIV 测量并 处理得到的时均速度分布云图。在超声速和亚声速 气流间存在明显的速度过渡区域,该区即为混合层, 其边界线近似呈现直线分布并逐渐向亚声速气流侧 扩展,混合层厚度逐渐增加。由于超声速气流存在 波系作用,气流经历急剧加速和减速过程,示踪粒子 难以快速跟随气流。因此,超声速气流的测量速度 小于理论值。随着流向距离增加,粒子逐渐跟随流 体,超声速气流的测量速度增加并向理论值靠近。 虽然 PIV 测量的超声速气流速度偏低,但是速度分布 仍可以显示出混合层的空间分布特征。



Fig. 8 PIV measured time-averaged velocity distribution at π =1.1

两股流体静压不匹配 π=1.47,1.22,0.95 和0.82 时,PIV 测量的混合层时均速度分布云图对比如图 9 所示。当 π=1.47 和1.22 时,超声速气流向亚声速气 流侧扩展,混合层沿流向由 π=1.11 时的近似直线型 分布变为弧线形分布。当压比 π=0.95 和0.82 时,膨 胀特征完全消失,混合层沿流向呈直线型分布。对 于远离混合层的亚声速气流,速度分布无明显变化。 随着 π 增加,超声速气流速度增加。

数值仿真结果更加全面地展示了压力不匹配的 影响。图 10为不同 π 时数值计算马赫数 Ma 分布云 图。图中白色虚线矩形框为试验中 PIV 拍摄区域,与 图 8,图 9 对比可见数值计算中该区域内混合层空间 分布特征与试验中的现象一致。当 π =1.47 和 1.22 时,超声速气流出口下游速度和马赫数增加;沿流向 出现"波节"结构; π 越大, "波节"结构的波长与波高 越大, π =1.47 和 1.22 时的波长分别为 90mm 和 70mm; 受到超声速气流的影响,混合层沿流向呈现出波形 分布; π 变化对远离混合层的亚声速气流影响较弱。 当 π =0.95 和 0.82 时,超声速气流首先向下偏折马赫 数减小;随后,出现几个强度较弱的波节结构;最后, 马赫数基本保持不变。当 π =0.82 时,超声速气流出 口出现一道正激波,波后出现局部亚声速区域。相 比而言, π <1时,混合层受到的影响相对较小。

压力不匹配对混合层中心位置和厚度的影响如 图 11 所示。 π =1.47 和 1.22 时,混合层中心位置沿x方向呈现波纹状, π 越大,波纹的波长和波高越大,中 心位置 y_0 值越大; π =1.11 和 0.95 时,混合层中心位置 沿x方向分布呈现线性, π 越小 y_0 越小,但是两者的差 距较小。然而,虽然 π 变化对混合层空间分布的影响 较大,但是对混合层增长的影响相对较小(图 11(b))。

3.2 压力分布特征的演化

图 12 为不同压比 π 时,试验测量的超声速侧壁 面静压沿程分布对比。在 x=-20~0mm 区域, π=1.47 和 1.22 时,静压降低, π=0.95 和 0.82 时升高,表明



Fig. 9 PIV measured time-averaged velocity distributions at π =1.47, 1.22, 0.95 and 0.82, respectively



Fig. 10 Numerical predictions of Mach number distribution at different pressure ratios π

 π =1.47和1.22时,超声速气流为欠膨胀状态,气流继续膨胀,而 π =0.95和0.82时,超声速气流为过膨胀状态,受到压缩。随后,在x=20~150mm区域,四种压比

下的静压均经历降低-升高-降低-升高的过程;最后,在*x*=150~230mm区域,静压值趋于常值约为 75kPa。*π*=1.47,1.22和0.95时,第一次静压降低后的



Fig. 11 Predicted evolutions of center line and thickness of mixing layer at different pressure ratios π

升高过程分别在 x=90mm,70mm 和 50mm 处完成。随着压比 # 减小,静压波动的幅值不断减小,低压值升高,高压值降低。#=0.82时的沿程静压基本不变。



Fig. 12 Comparison of experimental wall static pressure distributions at different pressure ratios *π*

图 13 为不同 π 时数值计算静压分布云图。当 π =1.47 和 1.22 时,超声速气流出口下游静压分布呈 现高、低静压区交替; π 越大,高、低静压区域面积和 压差越大; 当 π =0.95 和 0.82 时,静压分布仍然呈现 高、低静压区域交替特征,但压差减小,持续的流向 距离减小; 当 π =0.82 时,超声速气流流道出口正激波 后静压升高。 π =1.47,1.22 和 0.95 时,第一波节静压 回升的距离与静压分布实验确定的距离(图 12)及数 值计算马赫数云图中波节长度(图 10)相一致。

3.3 相似性特征的演化

图 14为不同π时混合层内无量纲参数分布对比。



Fig. 13 Numerical predictions of pressure distribution at π =1.47, 1.22, 1.11, 0.95 and 0.82

由于 π =0.82时,超声速气流流道中出现正激波导致局 部亚声速流动,因而不对其进行处理。在-0.5< y_r <1的 混合层和亚声速气流区域,不同 π 时的无量纲速度曲 线相重合;而在-1< y_r <-0.5的超声速气流区域,随着 π 的增加,速度增加(见图14(a))。 π 增加后,混合 层-0.5< y_r <0.5区域的无量纲总压不断降低,在混合层 超声速侧边界 y_r =-0.5处,无量纲总压由约0.7降低至 0.35,无量纲总压等于1对应坐标 y_r 值不断减小,向超 声速气流中偏移(见图14(b))。混合层内的湍流强 度随着 π 增加而增加(见图14(c))。



Fig. 14 Numerical predicted profiles of non-dimensional parameters across the mixing layer at different pressure ratios π

3.4 波节结构预测模型

当超声速气流过膨胀或近似匹配时,波节结构 特征较弱,不予考虑。当超声速低度或中度欠膨胀 时(本文1< π <1.5),出口波系如图15所示,蓝色虚线 表示膨胀波,红色实线表示压缩波,黑色实线为自由 边界。气流分别经过膨胀波组ABB₂区域和BCC₂B₂ 区域以及压缩波组CDD₂C₂区域和DD₂E区域。若 无流动损失,经过上述波系后气流参数将恢复至 初始状态。ACC₂E为自由边界,两边静压相等, $P_{12}=P_{15}=P_{20}$



Fig. 15 Expansion-compression wave pattern resulting from the under-expanded supersonic stream

波节结构预测是指确定各波系与壁面及自由边 界的交点坐标,从而确定自由边界与波系空间分布。 计算中作以下假设:(1)无粘流动,不存在流动损失, 则波节关于中心线对称。(2)区域 CC₂f同时存在膨胀 波和压缩波,计算较为复杂。因此 CC₂采用圆弧代 替,并且弧线与两边的直线段相切。因此,存在如下 几何关系

根据流动特点及假设,AC为直线段,CC₂为圆弧 线,C₂E为直线,喷管高度为h,则各空间点坐标如表2 所示。

确定上述各点空间位置,需要进一步确定马赫 角 μ_1,μ_2,μ_4,μ_5 及气流偏转角 θ 。由超、亚声速气流的 静压匹配,即 $p_{12}=p_{15}=p_2$,以及静压与马赫数关系式(式 (8)^[24]),得到 Ma_{12} 和 Ma_{15} 。再由马赫数与马赫角关 系式(式(9)^[24])得到马赫角 μ_2,μ_5 。

$$\frac{p_{12}}{p_{11}} = \left(\frac{1 + \frac{\gamma - 1}{2}Ma_{11}^2}{1 + \frac{\gamma - 1}{2}Ma_{12}^2}\right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}}$$
(8)
$$\frac{p_{15}}{p_{11}} = \left(\frac{1 + \frac{\gamma - 1}{2}Ma_{11}^2}{1 + \frac{\gamma - 1}{2}Ma_{15}^2}\right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}}$$
(9)

偏转角θ的计算公式为^[24]

$$\begin{cases} \theta = \nu \left(Ma_{12} \right) - \nu \left(Ma_{11} \right) \\ \nu \left(Ma \right) = \sqrt{\frac{\gamma + 1}{\gamma - 1}} \arctan \sqrt{\frac{\gamma - 1}{\gamma + 1}} \left(Ma^2 - 1 \right) - (10) \\ \arctan \sqrt{Ma^2 - 1} \end{cases}$$

 Ma_{14} 气流在 Ma_{12} 气流基础上膨胀偏转 θ ,因而得 到 $\nu(Ma_{14})$,见式(11),从而,获得 Ma_{14} ,并得到马赫 角 $\mu_{4\circ}$

$$\nu\left(Ma_{14}\right) = \nu\left(Ma_{12}\right) + \theta \tag{11}$$

图 16为 π=1.22 和 1.47 时波节结构与数值计算结

果的对比。自由边界线、膨胀波、压缩波位置与马赫 数分布、静压分布特征吻合。数值计算的波节长度 分别为70.4mm和92mm;预测模型得到的长度分别 为76.52mm和94.86mm,波高分别为2.59mm和5.63mm。 波长略大于数值结果,可能原因:一是简化模型假设 流动无损失;二是膨胀波与压缩波共同作用区用圆 弧代替与实际情况存在轻微差距。结合图12超声速 侧壁面沿程静压分布试验结果,两种压比π时波节长 度大约为70mm和90mm。因此,预测的波节结构 准确。

Location	Coordinate	Location	Coordinate				
A	$\begin{cases} x_A = 0\\ y_A = h \end{cases}$	В	$\begin{cases} x_B = \frac{h}{\tan \mu_1} \\ y_B = 0 \end{cases}$				
<i>B</i> ₂	$\begin{cases} x_{B_2} = \frac{h}{\tan(\mu_2 - \theta)} \\ y_{B_2} = 0 \end{cases}$	С	$\begin{cases} y = x \cdot \tan \theta + h \\ y = x \cdot \tan \left(\mu_5 + \theta \right) - \frac{\tan \left(\mu_5 + \theta \right)}{\tan \mu_1} h \end{cases}$				
D	$\begin{cases} x_D = x_C + \frac{y_C}{\tan \mu_4} \\ y_D = 0 \end{cases}$	<i>C</i> ₂	$x_{of} = \frac{x_{B_2} + x_D}{2}, \begin{cases} x_{C_2} = 2x_{of} - x_C \\ y_{C_2} = y_C \end{cases}$				
D_2	$\begin{cases} x_{D_2} = 2x_{Of} - x_B \\ y_{D_2} = 0 \end{cases}$	0	$\begin{cases} x_o = x_{of} \\ y_o = y_c - \frac{x_{of} - x_c}{\tan \theta} \end{cases}$				
<i>CC</i> ₂	$y = \sqrt{r^2 - (x - x_0)^2} + y_0 \left(x \in \left[x_c, x_{c_2} \right] \right),$ $r = \frac{x_{0f} - x_c}{\sin \theta}$						









Fig. 16 Comparison of the analytically predicted wave pattern with the numerically predicted Mach number and pressure distribution ($T_{12}=T_{22}=304$ K, $p_e=75$ kPa)

4 结 论

本文通过研究,得到如下结论:

(1)压力不匹配程度影响混合层空间分布。当 超声速气流欠膨胀(π>1)时,气流的膨胀、压缩作用, 在流动方向上形成波节结构,混合层空间分布呈现 波纹状,混合层中心线更加深入亚声速气流中;当两 股气流匹配或超声速气流过膨胀时,混合层空间分 布的波纹特征消失,沿流向近似水平分布。压力不 匹配对混合层厚度增长的影响较弱。

(2)当π>1时,超声速流道出现高、低静压区交替
 分布特征,且π越大特征越明显,引起壁面静压沿流
 向的起伏分布。

(3)混合层内无量纲速度分布受压力不匹配影 响较弱;随着π的增加,混合层内无量纲总压降低,湍 流强度增加。

(4)波节结构预测模型确定的波节内波系分布 与数值计算结果相吻合,可以捕捉波系分布的基本 特征。

致 谢:感谢国家重点基础研究发展计划的资助。

参考文献

[1] 彭小波.组合循环动力技术在天地往返领域的发展与应用[J].导弹与航天运载技术,2013(1):78-82.

- [2] 张旭辉.组合动力技术的未来应用[J].科技导报 2020,38(12):15-24.
- [3]石 磊,赵国军,杨一言,等.中心支板式 RBCC 发动机引射模态流动与燃烧研究[J].推进技术,2020,41
 (10):2292-2301. (SHI Lei, ZHAO Guo-jun, YANG Yi-yan, et al. Flow and Combustion of Central-Strut Based RBCC Engine in Ejector Mode[J]. Journal of Propulsion Technology, 2020, 41(10):2292-2301.)
- [4] 潘宏亮,林彬彬,何国强,等. 多模态 RBCC 主火箭室 压对引射流动燃烧影响研究[J]. 推进技术, 2016, 37
 (6): 1108-1114. (PAN Hong-liang, LIN Bin-bin, HE Guo-qiang, et al. Effects of Primary Rocket Pressure on Ejection and Combustion in RBCC Configuration for Multiple Modes [J]. Journal of Propulsion Technology, 2016, 37(6): 1108-1114.)
- [5] 张正泽,刘佩进,秦 飞,等.中心支板顶角对 RBCC 进气道影响数值研究[J].推进技术,2018,39(4): 53-60. (ZHANG Zheng-ze, LIU Pei-jin, QIN Fei, et al. Numerical Investigation for Effects of Strut Angle on RBCC Inlet [J]. Journal of Propulsion Technology, 2018,39(4):53-60.)
- [6] 张京华,王 健,裘 云,等.一种内嵌火箭的冲压
 组合发动机性能分析[J]. 战术导弹技术,2016(2):
 47-51.
- [7] Brown G L, Roshko A. On Density Effects and Large Structure in Turbulent Mixing Layers[J]. Journal of Fluid Mechanics, 1974, 64: 775-816.

- [8] Bernal L P, Roshko A. Streamwise Vortex Structure in Plane Mixing Layers [J]. Journal of Fluid Mechanics, 1986, 170: 499-525.
- [9] Clemens T N, Mungal G M. Large-Scale Structure and Entrainment in the Supersonic Mixing Layer[J]. Journal of Fluid Mechanics, 1995, 284: 171-216.
- [10] Clemens N T, Mungal M. Two- and Three-Dimensional Effects in the Supersonic Mixing Layer [J]. AIAA Journal, 1992, 30(4): 973-981.
- [11] 赵玉新.超声速混合层时空结构的试验研究[D].长沙:国防科学技术大学,2008.
- [12] Sabin C M. An Analytical and Experimental Study of the Plane, Incompressible, Turbulent Free-Shear Layer with Arbitrary Velocity Ratio and Pressure Gradient[J]. Journal of Basic Engineering, 1965, 87(2): 421-428.
- Brown G L. The Entrainment and Large Structure in Turbulent Mixing Layers [J]. Journal of Fluid Mechanics, 1975, 64(4): 775-816.
- [14] Dimotakis P E. Two-Dimensional Shear Layer Entrainment[J]. AIAA Journal, 1986, 24(11): 1791-1796.
- [15] Jahanbakhshi R, Madnia C K. Entrainment in a Compressible Turbulent Shear Layer[J]. Journal of Fluid Mechanics, 2016, 797: 564-603.
- [16] Pantano C, Sarkar S. A Study of Compressibility Effects in the High-Speed Turbulent Shear Layer Using Direct

Simulation[J]. Journal of Fluid Mechanics, 2002, 451: 329-371.

- [17] Goebel S G, Dutton J C. Experimental Study of Compressible Turbulent Mixing Layers [J]. AIAA Journal, 1991, 29(4): 538-546.
- [18] 赵玉新,田立丰,易仕和,等.压力不匹配混合层流场结构的实验研究[J].实验流体力学,2007(3):14-17.
- [19] 张冬冬,谭建国,吕 良.压力不匹配混合层中激波 与流场结构的实验研究[J]. 弹箭与制导学报,2016, 36(3):65-68.
- [20] Ramaswamy M, Loth E, Button J C. Free Shear Layer Interaction with an Expansion-Compression Wave Pair[J]. AIAA Journal, 1996, 34(3): 565-571.
- [21] 于 勇.FLUENT入门与进阶教程[M].北京:北京理 工大学出版社,2008.
- [22] Hall J L. An Experimental Investigation of Structure, Mixing and Combustion in Compressible Turbulent Shear Layers [D]. Pasadena: California Institute of Technology, 1991.
- [23] Goebel S G, Dutton J C. Experimental Study of Compressible Turbulent Mixing Layers [J]. AIAA Journal, 1991, 29(4): 538-546.
- [24] 童秉纲,孔祥言,邓国华. 气体动力学[M]. 北京:高 等教育出版社, 2002.

(编辑:梅 瑛)