# V 形前缘对激波入射边界层流动 影响的数值模拟与分析 \*

高文智1、李祝飞2、曹 绕1、曾亿山1、杨基明2

- (1. 合肥工业大学 机械工程学院,安徽 合肥 230009;
- 2. 中国科学技术大学 近代力学系,安徽 合肥 230027)

摘 要:为指导V形溢流唇口下游的进气道内部流动分析,采用数值模拟开展V形尖前缘对二维斜激波入射平板边界层流动的影响研究。以气流偏转角 $6^{\circ}$ 的二元楔面为基准激波发生器,设计了展向气流收缩角 $\alpha$  ( $0^{\circ}$ ~ $60^{\circ}$ ,  $0^{\circ}$ 对应二元构型)的V形前缘构型,开展对比研究。结果表明,V形前缘构型使得激波入射位置沿展向不均匀、流动具有明显三维特征,并且干扰区壁面压强上升、分离区尺度明显增大。在 $\alpha$ = $0^{\circ}$ ~ $60^{\circ}$ 范围内,干扰区流动的不均匀程度、分离区尺度随 $\alpha$ 增大单调增加。进一步分析表明,V形前缘构型干扰具有中间平直、侧边斜掠的耦合入射特性,体现为对称面壁面压强符合自由干扰理论,侧边斜掠入射区参数符合斜掠干扰的锥形流特征。对比二元与 $\alpha$ = $45^{\circ}$ 构型的无粘模拟结果,V形前缘会诱导展向两侧对称的斜掠激波、并在对称面相互干扰产生平直的"桥"激波,这使得激波入射位置沿展向不均匀并偏向下游。其中对称面处平直入射激波压升比(2.49)高于二元构型结果(2.24),侧边斜掠激波强度与二元构型基本一致。这些因素综合导致V形前缘构型的分离尺度增大。

关键词:激波边界层干扰; V形前缘; 高超声速进气道; 流动分离; 激波干扰

中图分类号: V211.5; O354.5 文献标识码: A 文章编号: 1001-4055 (2019) 11-2488-10

DOI: 10.13675/j.cnki. tjjs. 180761

## Numerical Studies on Effects of V-Shaped Leading Edge on Incident Shock Wave Boundary Layer Interaction

GAO Wen-zhi¹, LI Zhu-fei², CAO Rao¹, ZENG Yi-shan¹, YANG Ji-ming²

(1. School of Mechanical Engineering, Hefei University of Technology, Hefei 230009, China;

2. Department of Modern Mechanics, University of Science and Technology of China, Hefei 230027, China)

**Abstract:** In order to instruct the internal flow analysis of hypersonic inlets with V- shaped spillage cowl edges, effects of V-shaped sharp leading edges (VsSLEs) on the incident interactions between oblique shock waves and flat plate boundary layers are investigated through numerical simulations. VsSLE shock generators, parameterized by spanwise swept angle  $\alpha(0\sim60^{\circ})$ , are designed based on a two- dimensional wedge with flow deflection angle of 6°. The results show that VsSLEs cause non-uniform incident interactions along the spanwise orientation, which induce three dimensional flows in the shock wave boundary layer interaction (SWBLI) regions.

<sup>\*</sup> 收稿日期: 2018-12-04; 修订日期: 2019-01-22。

基金项目:中国博士后科学基金面上项目(2017M612059);安徽省自然科学基金青年项目(1908085QA14)。

作者简介:高文智,博士,讲师,研究领域为高超声速空气动力学。E-mail: wzgao@hfut.edu.cn

通讯作者: 曾亿山, 博士, 教授, 研究领域为流体传动与控制, 计算流体力学。E-mail: ysz33@126.com

引用格式: 高文智, 李祝飞, 曹 绕, 等. V形前缘对激波入射边界层流动影响的数值模拟与分析[J]. 推进技术, 2019, 40 (11): 2488-2497. (GAO Wen-zhi, LI Zhu-fei, CAO Rao, et al. Numerical Studies on Effects of V-Shaped Leading Edge on Incident Shock Wave Boundary Layer Interaction[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2019, 40(11): 2488-2497.)

The wall surface pressures of VsSLE configurations are higher than those of the two dimensional configuration, and the scales of separated regions are also larger than those of the two dimensional case. The scales of separated regions increase monotonically as  $\alpha$  increases within 60°. Further analysis show that the incident SWBLI of a VsSLE wedge is characterized by a flat incident interaction near the symmetry region and a swept incident interaction near the side region. The streamwise wall pressures of the symmetry surface accord well with free interaction theory and the flow parameters of the swept incident regions scales quai-conically. Comparing the inviscid flows of the two-dimensional and the VsSLE ( $\alpha$ =45°) configurations, the VsSLE induce two symmetric swept shocks along the spanwise orientation, which interact with each other on the symmetrical plane and generate flat "bridge" shock. These cause the incident positions of the shocks non-uniform along the spanwise orientation and deviate downstream. The pressure rise ratio (2.49) of incident shock on the flat region of the VsSLE configuration is higher than that of the two dimensional configuration (2.24), while the intensity of swept shock is generally the same as that of the two dimensional configuration. These factors lead to the increase of the separation scales of VsSLE configurations.

**Key words:** Shock wave boundary layer interaction; V-shaped leading edge; Hypersonic inlet; Flow separation; Shock interaction

## 1 引言

激波边界层干扰是超声速和高超声速飞行中"生死相随"的流动问题。一方面,激波边界层干扰存在于飞行器飞行过程的内/外流场中[1];另一方面,激波边界层干扰可能引起流动分离,导致进气道不起动乃至飞行的失败[2-3]。因此,激波边界层干扰是超声速/高超声速飞行器研究中重要的基础流动问题。

为开展激波边界层干扰的研究,前人根据实际流动特征提炼出一系列经典的激波边界层干扰构型<sup>[1,4]</sup>。其中,针对进气道唇口激波入射顶板边界层流动提炼出激波入射边界层干扰问题,并简化为二维斜激波入射平板边界层这一经典构型<sup>[2,5]</sup>。针对该构型,前人开展丰富的理论、数值以及实验研究,包括干扰区内流动特征、压升/热流规律<sup>[5-6]</sup>,流动分离准则<sup>[7]</sup>,分离区非定常特性<sup>[8]</sup>等。这些结果促进了人们对流动机理的认知,并指导实际飞行器的工程设计。

然而,实际飞行器流动通常是三维流动。即便对于矩形流道的飞行器构型,受侧板效应的影响,流动也呈现明显的三维性。Wang等<sup>[9]</sup>,Eagle等<sup>[10]</sup>考察了侧壁效应对激波入射边界层流动,分析归纳出侧壁影响下的流动结构以及流动拓扑图。Grossman等<sup>[11]</sup>风洞实验研究了受限空间中斜激波入射边界层流动,结果表明,当宽高比增加时,入射激波与分离激波的干扰类型可从规则干扰转变为马赫干扰。Threadgill等<sup>[12]</sup>考察了前缘斜掠对楔激波入射边界层

流动的影响,结果表明该构型会在干扰区产生具有"锥形流"特征的三维流动。

上述研究表明,飞行器流动的三维效应会对激波入射边界层干扰流动产生显著影响。随着飞行器设计水平的提高,三维进气道设计在提升飞行器性能的同时也带来新的激波边界层干扰问题。例如,已被广泛采用的内转式进气道构型的V形溢流唇口具有V字形前缘特征[13-14](该设计方案也见于部分二元/侧压进气道设计[15-16])。这与以往的展向平直/均匀的前缘在几何特征上存在明显的差异。V形前缘会对气流产生展向对称斜掠的效应,可能导致唇口激波入射边界层流动与前期研究存在明显差异。

对于 V 形前缘诱导的激波入射边界层问题,虽然已有针对 V 形钝化前缘的研究<sup>[17-19]</sup>,但这些研究多关注 V 字钝化前缘局部区域的流动。此外,目前对于内转式进气道 V 形溢流口下游展向不均匀流动以及内部涡流区的产生、发展机理尚不清晰<sup>[20-21]</sup>。 V 形前缘诱导的激波入射边界层干扰问题很有可能是解决该问题的突破口。因此,本文开展 V 形前缘对激波入射边界层流动影响的研究,以期探索其中流动机理并为实际应用提供指导。

## 2 方 法

#### 2.1 研究模型

图 1 为 V 形尖前缘楔及其入射激波的示意图,为 了研究构型的简洁性,本文不考虑 V 形前缘外缘的后 掠对流场的影响。由于 V 形前缘的展向收缩特征,对 应入射激波是展向入射位置不均匀的三维激波。 V 形尖前缘楔面的参数包括楔面的气流偏转角度 $\theta$ ,以及 V 形前缘在流向投影面的展向收缩角 $\alpha$ 。选择气流偏转角 $\theta$ =6°的二元楔面为基准,改变 V 形前缘的展向收缩角 $\alpha$ 来考察 V 形前缘对激波入射边界层流动的影响,具体参数如表 1 所示。其中 $\alpha$ =0°对应二元楔面构型。

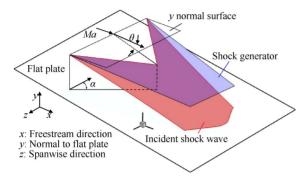


Fig. 1 Schematic of V- shaped sharp leading edge wedge and the incident shock

Table 1 Parameters of shock wave generators

θ/( ° )	α/(°)	
6	0, 10, 30, 45, 52.5, 60	

以二元楔激波入射平板边界层构型为基准设计激波入射干扰的研究构型。其中激波发生器前缘展向宽度为160mm,流向长度为170mm;入射的平板展向宽度200mm,流向长度300mm。图2列出α=0°的二元激波入射构型的无粘流动结果。无粘来流激波入射位置距离平板前缘177mm。V形前缘激波发生器是对二元楔面进行V形"切割"生成。此外,为消除展向边缘的膨胀效应,模拟时对激波发生器进行展向收缩处理,收缩角约为11.5°。

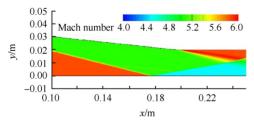


Fig. 2 Inviscid flowfiled of two- dimensional wedge configuration as  $\theta$ =6°,  $\alpha$ =0°

## 2.2 计算方法

采用三维粘性流动模拟考察激波入射边界层干扰流动,计算区域以及边界设置如图 3 所示,图中激波入射平板所在的面采用固壁(Wall)边界。为降低计算的网格量,选择展向对称的 1/2 计算域进行模拟。

选择非定常计算方式,时间步长为 2μs。空间离散选择二阶迎风格式,采用 Roe 格式进行通量求解。文中模拟包含三维无粘与粘性流动模拟,其中粘性流动采用 RANS 全湍流模拟,模型为 κ-ω SST模型。选择无滑移等温壁面,壁温 300K。虽然 RANS 模型不能刻画湍流边界层的脉动特性,但在合适的网格与计算设置条件下可准确模拟激波边界层干扰的时均流动结构<sup>[22]</sup>。为保证计算结果的可靠性,单个时间步内残差下降至少两个数量级,并监测壁面压比云图和展向截面参数的平均值来判断计算是否稳定。

CFD模拟条件参考中国科学技术大学 KDJB330 激波风洞来流参数,来流马赫数 5.9,静压 1.053kPa,静温 115K,对应单位雷诺数为 5.07×10°m<sup>-1</sup>。在本文的来流与模拟方法条件下,平板前缘下游 150mm 处边界层厚度为 3.75mm,位移边界层与动量边界层厚度分别为 0.75mm 与 0.45mm。

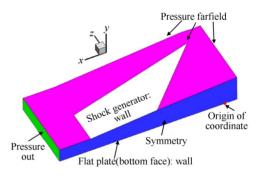
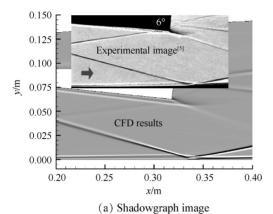


Fig. 3 Schematic of computational regions

为考察数值模拟方法的准确性,选择文献[5]中平面激波入射边界层干扰的实验结果(入射激波气流偏转角6°)进行验证。图4给出CFD模拟结果与实验结果的对比,从流场波系结构以及壁面压强分布上,数值模拟能够刻画实验的整体流动特征。由于实验照片是流场展向积分效应的结果,图4(a)实验阴影照片中激波入射位置下游边界层略有增厚,而CFD模拟的对称面干扰流动中激波入射下游边界层会变薄。总体而言,所采用的CFD模拟方法能够可靠地模拟激波入射边界层流动。

对于计算网格的合理性,选择  $\theta$ =6°, $\alpha$ =52.5°的构型进行网格无关性验证。表 2列出网格参数,其中近壁面第一层网格的法向高度为  $10\mu$ m。图 5是不同网格对称面上壁面压强分布以及平板表面流向切应力为 0 的等值线对比,其中  $p_0$ 对应自由来流静压。由图 5 可知, Mesh 2 与 Mesh 3 的模拟结果基本一致,参考 Mesh 2 的网格参数作为实际模拟的网格设置。



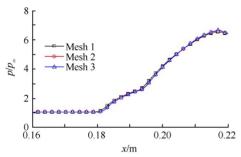
 $\theta$ =6°, Experiment<sup>[5]</sup>  $\theta$ =6°, CFD simulation 20 15 0.25 0.30 0.40 0.45 0.35 x/m

Comparison between CFD results with experimental data of the reference [5]

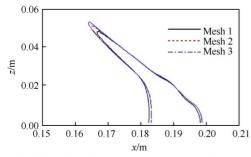
(b) Pressure on the flat plate

Table 2 Parameters of computational meshes

Condition	Streamwise	Transverse	Spanwise
Mesh 1	210	120	135
Mesh 2	245	140	160
Mesh 3	280	160	180



(a) Wall pressure of the symmetry surface



(b) ISO contour line of zero streamwise wall shear stress

Fig. 5 Validations of grid independence

## 结果与分析

#### 干扰区流动特征

#### 3.1.1 流场结构

为认识干扰区内的流动结构,首先选择对称面的 流场马赫数云图进行分析,对应图 3 中 Symmetry 区 域。如图6所示,随着V形前缘收缩角α的增加,对称 面激波入射位置向下游移动,入射区域的低马赫数范 围逐渐增大。其中图 6(a) 二元构型激波入射处几乎 无流动分离,当 α≥30°时,激波入射区域存在明显的流 动分离,分离区的法向与流向尺度也逐渐增大。此 外,α≥30°时入射激波的上游来流也体现出一定程度 的不均匀性。结合三维流场,推测这种不均匀性是平 板前缘的马赫波与斜掠的入射激波干扰产生的。

为进一步考察激波入射区域的流动特征,选择 入射平板的静压比 $(p/p_0,p_0$ 对应自由来流的静压)云 图以及壁面极限流线进行分析(对应图 3 中的 Flat plate 区域)。图 7(a)中二元楔构型整体呈现二维入 射特征,壁面压比分布以及极限流线沿展向(z方向) 一定范围内基本均匀,外侧流场由于膨胀效应使得 参数沿展向发生改变。图7(a)中壁面极限流线中存 在明显的分离线(SL)与再附线(RL),但其包含的分 离区流向尺度较小,展向上延伸到外侧的膨胀区。

图 7(b)~7(f)中 V 形前缘构型的入射干扰区流动 表现出显著的三维特征,平板表面压比、极限流线沿 展向不均匀。图中分离线(SL)与再附线(RL)在对称 面附近的区域沿展向平直,具有二元平直入射的特 征;但在外侧分离线与再附线向上游倾斜并交于一 点,类似斜掠干扰中的"锥形流"特征。这种"锥形 流"特征在图 7(d)  $\alpha=45$ °工况时最为明显。根据入射 特征,称呼V形前缘的干扰流动为平直和斜掠耦合入 射干扰。这里说明一下,实际激波/边界层干扰流动 的脉动性会使得分离线与再附线呈现"模糊"的形 态[23]。由于本文采用的 RANS 湍流模型自身的时均 效应,掩盖了流动的脉动性,图7中分离线与再附线 是"清晰"的形态。

在入射干扰的几何特征外,随着前缘展向收缩 角α的增加,分离线与再附线包含的分离区流向尺度 逐渐增大。对于某一特定的 V 形前缘构型, 分离区流 向尺度沿展向自对称面(平直入射)向外侧(斜掠入 射)逐渐缩小。同图7(a)二元入射工况不同,V形前 缘构型的分离区沿展向并未延伸到侧边的膨胀区。

#### 3.1.2 壁面压强规律

为定量考察激波入射对壁面压强特征的影响,

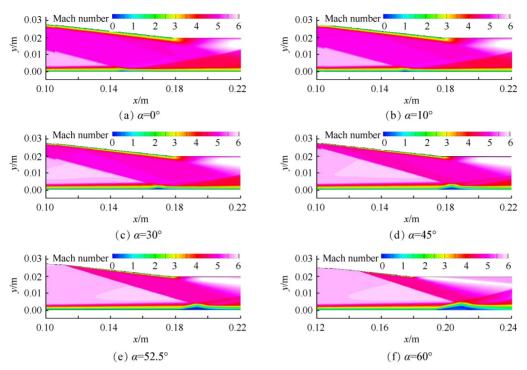


Fig. 6 Mach number contours of configurations with various leading edges

选择对称面(z=0m)以及干扰区 z=0.03m 处的壁面流向压强数据进行对比分析,如图 8 所示。考虑不同构型激波入射位置的差异,图 8 将各构型分离点坐标设为 0,并在图中用箭头标记出再附点位置。

如图 8(a)所示,对于对称面的压强分布,α=10°的 V形前缘构型与二元构型结果基本一致,α≥30°的 V形前缘构型壁面压强与二元结果存在明显差异。分离点处各构型的壁面压比基本相同,但随着前缘展向收缩角α的增加,再附点位置向下游移动、对应的壁面压比增大。此外,壁面压强曲线达到压力平台所需要的流向尺度明显增加。这些结果表明随着展向收缩角α增加,对称面处的人射激波强度具有增大的趋势。对于分离点处压强基本相同的原因,主要由于对称面处不同构型的激波干扰均具有平直入射特征,根据自由干扰理论,分离点压升主要由边界层参数决定,与入射激波强度无关。

图 8(b) z=0.03m 处壁面压强曲线相比图 8(a) 中结果存在明显的差异。一方面,不同构型分离点处压强存在一定程度的差异,推测可能是 V 形前缘构型的斜掠入射使得自由干扰理论不再适用。另一方面,除 α=10°构型外,随着角度增加,再附点位置向下游移动,对应的压强数值增大,但再附点位置偏移和压强的增量相比 8(a) 中结果明显减小。此外,对于压力平台的数值,图 8(b) 中 α≤30°时基本一致,α>30°构型的数值高于二元构型结果,但增量明显小于图 8

(a)中结果。

#### 3.2 V形前缘构型干扰类型分析

图 7 壁面流动云图表明, V 形前缘构型的激波入射干扰具备平直与斜掠耦合入射特征。为进一步分析这种耦合干扰的流动特征, 如图 9, 将干扰区根据分离线(SL)与再附线(RL)的形态划分为平直区和斜掠区, 并对平直、斜掠区域分别采用自由干扰理论、锥形流动理论进行分析。

选择对称面的壁面流向压强数据开展自由干扰 理论分析,分析采用的公式如下[1,24]

$$C_p(\bar{x}) = F(\bar{x}) \sqrt{\frac{2C_{10}}{(Ma^2 - 1)^{0.5}}}$$
 (1)

式中 $\bar{x} = \frac{x - x_0}{x_{\text{sep}} - x_0}$ , $x_0$ 为壁面压强初始上升的横坐

标, $x_{sep}$ 为分离点处横坐标。 $C_p$ 对应压力系数, $C_n$ 为壁面的摩擦力系数,Ma为自由来流马赫数,F对应自由干扰分析的无量纲参数。

选择  $y=10\mu m$  截面流动开展锥形流分析。如图 9,以斜掠干扰区的分离线(SL)与再附线(RL)的交点为虚拟锥原点(VCO),对坐标进行锥坐标变换。变换公式为

$$r = \sqrt{(x - x_{VCO})^2 + (z - z_{VCO})^2}$$

$$\varphi = \tan^{-1} \frac{z - z_{VCO}}{z - z_{VCO}}$$
(2)

式中xvco与zvco分别对应虚拟锥原点的流向与展

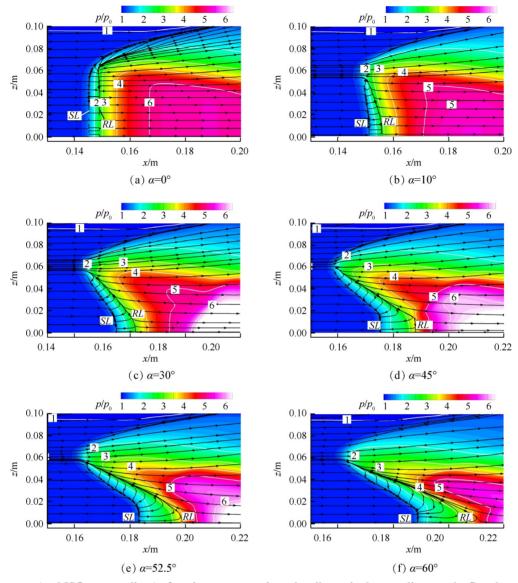


Fig. 7 Contours (and ISO contour lines) of static pressure ratio and wall terminal streamlines on the flat plates of various configurations

向坐标。根据变换后的坐标参数,提取相同径向坐标r下流动参数随圆锥角 $\varphi$ 的变化曲线。这里选择 $\alpha$ = 45°和52.5°构型结果进行分析。

图 10 为不同构型对称面壁面压比的自由干扰分析结果,图中符号  $L_{sep}$ 表示分离区的流向尺度,横坐标 0 点表示分离点位置,横坐标-1 为壁面压强初始上升位置。图 10 中不同前缘构型曲线从压强起始上升点到分离点下游一定范围内基本重合。这表明分离起始阶段壁面压升规律不受入射激波的影响。这符合自由干扰理论,可基本确定对称面处的激波入射干扰类型为二维平直入射干扰。

图 11 与图 12 分别列出  $\alpha$ =45°和 52.5°的 V 形前缘构型斜掠干扰区的锥形流分析结果。如图 11,  $\alpha$ =45°构型不同径向坐标的压强与流向速度(图中  $v_x$ )曲线

在斜掠干扰区内基本重合。这说明该区域内流动参数主要受锥角坐标 $\varphi$ 影响,与径向坐标r几乎无关,具备典型的锥形流特征[25-26]。图 12 中 $\alpha=52.5$ °构型也有类似的结果。图 10 中r=0.03m以及图 12 中r=0.02m的数据由于距离虚拟锥原点(VCO)较近,受到图 9 中分离/再附线相交区域的三维流动影响,因此与其他半径结果略有差异。

根据上述分析,V形前缘入射干扰区域可根据干扰区的流动拓扑特征划分为对称面附近的平直入射干扰以及侧边的斜掠入射干扰区,两部分的流动分别符合自由干扰理论与锥形流特征。此外,两个干扰区之间的边界以及相互过渡、耦合的机制仍待深入分析。

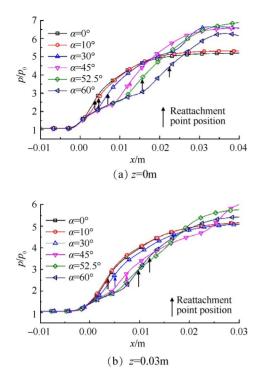


Fig. 8 Streamwise pressure on the flat plates of various configurations

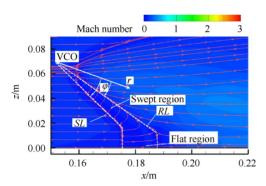


Fig. 9 Schematic of near wall flow structures of V-shaped leading edge configurations(y=10µm)

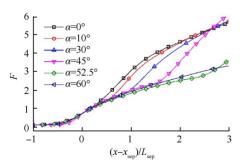


Fig. 10 Free interaction analysis of the streamwise pressure on the flat plates as z=0m

## 3.3 V形前缘影响机理分析

3.1节的分析表明,相同的气流偏转角 θ下 V 形 前缘构型产生的分离区尺度以及分离区压升要明显 大于二元构型。为探究 V 形前缘对分离区尺度的影

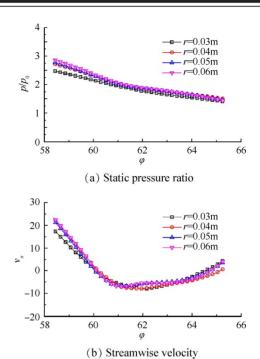


Fig. 11 Conical flow analysis of the swept interaction region of plate of  $y=10\mu m$  as  $\alpha=45^{\circ}$ 

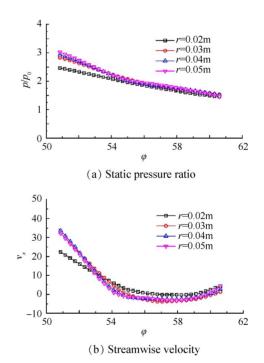


Fig. 12 Conical flow analysis of the swept interaction region of plate of  $y=10\mu m$  as  $\alpha=52.5^{\circ}$ 

响机理,从入射激波入手,选择 $\alpha$ =0°,45°两种构型无粘流动的结果来对比分析。

图 13 给出 α=0°,45°两种构型在本文来流条件下 无粘模拟得到的入射激波波面。从图中可以看出, 前缘 V 形处理后入射激波从二维平面激波转变成三 维激波。图 13 中白色虚线将 V 形构型的激波面分成 对称面附近的"平直"平面激波和侧边的"斜掠"平面激波。其中侧边的斜掠激波是由V形前缘的展向斜掠效应产生。对称面两侧的斜掠激波发生相互干扰,产生图12中对称面附近的平面激波,也被称为"桥"激波,其激波强度高于两侧斜掠激波。在激波面的改变外,V形前缘使得激波的入射位置向下游移动,沿展向入射位置不均匀。

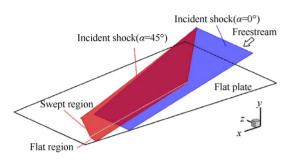


Fig. 13 Incident shock wave surfaces of inviscid flow

图 14 无粘流动的壁面压比云图进一步验证了上述分析。从图中可以看出,除展向的膨胀区外,图 14 (a)二元构型在壁面产生展向均匀的激波入射,波后的壁面压强沿流向几乎不变。V形前缘构型激波平直入射区的压比较高、入射强度大,斜掠入射区的压比较低、入射强度较弱。这与 3.1 节图 7 粘性流动下壁面压强分布特征具有一致性。值得注意的是,图 14(b)V形前缘构型平直入射区域的压强沿流向逐渐减弱。该区域尚未受到激波发生器尾部膨胀波影响,推测是由三维入射激波及其波后三维流动引起的。

为定量分析入射激波强度的差异,提取坐标 y=2mm 截面中 z=0m 以及 z=0.03m 处的流向压强数据进行分析。图 15 列出对应的压强曲线,图中横坐标按照入射激波面位置(图中  $x_{incident}$ 变量)进行归零处理。图中  $\alpha=0^\circ$ 的二元构型两个展向位置的压升曲线重合,入射激波前后压比约为 2.25,反射激波前后压比约为 2.04。对于  $\alpha=45^\circ$ 的 V 形前缘构型,对称面(z=0m)位置压强上升要明显高于二元构型,其中入射激波前后压比约为 2.49,反射激波前后压比约为 2.16,但波后压力平台的数值沿流向略有降低;z=0.03m 处入射激波强度与二元构型基本相同,反射激波强度略微高于二元构型。

据此,V形前缘会对来流产生展向对称斜掠效应,诱导出两侧对称的斜掠激波,斜掠激波在对称面发生激波干扰,产生激波面平直的"桥"激波结构。相比二元构型,V形前缘对称面附近的"桥"激波强度

明显增强,激波面沿展向存在明显的三维效应。此外,V形前缘构型的激波入射位置偏向下游、入射边界层更厚。上述激波面以及入射边界层参数的改变,综合造成入射干扰流态以及分离区尺度的改变。

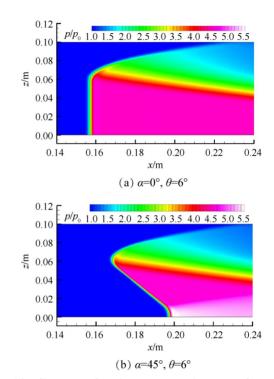


Fig. 14 Contours of static pressure ratios on the flat plate of inviscid flow

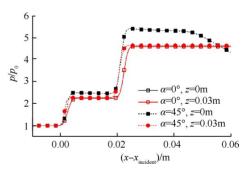


Fig. 15 Streamwise pressure on the plate of *y*=2mm of inviscid flow

## 4 结 论

综上所述,本文结论如下:

(1)对于激波气流偏转角 $\theta$ =6°的激波入射平板边界层干扰流动, $\alpha$ =0°的二元构型入射干扰流动整体具有较好的二维性,没有明显的流动分离。V形前缘使得激波展向入射位置不均匀,干扰区的流动具有明显的三维特征、干扰区压强上升、分离尺度增

- 加。本文范围内 $(0^{\circ}<\alpha<60^{\circ})$ 随着前缘展向收缩角 $\alpha$ 增加,分离区的尺度单调增大。
- (2)V形前缘构型的激波边界层干扰具有对称面平直入射、侧边斜掠入射的耦合干扰特征。其中对称面平直入射诱导的分离区流向尺度较大、侧边斜掠入射分离区流向尺度较小。理论分析表明,对称面处壁面压强参数符合自由干扰理论,侧边的斜掠入射区流动符合典型斜掠干扰的锥形流特征。
- (3)无粘分析表明,V形前缘对称斜掠特征会产生沿展向对称的两道斜掠激波,斜掠激波在对称面相互干扰产生强度更大、近似平直的"桥"激波,这导致激波入射强度、位置沿展向不均匀。相比二元构型,V形前缘的平直区域入射强度增加,激波前后静压比从2.25增加到2.49;斜掠入射强度基本不变,激波入射位置整体偏向下游。这些因素综合造成激波入射边界层干扰流动特征以及分离尺度的改变。
- (4)工程设计中应充分重视 V 形前缘对实际进气 道流动的影响,比如展向流动均匀性、边界层分离尺 度,以及进气道起动性能和反压抵抗能力等。此外, 实际工程中前缘通常进行钝化设计,这会使得激波 入射边界层问题更加复杂。下一步计划开展更全面 的参数规律和风洞实验研究,并进行深入的三维干 扰机理分析。
- **致** 谢:本项目由中国博士后科学基金面上项目、安徽 省自然科学基金青年项目资助,在此表示感谢。

#### 参考文献:

- [1] Holger B, Harvey J K, Jean D. Shock Wave Boundary
  Layer Interactions [M]. Cambridge: Cambridge University Press, 2011.
- [2] Anderson G Y, McClinton C R, Weidner J P. Scramjet Performance [M]. Reston: American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., 2000: 369-446.
- [ 3 ] Dolling D S. Fifty Years of Shock-Wave/Boundary-Layer Interaction Research: What Next?[J]. AIAA Journal, 2001, 39(8): 1517-1531.
- [4] Gaitonde D V. Progress in Shock Wave/Boundary Layer Interactions [J]. Progress in Aerospace Sciences, 2015, 72(1): 80-99.
- [ 5 ] Schülein E. Skin Friction and Heat Flux Measurements in Shock/Boundary Layer Interaction Flows [J]. AIAA Journal, 2006, 44(8): 1732-1741.
- [ 6 ] Murray N, Hillier R, Williams S. Experimental Investigation of Axisymmetric Hypersonic Shock-Wave/ Turbu-

- lent-Boundary-Layer Interactions [J]. *Journal of Fluid Mechanics*, 2013, 714(1): 152-189.
- [7] Korkegi R H. A Simple Correlation for Incipient Turbulent Boundary Layer Separation Due to a Skewed Shock Wave[J]. AIAA Journal, 1973, 11(11): 1578-1579.
- [ 8 ] Clemens N T, Narayanaswamy V. Low-Frequency Unsteadiness of Shock Wave/Turbulent Boundary Layer Interactions [J]. Annual Review of Fluid Mechanics, 2014, 46(1): 469-492.
- [ 9 ] Wang B, Sandham N D, Hu Z, et al. Numerical Study of Oblique Shock-Wave/Boundary-Layer Interaction Considering Sidewall Effects [J]. Journal of Fluid Mechanics, 2015, 767(3): 526-561.
- [10] Eagle W E, Driscoll J F. Shock Wave Boundary Layer Interactions in Rectangular Inlets: Three-Dimensional Separation Topology and Critical Points [J]. *Journal of Fluid Mechanics*, 2014, 756(10): 328-353.
- [11] Grossman I J, Bruce P K. Effect of Confinement on Shock Wave-Boundary Layer Interactions in Rectangular Intakes[R]. AIAA 2016-0348.
- [12] Threadgill J S, Staby I, Doehrmannz A. Three-Dimensional Flow Features of Swept Impinging Oblique Shock/ Boundary-Layer Interactions [R]. AIAA 2017-0759.
- [13] Bisek N J. High-Fidelity Simulations of the Hifire-6 Flow Path at Angle of Attack [R]. AIAA 2016-4276.
- [14] Steelant J, Varvill R, Defoort S, et al. Achievements
  Obtained for Sustainted Hypersonic Flight Within the
  Lapcat-Project R. AIAA 2015-3677.
- [15] Flock A K, Gülhan A. Experimental Investigation of the Starting Behavior of a Three-Dimensional Scramjet Intake
  [J]. AIAA Journal, 2015, 53(9): 2686-2693.
- [16] 金志光, 张堃元. 高超侧压式进气道简单唇口调节方案设计[J]. 推进技术, 2008, 29(1): 43-48. (JIN Zhi-guang, ZHANG Kun-yuan. Concept of a Varied Geometry Scramjet Inlet with Rotatable Cowl[J]. Journal of Propulsion Technology, 2008, 29(1): 43-48.)
- [17] Xiao F S, Li Z F, Zhang Z Y, et al. Hypersonic Shock Wave Interactions on a V-Shaped Blunt Leading Edge [J]. AIAA Journal, 2018, 56 (1): 356-367.
- [18] 蒙泽威, 范晓樯, 陶 渊, 等. 三维内收缩式进气道 V形溢流 口热流计算与分析[J]. 推进技术, 2018, 39(8): 1737-1743. (MENG Ze-wei, FAN Xiao-qiang, TAO Yuan, et al. Investigation of Aerothermal Heating on V-Shaped Leading Edge of Inward Turning Inlet[J]. Journal of Propulsion Technology, 2018, 39(8): 1737-1743.)

- [19] 张恩来,李祝飞,李一鸣,等. 斜激波入射 V 形钝前 缘溢流口激波干扰研究[J]. 实验流体力学, 2018, 32 (3): 50-57.
- [20] Li Y M, Li Z F, Yang J M, et al. Visualization of Hypersonic Inward-Turning Inlet Flows by Planar Laser Scattering Method [R]. AIAA 2017-2358.
- [21] 王卫星,郭荣伟. 圆形出口内转式进气道流动特征 [J]. 航空学报, 2016, 37(2): 533-544.
- [22] Marvin J G, Brown J L, Gnoffo P A. Experimental Database with Baseline CFD Solutions: 2-D and Axisymmetric Hypersonic Shock-Wave/Turbulent-Boundary-Layer Interactions [R]. NASA-TM-2013-216604.
- [23] Priebe S, Tu J H, Rowley C W, et al. Low-Frequency

- Dynamics in a Shock-Induced Separated Flow[J]. *Journal of Fluid Mechanics*, 2016, 807(11), 441-477.
- [24] Giepman R H M, Schrijer F F J, Oudheusden B W. A Parametric Study of Laminar and Transitional Oblique Shock Wave Reflections [J]. Journal of Fluid Mechanics, 2018, 844(6), 187-215.
- [25] Panaras A G. Review of the Physics of Swept-Shock/
  Boundary Layer Interactions [J]. Progress in Aerospace
  Sciences, 1996, 32(2): 172-244.
- [26] Vanstone L, Musta M N, Seckin S, et al. Experimental Study of the Mean Structure and Quasi-Conical Scaling of a Swept-Compression-Ramp Interaction at Mach 2[J].

  Journal of Fluid Mechanics, 2018, 841(4): 1-27.

(编辑:梅 瑛)