

文章编号:1000-8055(2019)04-0821-08

doi:10.13224/j.cnki.jasp.2019.04.011

吸气式飞行器进气道唇口三维激波/ 激波干扰

姜宝森, 张亮, 李俊红, 施家桐

(中国航天科技集团有限公司 中国航天空气动力技术研究院, 北京 100074)

摘 要: 对吸气式飞行器进气道唇口处三维曲面激波/弓形激波干扰流场进行数值模拟, 利用典型三维气动干扰试验对采用的数值计算方法进行验证。利用拼接网格技术及逆距离加权插值方法获得入口处流场的非守恒变量, 作为激波干扰研究的入口边界条件。数值模拟表明, 唇口处激波干扰流动的三维效应十分显著, 曲面激波与弓形激波产生斜交, 尽管唇口前缘半径很小, 但 Edney 提出的 6 类激波干扰类型可能沿唇口展向方向同时存在; 第Ⅲ和Ⅳ类激波/激波干扰的诱导使得唇口热流分布异常严酷; 激波相交处形成斜向“伤疤”状局部高热流条带, 峰值热流达到参考热流的 4~6 倍, 可能引起唇口结构的局部烧蚀或破坏。

关键词: 激波/激波干扰; 进气道唇口; 拼接网格; 逆距离加权插值; 热流

中图分类号: V211.3

文献标志码: A

Three-dimensional shock/shock interaction of airbreathing vehicle's inlet lip

JIANG Baosen, ZHANG Liang, LI Junhong, SHI Jiatong

(China Academy of Aerospace Aerodynamics,

China Aerospace Science and Technology Corporation, Beijing 100074, China)

Abstract: Numerical simulation on three-dimensional interaction between curved oblique shock wave and bow shock wave was studied under the condition of small radius of the cylinder. The numerical method validation was carried out by using the typical three-dimensional aerodynamic interference model. The entrance boundary condition of inlet was obtained by the application of patched grid technology and inverse-distance interpolation method. It indicated that three-dimensional feature of the interactions was strong as the curved oblique shock and bow shock intersected at small angle and six types of shock-shock interactions proposed by Edney may exist over the lip along the lateral direction, although the radius of cowl lip was small. Thermal environment induced by the type Ⅲ and type Ⅳ shock-shock interactions was severe. And the shape of the high heat flux region was like a “scar” on the cowl lip. Heat flux of the scar was 4 to 6 times of the reference heat flux under the same flow condition. This may lead to the ablation or structure damage of the cowl lip.

Key words: shock/shock interaction; inlet lip; patched grid;
inverse-distance interpolation; heat flux

收稿日期: 2018-09-05

作者简介: 姜宝森(1988-), 男, 工程师, 硕士, 主要从事气动热环境数值模拟研究。

引用格式: 姜宝森, 张亮, 李俊红, 等. 吸气式飞行器进气道唇口三维激波/激波干扰[J]. 航空动力学报, 2019, 34(4): 821-828.
JIANG Baosen, ZHANG Liang, LI Junhong, et al. Three-dimensional shock/shock interaction of airbreathing vehicle's inlet lip[J]. Journal of Aerospace Power, 2019, 34(4): 821-828.

吸气式飞行器在高超声速飞行条件下可能存在前体斜激波与发动机进气道唇口、侧板等结构产生干扰作用,其主要干扰形式是斜激波-弓形激波干扰。干扰区域会产生局部的高温高压区域,严重时引起结构烧蚀破坏,影响飞行器的飞行品质。典型的干扰流动引起的飞行失败是 X-15-2 飞行器^[1]超燃冲压发动机项目,激波-激波干扰使得其吊挂架结构因高热流产生了结构的破坏。

针对斜激波-弓形激波干扰问题,国内外学者进行了大量的实验与数值模拟研究。早期,Edney^[2]根据斜激波入射位置及干扰结构形式,给出了6类典型的激波-激波干扰形式定义。Koji等^[3]利用数值模拟方法对典型二维、三维激波干扰进行研究,指出激波斜交位置也会产生第Ⅳ类激波干扰作用,激波干扰引起的热增量较二维条件下小得多。Michelle 和 Scott^[4]对斜激波干扰后掠圆柱进行了实验和数值模拟,指出不同于6类激波-激波干扰的Ⅳa型激波,该干扰形式由超声速喷流和剪切层共同干扰圆柱前缘,剪切层干扰区域将产生甚至低于无干扰条件下圆柱前缘驻点的热流。国内方面,吴文堂等^[5]采用彩虹纹影显示技术获得了6类激波干扰的彩虹纹影图片,分析了各类激波干扰的波系结构,指出必须从改变Ⅳ型激波干扰结构入手,抑制超声速“喷流”的产生,进而减小钝头体表面的极高压载和热载。潘沙等^[6]对唇口与前体激波所处的三种相对位置进行计算分析,指出前体激波压缩后的超声速来流使唇口热流增大。肖丰收^[7]研究了高超声速三维内收缩式进气道V形钝化唇口位置的激波干扰,一定条件下热流峰值可达到驻点热流的二十几倍。

对于 X51^[8]类吸气式飞行器而言,为了克服来流气体压缩量不足的问题,往往需要通过多级压缩来提高压比^[9],这样多道激波相交并对进气道唇口产生干扰,并且受壁面压缩性影响相交后的干扰激波不易保持平行型面,与平行唇口会产生斜交效应,在唇口展向位置可能产生不同的干扰类型。唇口前缘半径往往为毫米量级,常规热流传感器或者光敏设备很难获得唇口的热环境分布特征^[10],数值模拟方法能够弥补这方面的不足。为解决结构化网格在捕捉复杂流动结构导致的在局部加密引起的网格总量过大的问题,国内外学者采用了拼接网格方法^[11-13],并取得了很好的效果。

本文采用数值模拟方法结合拼接网格技术,

对三维曲面激波与唇口平直弓形激波干扰进行数值模拟,着重研究曲面激波/弓形激波的三维干扰效应,从流动机理角度获得进气道唇口热流分布特征,并为进气道唇口防热设计提供有价值的参考。

1 计算模型

为研究三维曲面激波/平行弓形激波的相互作用,以典型吸气式飞行器前体外形为研究对象,参考 X51 两级压缩进气道外形^[8],为保证足够的增压效果,飞行器迎风面流向截面为上凸构型,图1、图2分别为前体对称面、前体压缩面连接位置流向剖面图,这种剖面在流向截面产生曲面激波(如图3),对两级压缩面后的平直唇口的不同展向位置产生不同强度的干扰现象。

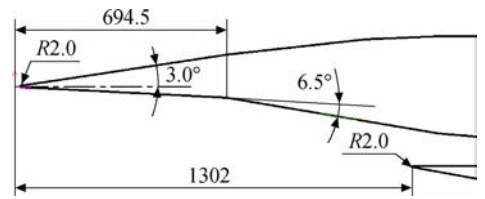


图1 前体对称面尺寸示意图(单位:mm)

Fig.1 Section plane of the forebody's symmetry (unit:mm)

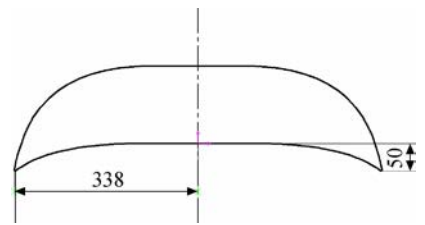


图2 一、二级压缩面连接处前体剖面(单位:mm)

Fig.2 Section plane at the joint of one-stage and two-stage compression surfaces (unit:mm)

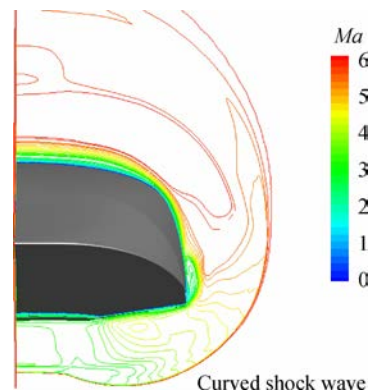


图3 前体曲面激波示意图

Fig.3 Sketch of curved shock wave of forebody

平直唇口半径为 2 mm, 为避免进气道侧壁干扰作用, 重点对对称面到展向 110 mm 处激波/激波干扰及唇口热流进行分析。选取的状态参数为: $Re/l = 2.3 \times 10^6 / m$, $Ma = 6$, 飞行迎角 α 为 7° 和 8° 。利用自由来流条件, 采用 Fay-Riddell 驻点热流工程估算公式^[14], 获得无干扰条件下 2 mm 无后掠圆柱驻点热流 Q_{ref} , 并作为本文的参考热流。

2 数值计算方案

2.1 数值方法

控制方程采用基于雷诺平均的 Navier-Stokes 方程, 在笛卡儿坐标系下, 采用三维可压缩雷诺平均的 Navier-Stokes(RANS)方程

$$\frac{\partial \mathbf{Q}}{\partial t} + \frac{\partial \mathbf{F}}{\partial x} + \frac{\partial \mathbf{G}}{\partial y} + \frac{\partial \mathbf{H}}{\partial z} = \frac{\partial \mathbf{F}_v}{\partial x} + \frac{\partial \mathbf{G}_v}{\partial y} + \frac{\partial \mathbf{H}_v}{\partial z} \tag{1}$$

式中 \mathbf{Q} 为守恒变矢量, $\mathbf{F}, \mathbf{G}, \mathbf{H}$ 为 3 个方向的无黏通量向量, $\mathbf{F}_v, \mathbf{G}_v, \mathbf{H}_v$ 为 3 个方向的黏性通量向量。无黏通量由 Roe 的 FDS (flux difference splitting) 格式求解, 黏性通量采用 2 阶中心差分格式进行离散, 时间推进采用隐式 LU-SGS (lower upper symmetric Gauss-Seidel) 格式求解。具体形式和求解方法可参见文献[15]。利用可压缩修正的非线性 EASM (explicit algebraic stress model) 湍流模式^[16-17]对 RANS 方程进行封闭。

2.2 算例验证

为验证采用的计算方法对复杂三维干扰问题的预测能力, 采用日本国家航空航天实验室的高超声速风洞 (NAL HWT) 测热模型开展验证工作。具体实验模型^[18]如图 4 所示, 实验参数为: $Ma = 9.58$, $p_o = 2.5 \text{ MPa}$, $Re/l = 2 \times 10^6 / m$ 。采用结构对接网格开展数值模拟, 壁面第一层网格高度约 0.001 mm, 半模总网格量约 600 万量级。

图 5 为迎角 $\alpha = 15^\circ$ 条件下风洞纹影图与数值



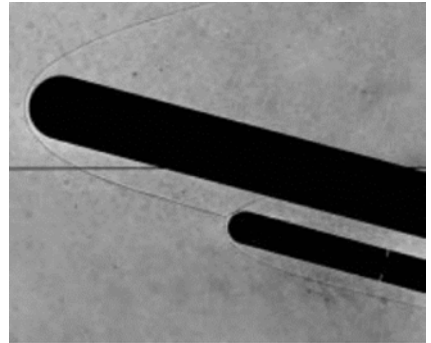
图 4 实验模型示意图

Fig. 4 Schematic diagram of experimental model^[18]

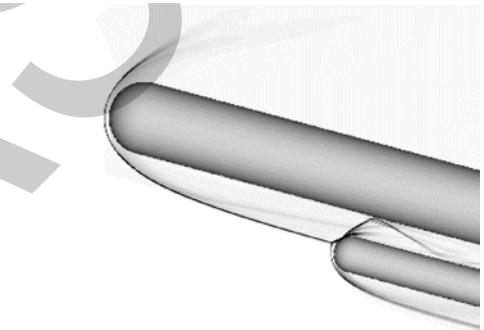
模拟获得的对称面流场的密度梯度分布, 采用的数值模拟方法可以清晰捕捉到小球头部的第三类激波/激波干扰和大球柱身上的激波/边界层干扰结构。图 6 为小球头部及大球柱身干扰区处对称面无量纲热流与红外测热结果的对比, 可以发现数值模拟可以准确捕捉复杂干扰引起的热流峰值及分布位置。

2.3 网格生成及边界条件输入

图 7 为进气道唇口处结构网格示意图, 为更



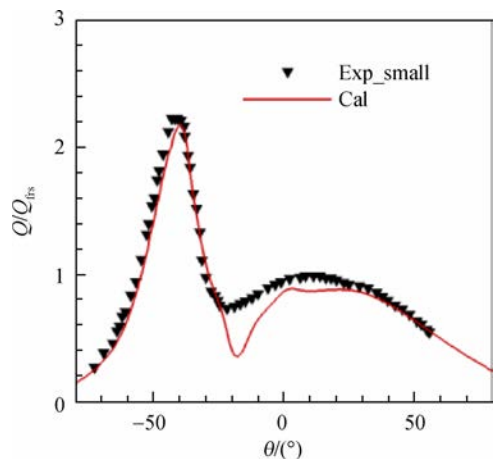
(a) 风洞纹影



(b) 数值模拟流场

图 5 迎角 $\alpha = 15^\circ$ 条件下风洞纹影与数值模拟流场

Fig. 5 Flow fields of wind tunnel and numerical simulation at $\alpha = 15^\circ$



(a) 小球头部热流

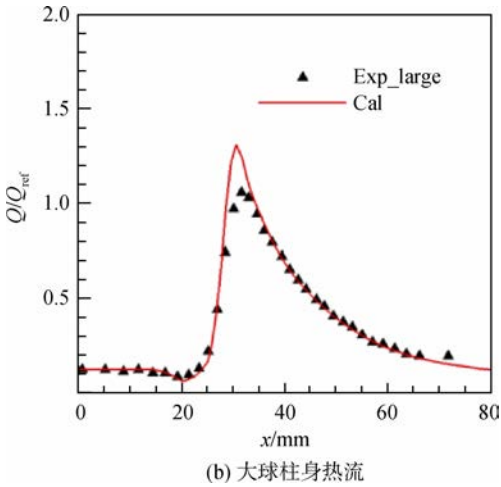
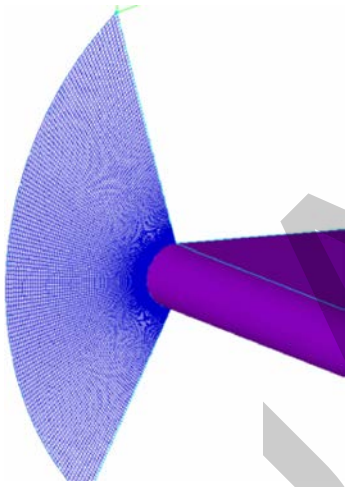


图6 干扰区无量纲热流分布

Fig. 6 Distributions of non-dimensional heat flux in interaction area

图7 进气道唇口网格
Fig. 7 Grid of inlet lip

加准确地捕捉唇口处激波干扰流动结构,唇口处三个方向均进行适当加密,法向第一层网格高度为0.001 mm,展向网格平均宽度约0.5 mm,圆柱周向平均分布120个网格点,唇口局部区域网格量约400万。

为避免结构化网格局部加密导致的网格总量急剧增大,采用拼接网格技术^[11]进行数值模拟。在入口边界处,采用基于逆距离加权插值方法^[13],获得格心位置处在前体计算流场中的非守恒变量(密度、速度、压力等)。需要指出的是,入口边界的选择应该回避复杂流动区域,特别是附面层和回流区域,避免计算精度的损失^[12]。具体操作步骤如下:

1) 开展三维两级压缩前体外形的结构网格

生成,在可能存在激波位置进行网格加密,加密程度应与唇口边界网格尺度相当。

2) 开展前体流场数值模拟,获得全流场网格格心处的非守恒变量信息。

3) 以输入边界点作为目标点,前体流场作为背景数据,进行基于逆距离加权插值(inverse-distance interpolation)(如图8),其加权函数为

$$\varphi_d = \frac{\sum \omega_s \varphi_s}{\sum \omega_s} \quad (2)$$

其中 $\omega_s = D^{-E}$ 是逆距离权函数, φ_s 为对应格心点的非守恒变量值,本文距离指数 E 取为3.5并对距离权重最高的8个点进行加权插值计算,避免了全流场加权计算数据量过大的问题。

4) 以插值结果作为入流边界条件输入,开展唇口复杂激波干扰流场的数值模拟。

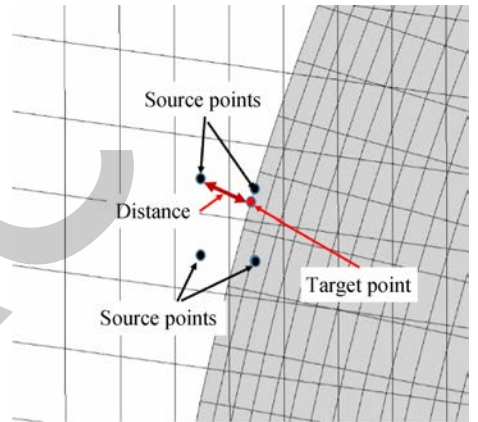


图8 边界条件输入示意图

Fig. 8 Sketch of input boundary condition

图9为插值界面附近前体流场与唇口流场对称面等马赫分布示意图,计算表明插值界面未对流场造成较大的数值误差,从而保证了拼接面上通量守恒,这也是保证唇口干扰流场计算精度的前提条件。

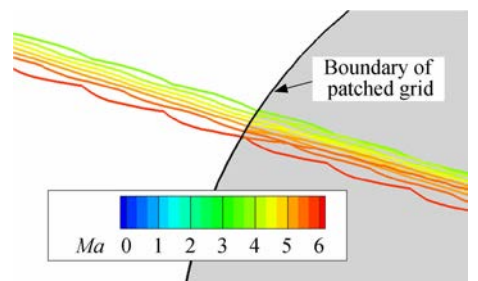


图9 拼接网格效果示意图

Fig. 9 Effect of patched grid

3 计算结果与分析

3.1 7°迎角条件下的激波/激波干扰

图 10 为迎角 $\alpha=7^\circ$ 条件下进气道唇口不同展向位置处激波/激波干扰流场图。该迎角条件下,激波干扰类型以第 I 和第 II 类干扰为主。在对称面处($Z=0$ mm),斜激波与上侧弓形激波形成交叉激波,来自斜激波、弓形激波的两股气流由于速度不同,在激波交叉点处形成剪切层流动结构,下侧透射激波与进气道下壁面形成激波/边界层干扰,并伴有边界层分离现象;在展向方向上,斜激波向下侧发展并逐渐靠近唇口,斜激波与弓形激波干扰作用形成马赫杆结构,马赫杆上下均产生三叉点结构,后方为反射激波和剪切层,透射激波干扰边界层作用效果逐渐减弱;在 $Z=80\sim 100$ mm 位置处,马赫杆斜率与弓形

激波斜率相当,下侧三叉点逐渐消失,在 $Z=100$ mm 位置处,产生的附加效应是弓形激波脱体距离明显增大。

3.2 8°迎角条件下的激波/激波干扰

图 11 为迎角 $\alpha=8^\circ$ 条件下进气道唇口不同展向位置处激波/激波干扰流场图。随着飞行迎角增大,由于二级压缩面的高压效应,干扰激波向下偏移。 $Z=0$ mm 位置产生三叉点结构,反射激波与剪切层均未对唇口产生干扰作用,激波脱体距离相对无干扰条件增大;随着展向位置增大, $Z=90$ mm 位置处,剪切层对唇口上方产生干扰作用; $Z=95$ mm 附近,唇口上方形成另一个弓形激波,并与反射激波产生微弱干扰效应;到达 $Z=98$ mm 附近时,这种干扰效应增强,产生明显的剪切层且其延长线作用于壁面唇口,形成典型的第 III 类激波/激波干扰。

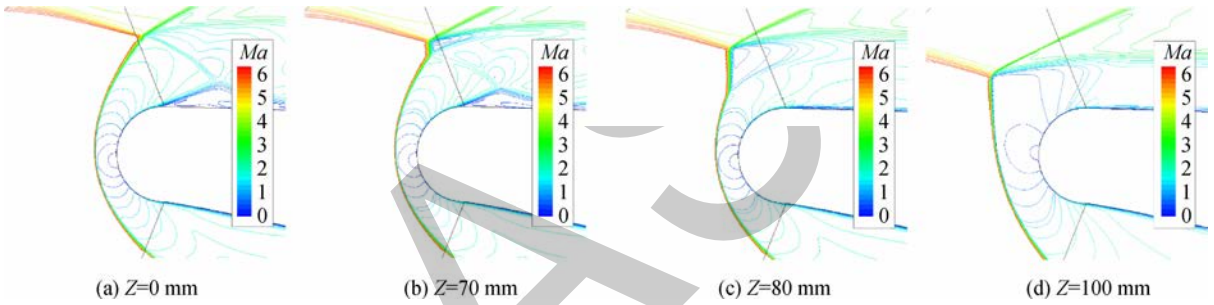


图 10 迎角 $\alpha=7^\circ$ 条件下展向截面等马赫线图

Fig. 10 Mach number contours for different lateral positions at $\alpha=7^\circ$

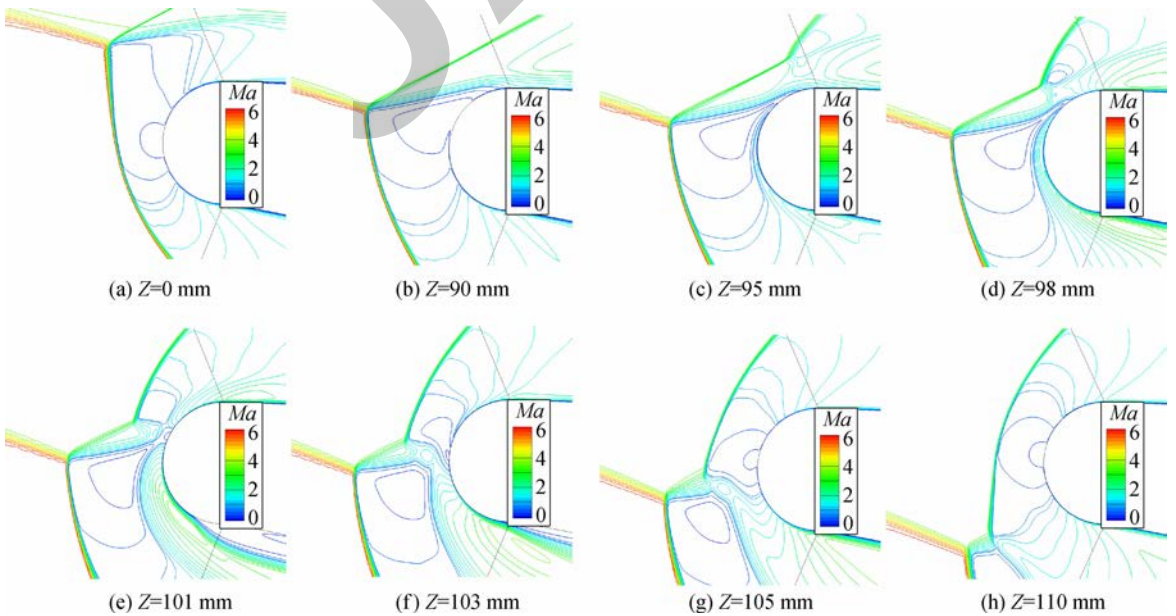


图 11 迎角 $\alpha=8^\circ$ 条件下展向截面等马赫线图

Fig. 11 Mach number contours for different lateral positions at $\alpha=8^\circ$

在 $Z=101\text{ mm}$ 位置附近时,第 IV 类激波/激波干扰十分明显。如图 12 所示,透射激波(TS-1)和剪切层(SL-1)在入射激波和弓形激波后部形成,气体通过弓形激波(BS-1)的速度低于局部声速,气体通过斜激波和透射激波(TS-1)的速度仍然是超声速的,因此剪切层速度差异明显。第二个相互作用发生在透射激波(TS-1)和弓形激波(BS-2)之间。新的透射激波(TS-2)和剪切层(SL-2)在剪切层(SL-1)上方形成。冲击唇口壁面的“超声速射流”在两个剪切之间产生,同时距离唇口较近区域产生了较短的正激波,新的亚声速区使得唇口上下的亚声速区得到连通。气流从滞止区两侧流出,对唇口形成强烈的冲刷效应。

在 $Z=103\text{ mm}$ 附近,流动结构与第 IV 类激波/激波干扰相似,但超声速射流不会直接冲击进气道唇口,且上下亚声速区未发现明显连通。从 $Z=103\sim 105\text{ mm}$,形成了第 V 类激波/激波干扰,到达 110 mm 位置处,唇口的主流结构为新的弓形激波形成,入射激波和弓形激波对唇口的影响较小。

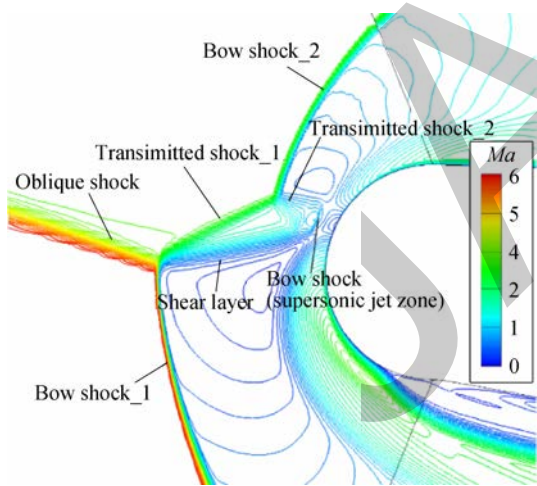


图 12 第 IV 类激波/激波干扰流场示意图

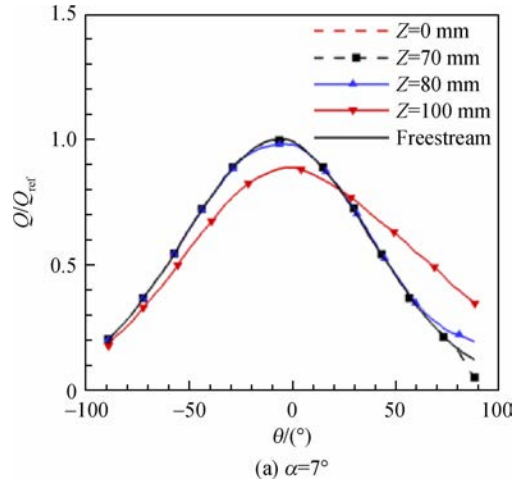
Fig. 12 Type IV shock-shock interaction structures

3.3 唇口热流分布

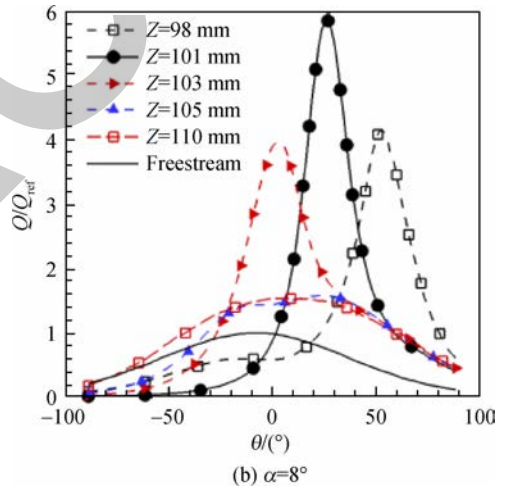
图 13 为唇口无量纲热流在不同展向位置处的分布图。在迎角 $\alpha=7^\circ$ 条件下, I 型和 II 型激波干扰作用在 $Z<80\text{ mm}$ 范围内起主导作用,唇口最大热流与参考热流吻合良好,因此这种干扰效应对唇口的热流分布并不构成显著影响。而在 $Z=100\text{ mm}$ 位置附近,由于激波脱体距离明显增大,且没有其他明显流动结构对局部唇口构成冲击,唇口前方流场温度梯度显著减小,最大热流低

于参考热流。

迎角 $\alpha=8^\circ$ 条件下,由第 III 和第 IV 类激波干扰作用的唇口局部区域($Z=98\sim 103\text{ mm}$)峰值热流可达到参考值 4 倍以上,最严酷位置热流可达到 6 倍。从二维圆周方向来看,局部高热流分布范围很窄。图 14 为曲面激波与弓形激波斜交位置处的唇口三维热流分布云图。唇口局部高热流区



(a) $\alpha=7^\circ$



(b) $\alpha=8^\circ$

图 13 不同展向位置热流分布

Fig. 13 Distributions of heat flux at lateral positions

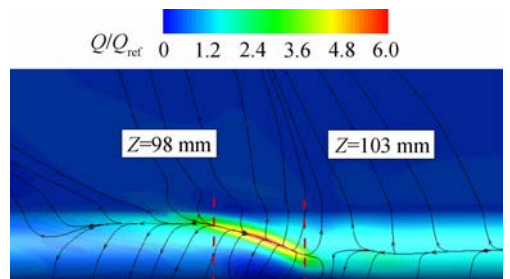


图 14 交叉位置唇口热流分布

Fig. 14 Distribution of heat flux at the intersection position of oblique shock wave and the lip

沿展向分布规律为斜向下分布的“伤疤”状条带形态。第V类激波-激波干扰引起的热流分布规律与无干扰圆柱相似,只是对应位置热流较高,这与新的弓形激波的形成有关。

从唇口处极限流线角度来看,唇口处的强干扰具有显著的三维流动特性。第IV类激波作用下的超声速射流垂直冲击唇口后沿壁面斜向流出,这与二维激波/激波干扰存在明显差异。

4 结 论

利用拼接网格方法实现了吸气式飞行器小半径唇口附近的三维激波干扰流场及唇口热环境分布规律的探索,得到以下有益结论:

1) 尽管高超声速吸气式飞行器唇口前缘半径很小,但Edney提出的6类激波/激波干扰在沿展向方向上可能同时依次存在且伴有较强的三维效应;

2) 第II至第III类激波干扰过渡中唇口峰值热流存在降低区域,这是由于第III类激波干扰的形成将伴随弓形激波的脱体和剪切层的靠近,唇口前形成了局部“干净”的流场,同时温度梯度得到降低;

3) 唇口的III和IV型激波相互作用特征分别为剪切层和超声速射流干扰,唇口上形成“伤疤”状斜向高热流条带,峰值为4~6倍参考热流,这种热流分布可能诱发局部结构烧蚀破坏或损伤,影响飞行质量,因此在气动外形和弹道设计中,唇口的局部热防护问题需得到重视。

参考文献:

[1] WATTS J D. Flight experiment with shock impingement and interference heating on the X-15-2 research airplane [R]. NASA TN D-4813, 1968.

[2] EDNEY B. Anomalous heat transfer and pressure distributions on blunt bodies at hypersonic speeds in the presence of an impinging shock [R]. Stockholm: Aeronautical Research Institute of Sweden, FFA-115, 1968.

[3] KOJI M, KOZO F. Numerical analysis of three-dimensional shock/shock interactions and the aerodynamic heating [R]. AIAA-99-0144, 1999.

[4] MICHELLE L J, SCOTT A B. Thermographic phosphor measurements of shock-shock interactions on a swept cylinder [R]. Thermal and Fluid Analysis Workshop (TFAWS), NASA Langley Research Center, 2013.

[5] 吴文堂,洪延姬,王殿恺,等.斜激波与弓形激波相互作用的彩虹纹影实验研究[J].推进技术,2015,36(5):671-677.

WU Wentang, HONG Yanji, WANG Diankai, et al. Exper-

imental investigation on oblique shock and bow shock interaction with rainbow schlieren [J]. Journal of Propulsion Technology, 2015, 36(5): 671-677. (in Chinese)

- [6] 潘沙,田正雨,冯定华,等.超燃冲压发动机唇口气动热计算研究与分析[J].航空动力学报,2009,24(9):2096-2100.
- PAN Sha, TIAN Zhengyu, FENG Dinghua, et al. Computation and analysis of aeroheating of scramjet inlet cowl lip [J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(9): 2096-2100. (in Chinese)
- [7] 肖丰收.若干典型高超声速激波干扰流动特性研究[D].合肥:中国科学技术大学,2016.
- XIAO Fengshou. Research on flow characteristics of some typical hypersonic shock wave interactions [D]. Hefei: University of Science and Technology of China, 2016. (in Chinese)
- [8] MATTHEW P B, STEVEN O S. Effect of freestream noise on roughness induced transition for the X-51A forebody [J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2008, 45(6): 1106-1116.
- [9] 吕侦军,王旭东,季卫栋,等.三级压缩锥导乘波体设计技术与实验分析[J].实验流体力学,2015,29(5):38-44.
- LÜ Zhenjun, WANG Xudong, JI Weidong, et al. Design and experimental analysis of three-stage compression coned-derivered waverider [J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2015, 29(5): 38-44. (in Chinese)
- [10] 徐大军,蔡国飙,乐川.吸气式高超声速飞行器气动热试验研究[J].宇航学报,2006,27(5):1004-1009.
- XU Dajun, CAI Guobiao, YUE Chuan. Aeroheating experiment for airbreathing hypersonic vehicle [J]. Journal of Astronautics, 2006, 27(5): 1004-1009. (in Chinese)
- [11] BOHBOT J, GRONDIN G, DARRACQ D, et al. A parallel multigrid conservative patched/sliding mesh algorithm for turbulent flow computation of 3D complex aircraft configurations [R]. Reno, NV: 39th AIAA Aerospace Sciences Meeting Conference and Exhibit, 2001.
- [12] 赵轲,高正红,黄江涛,等.拼接网格技术在复杂流场数值模拟中的应用研究[J].应用力学学报,2011,28(1):69-74.
- ZHAO Ke, GAO Zhengong, HUANG Jiangtao, et al. Applications of the patched-grid technology in numerical simulation of flowfield [J]. Chinese Journal of Applied Mechanics, 2011, 28(1): 69-74. (in Chinese)
- [13] 刘鑫,陆林生.拼接网格通量守恒插值算法研究[J].计算机应用与软件,2012,29(2):275-278.
- LIU Xin, LU Linsheng. Research on flux conservation interpolation algorithm of patched grid [J]. Computer Applications and Software, 2012, 29(2): 275-278. (in Chinese)
- [14] FAY J A, RIDDELL F R. Theory of stagnation point heat transfer in dissociated air [J]. Journal of Aerospace Science, 1958, 25(2): 73-85, 121.
- [15] 阎超.计算流体力学方法及应用[M].北京:北京航空航天大学出版社,2006.
- [16] WALLIN S, JOHANSSON A. An explicit algebraic Reyn-

- olds stress model for incompressible and compressible turbulent flows[J]. *Journal of Fluid Mechanics*, 2000, 403: 89-132.
- [17] 姜宝森, 张亮, 苏鹏辉, 等. 超声速流动中非线性 EASM 湍流模式应用研究[J]. *计算力学学报*, 2018, 35(1): 117-122.
- JIANG Baosen, ZHANG Liang, SU Penghui, et al. Study on the application of nonlinear EASM turbulence model in supersonic flows[J]. *Chinese Journal of computational Mechanics*, 2018, 35(1): 117-122. (in Chinese)
- [18] YAMAMOTO Y, TOTSUKA A, HOZUMI K, et al. Numerical and experimental aerothermodynamics of strong hypersonic shock-shock interactions[R]. Louis, Missouri: 8th AIAA/ASME Joint Thermophysics and Heat Transfer Conference, 2002.

(编辑: 李岩梅)