

文章编号: 0258-1825(2017)01-0020-07

第 IV 类激波-激波干扰非定常性及其敏感因素分析

肖丰收, 李祝飞*, 朱雨建, 杨基明

(中国科学技术大学 近代力学系, 安徽 合肥 230026)

摘要:针对高超声速二元进气道钝化唇缘位置可能出现的第 IV 类激波-激波干扰流动中的非定常振荡问题, 采用基于有限体积方法结合网格自适应技术的 VAS2D 程序, 数值求解二维可压缩层流 Navier-Stokes 方程, 细致刻画了第 IV 类激波-激波干扰非定常流场中的复杂波系结构、壁面压力和热流分布, 重点考察了入射激波位置、入射激波强度以及钝头体外形等对第 IV 类激波-激波干扰流动特性影响较为敏感的因素及其影响规律。数值模拟结果表明: 第 IV 类激波-激波干扰流动可能出现非定常振荡, 也可能呈现相对稳定的状态, 入射激波条件和钝头体外形均可能对第 IV 类激波-激波干扰流动非定常性的显现及其振荡特征产生显著影响。采用无量纲的 Strouhal 数表征流动的非定常性, 在文中数值模拟条件下, 入射激波强度增大或者钝头体外形变钝, 均会使得 Strouhal 数减小, 而壁面热、力载荷有增大的趋势。合理地选择钝头体外形可望减小第 IV 类激波-激波干扰出现的比率, 有效抑制流动中的非定常振荡现象, 降低激波-激波干扰带来的热流和压力脉动峰值。

关键词:高超声速流动; 激波-激波干扰; 非定常振荡; 钝头体外形; 数值模拟

中图分类号: O354.4

文献标识码: A

doi: 10.7638/kqdlxxb-2015.0028

Numerical investigation on some key factors for the unsteady type IV shock-shock interaction

Xiao Fengshou, Li Zhufei*, Zhu Yujian, Yang Jiming

(Department of Modern Mechanics, University of Science and Technology of China, Hefei 230026, China)

Abstract: Numerical simulations were carried out for the unsteady flow behavior of the hypersonic type IV shock-shock interactions acting on a blunt leading edge that represented the cowl of a two-dimensional hypersonic inlet. The complex wave structures and surface heat flux/pressure created by the unsteady type IV shock-shock interactions were effectively captured by solving the laminar compressible Navier-Stokes equations via a two-dimensional axisymmetric Vectorized Adaptive Solver (VAS2D). The VAS2D solver is based on an explicit finite volume method with an adaptive mesh technique and it has second order accuracy in both time and space. The present simulations focus on the effects of the location and strength of the impinging shock together with the geometry of the blunt body on the unsteady characteristics of the type IV shock-shock interactions. The results show that the flow can be either steady or unsteady depending on both the variations of the impinging shock conditions and the blunt body geometries. The unsteady characteristics of flowfield structure and surface pressure/heat flux are also sensitive to the impinging shock conditions. Small changes in the location or strength of the impinging shock can result in large changes in the unsteady behaviors of the flow and the surface pressure/heat flux. The Strouhal number was used to characterize the unsteady oscillation behavior of the flow. Under the conditions in the current work, with the increases of the impinging shock strength and the bluntness of the leading edge, the Strouhal number that is mainly dependent on the standoff

收稿日期: 2015-03-13; 修订日期: 2015-04-24

基金项目: 国家自然科学基金(11132010, 11402263); 中国博士后科学基金(2014M551818)

作者简介: 肖丰收(1989-), 男, 山东兖州人, 博士研究生, 研究方向: 高超声速空气动力学。E-mail: xfshou@mail.ustc.edu.cn

通信作者: 李祝飞(1986-), 男, 安徽阜阳, 副研究员, 博士, 研究方向: 高超声速空气动力学。E-mail: lizhufei@mail.ustc.edu.cn

引用格式: 肖丰收, 李祝飞, 朱雨建, 等. 第 IV 类激波-激波干扰非定常性及其敏感因素分析[J]. 空气动力学学报, 2017, 35(1): 20-26.

doi: 10.7638/kqdlxxb-2015.0028 Xiao F S, Li Z F, Zhu Y J, et al. Numerical investigation on some key factors for the unsteady type IV shock-shock interaction[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2017, 35(1): 20-26.

distance of the bow shock decreases, whereas the surface pressure/heat flux increase. Furthermore, properly choosing the geometry of the blunt body may greatly reduce the probability of the happening of the type IV shock-shock interactions, suppress the shock oscillation in the flow, and effectively reduce the peak value of the fluctuating surface heat flux and pressure loads.

Keywords: hypersonic flow; shock-shock interaction; unsteady oscillation; blunt body geometry; numerical simulation

0 引言

在吸气式高超声速飞行器关键难题攻关中, 激波-激波干扰带来的高热、力载荷是需要予以关注的重要一环。飞行器前体压缩激波与进气道唇口弓形激波干扰是一类非常典型的问题, 激波干扰在唇口局部区域产生极高的热、力载荷, 这对飞行器部件的使用寿命和飞行安全都提出了严峻的考验。1967 年 X-15 飞行器虽然实现了大气层内的载人高超声速飞行, 但在飞行试验中也暴露出飞行器因激波干扰而产生的严重烧蚀问题^[1]。之后, Edney^[2]系统地研究了激波-激波干扰, 归纳出六类激波干扰, 其中第 IV 类激波干扰以其产生超声速射流, 引起壁面局部区域压力和热流剧增而广受关注。针对第 IV 类激波干扰, 国内外学者做了大量的实验^[3-8]和数值^[9-16]研究工作。Keyes & Hains^[3], Wieting & Holden^[4], Boldyrev et al.^[7]通过风洞实验和激波-膨胀波理论分析了激波干扰流场结构, 对壁面压力、热流进行了预测, 为数值计算提供了丰富的实验数据。Wieting & Holden^[4]指出第 IV 类激波干扰具有非定常性, 实验条件下流动振荡频率在 3~10 kHz 之间。Gaitonde & Shang^[9]采用改进的 Steger-Warming 格式求解了第 IV 类激波干扰的非定常流场, 计算的振荡频率为 32 kHz。Zhong^[12], Chu & Lu^[13]采用高阶格式求解二维 Navier-Stokes 方程, 分析和探讨了相关非定常流场的特征。上述数值模拟是基于 Wieting & Holden^[4]的实验展开的, 但计算得到的振荡频率与实验所得到的 3~10 kHz 相差很大。

大量的实验与数值结果向我们展示了第 IV 类激波干扰的流动特征, 但其非定常振荡的机理并没有完全弄清楚。振荡反馈机制的形成机理, 振荡频率和幅值的影响因素仍需要深入的研究, 而找寻合理的流动控制方法来避免或者抑制第 IV 类激波干扰振荡现象是很有意义同时极富挑战性的工作。受限于实验上流动显示方面的精细刻画以及传感器的时空分辨能力, 现有的实验结果中尚未见到令人满意的非定常振荡的数据。相比实验研究, 数值模拟更容易获得激波干扰的流场细节, 更适合做非定常激波干扰的参数研究。

本文以高超声速飞行器前体激波与进气道唇口激波可能发生的第 IV 类激波干扰为关注对象, 着重对其中超声速射流的非定常特性、关键影响因素及规律进行数值考察, 分析入射激波位置、入射激波强度、钝头体外形等因素对第 IV 类激波干扰非定常特性和壁面压力、热流分布的影响, 加深对其流动机理的认识, 并力图为相关工程应用提供有价值的参考。

1 数值方法及验证

本文采用 VAS2D 程序^[17] (two-dimensional & axisymmetric vectorized adaptive solver) 计算第 IV 类激波干扰非定常振荡问题。该程序基于有限体积方法, 采用自适应的非结构四边形网格和 MUSCL-Hancock 格式求解二维可压缩 Navier-Stokes 方程, 在时间和空间上具有二阶精度。在流场参数变化剧烈的区域自适应加密网格 (如图 1 所示), 减小因网格尺度带来的数值耗散, 达到精确刻画流场的效果。

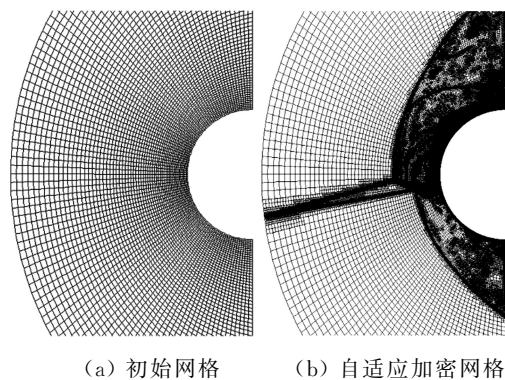
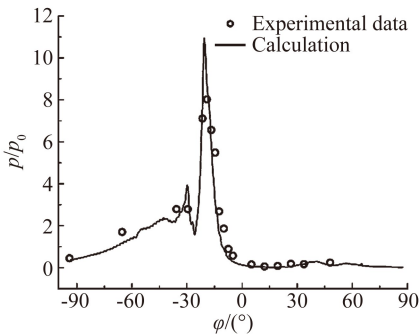


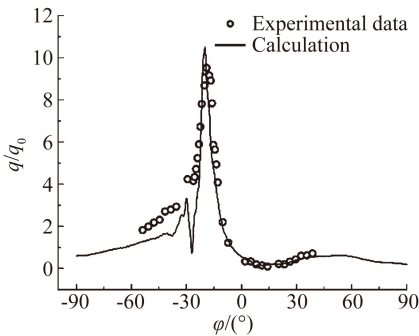
图 1 计算网格

Fig. 1 Computational meshes

为了验证该数值方法在计算第 IV 类激波干扰问题上的可靠性, 分别参照 Wieting & Holden^[4]和笔者前期工作^[18]中的实验进行了模拟。文献[4]中实验条件马赫数 $M_\infty = 8.03$, 静温 $T_\infty = 111.56 \text{ K}$, 静压 $p_\infty = 985.06 \text{ Pa}$, 圆柱半径 $R = 38.1 \text{ mm}$ 。计算与实验结果对比如图 2 所示, 圆柱壁面压力和热流分布吻合较好, 图中 p_0 和 q_0 分别表示无干扰时圆柱驻点压力和热流。文献[18]为笔者前期开展的一种非定常振荡实验, 实验条件马赫数 $M_\infty = 6.0$, 静温 $T_\infty = 115 \text{ K}$, 静压 $p_\infty = 800 \text{ Pa}$, 圆柱半径 $R = 15 \text{ mm}$ 。如图 3 所示, 计



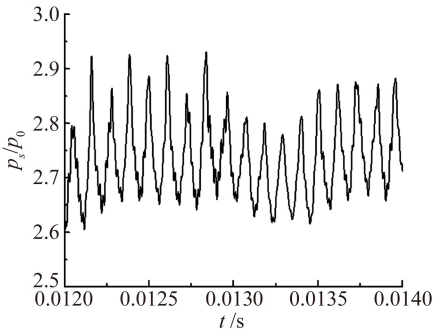
(a) 壁面压力分布



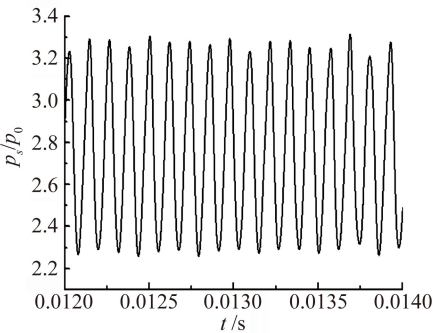
(b) 壁面热流分布

图 2 计算与实验^[4]对比

Fig. 2 Comparison between the calculated results and the related experimental data^[4]



(a) 实验压力-时间曲线



(b) 计算压力-时间曲线

图 3 计算与实验^[18]压力-时间曲线对比

Fig. 3 Comparison of pressure histories between the calculated results and the experimental data^[18]

算的压力-时间曲线与实验结果吻合也较好,图中 p_s 为监测点压力,经过 FFT 变换,实验压力信号频率为 8.90 kHz,计算压力信号频率为 8.44 kHz,说明该数值方法在计算第 IV 类激波干扰非定常振荡问题上是可信的。

2 数值模拟条件

来流条件(见表 1)参照文献[4]中的实验条件设置,计算域和边界条件如图 4 所示,入射斜激波由 Rankine-Hugoniot 关系引入,A 点为斜激波入射点, β 为激波角,出口边界条件为无反射边界,壁面取等温无滑移条件。图 5 给出了 4 种典型的钝头体外形,包括对称和非对称外形^[19],各个外形在 Y 方向上的特征长度均为 $L=2R$,外形 A 为椭圆,长短轴之比为 2,B 为圆形,C 由 2 个半径 0.75R 的圆弧和与之相切的直线段连接而成,D 由相切的两段圆弧和直线段组成,大圆弧半径为 2.5R,大小圆弧半径比为 21.5。

表 1 计算来流条件

Table 1 Flow conditions for the type IV shock interaction

Mach number	8.03
Temperature, K	111.56
Pressure, Pa	985.06
Wall temperature, K	294.44
Cylinder radius (R), mm	38.1

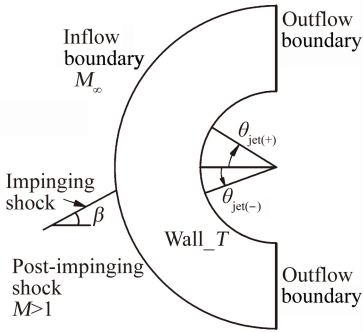


图 4 边界条件

Fig. 4 Boundary conditions

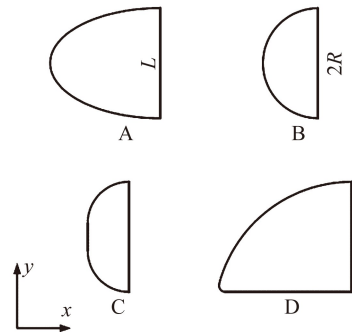


图 5 四种钝头体外形

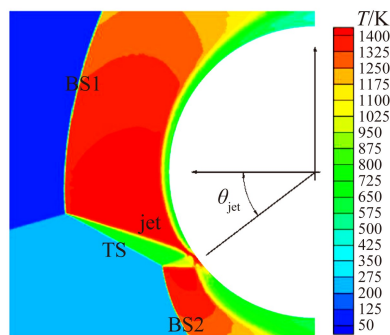
Fig. 5 Four different geometries used in this paper

选取这四种几何外形的目的是期望在相同的参考迎风面积条件下,考察驻点区域钝度及对称性的改变对激波干扰结果的影响,其中圆柱形 B 作为基准构型。此外,计算时还通过改变入射激波入射点的位置、入射激波强度来分别探讨这些因素对第 IV 类激波干扰壁面压力、热流分布和非定常特性的影响规律。

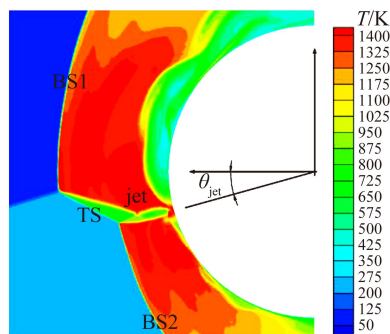
3 结果与分析

3.1 激波干扰流场结构

计算时,通过改变激波入射点的位置得到不同的干扰结果,随着激波入射点位置下移,射流冲击点位置也下移,射流冲击角度减小。对于基准 B 外形,图 6 为不同射流冲击角度的激波干扰的温度云图,其中 θ_{jet} (对应图 4 中 θ_{jet}) 表示射流冲击角度,BS1、BS2 为弓形激波上、下部分,透射激波 TS 波后为超声速射流 Jet。图 6(a) 为稳定结果,流场波系结构稳定,亚声速区域的温度等值线光滑;图 6(b) 为非定常振荡结果,剪切层不稳定性及射流冲击壁面产生的扰动在弓形激波波后亚声速区域中传播,流场结构周期性波动,温度等值线起伏明显。



(a) 稳定结果



(b) 非定常振荡结果

图 6 第 IV 类激波干扰温度云图

Fig. 6 Flow features shown by the temperature contours for the type IV shock interaction

3.2 入射激波位置和强度的影响

选取 3 组不同强度的入射激波,激波角分别为

16.0°、17.1°和 18.1°。计算时,固定入射激波强度,在 Y 方向上改变激波入射点位置从而得到不同入射激波位置下的壁面压力,采用 Strouhal 数对干扰流场的非定常特性进行描述($St=fL/U$, f 、 L 和 U 分别表示振荡频率、钝头体特征长度和来流速度)。

图 7 和图 8 分别给出了 3 组不同强度的入射激波与圆形钝头体弓形激波干扰后壁面压力峰值均值以及 Strouhal 数分布规律,横轴表示超声速射流冲击角度 θ_{jet} , p_0 为无干扰时圆柱驻点处压力, p_{max} 为壁面压力峰值平均值(即超声速射流冲击点位置的壁面压力)。

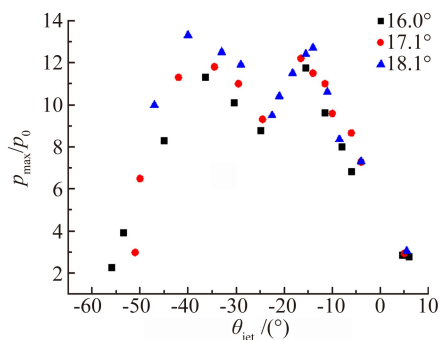


图 7 入射激波条件对壁面压力峰值分布影响

Fig. 7 Effect of impinging shock on the peak pressure amplification

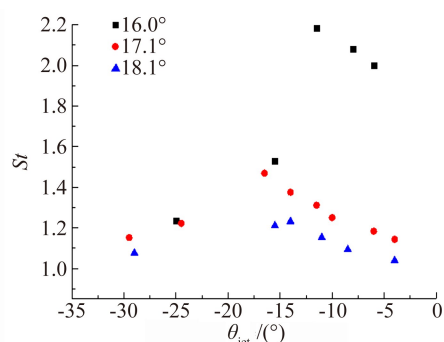


图 8 入射激波条件对 Strouhal 数分布影响

Fig. 8 Effect of impinging shock on the Strouhal number

对于入射激波角为 16.0°、17.1°和 18.1°这 3 组算例,随着射流冲击点下移,射流角度 θ_{jet} 减小,压力峰值均值经历上升-下降-上升-下降的过程,出现两个明显的峰值,Strouhal 数则呈现先增大后减小的趋势。随着入射激波强度增大, p_{max}/p_0 略有上升, Strouhal 数则明显减小。可以看到,超声速射流冲击壁面角度不同,第 IV 类激波干扰的流动特征明显不同。根据射流冲击角度的大小对第 IV 类激波干扰进行分类:当 θ_{jet} 大于 0°时射流未接触或者擦过壁面流向下流,流动基本呈现稳定特征; θ_{jet} 在 0°~ -15°之间时,流动具有非常明显的非定常振荡特征; θ_{jet} 在 -15°~-30°之间为过渡区域,流动可能稳定也可能

是非定常的; θ_{jet} 小于 -30° , 流动呈现稳定状态。

3.3 钝头体外形的影响

鉴于基准构型 B 在 16.0° 激波角时的非定常特性更为显著, 在 16.0° 激波角下对不同外形钝头体的激波干扰进行了计算。从图 9、10(A、B、C 和 D 分别代表图 5 中 4 种外形) 可知, 钝头体外形对第 IV 类激波干扰引起的壁面压力和 Strouhal 数有显著的影响。对于 A、B 和 C 三种对称外形, 随着入射点位置下移, 射流角度 θ_{jet} 减小, 压力峰值均值都会经历上升-下降-上升-下降的过程, 压力峰值均值的最大值区别不大。对于 D 这种非对称外形, 壁面压力峰值均值在入射激波位置移动过程中只经历了先上升后下降的过程, 而且最大值略大于其他三种外形。图 10 表明随着外形变钝(A $\rightarrow$ B $\rightarrow$ C), Strouhal 数有减小的趋势。也就是说, 在来流条件相同的情况下, 钝头体外形越尖锐, 第 IV 类激波干扰非定常振荡的频率越高。这主要是因为激波干扰产生的扰动在弓形激波与钝头体壁面之间传播, 钝头体越尖锐弓形激波脱体距离越小, 从而导致频率升高。值得注意的是, 对于外形 D, 计算时并没有出现非定常振荡现象。

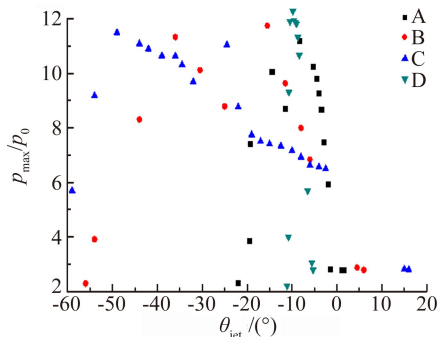


图 9 钝头体外形对壁面压力峰值分布影响
Fig. 9 Effect of geometry on the peak pressure

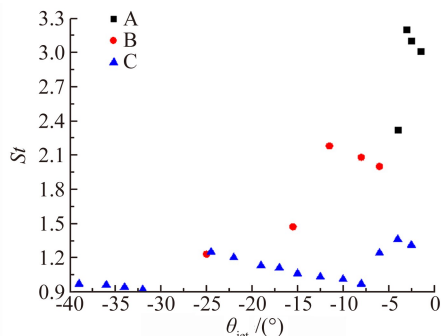
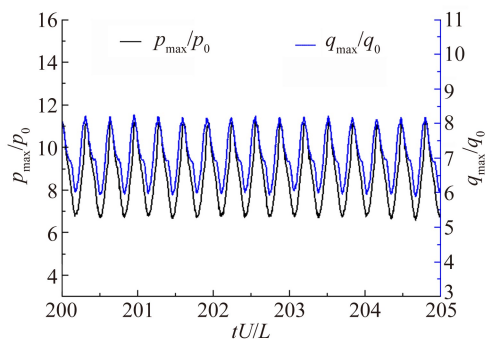


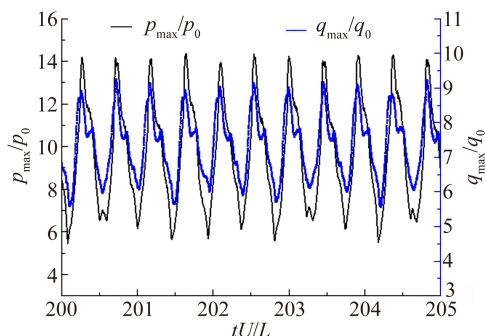
图 10 钝头体外形对 Strouhal 数分布的影响
Fig. 10 Effect of geometry on the Strouhal number

图 11 表示 4 种外形钝头体壁面压力、热流峰值值随时间变化规律, 对于每种外形选取的是峰值均值最大的一组结果。可以看出随着外形变钝, 流动非定常振荡加剧, 脉动压力和热流峰值有增大的趋势, 压力

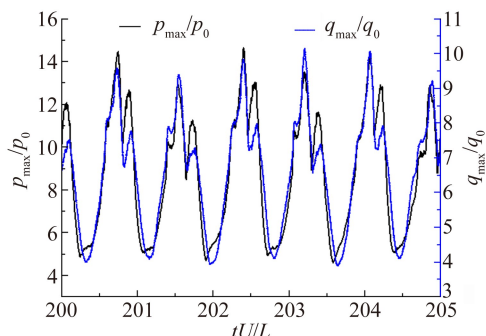
和热流振幅增大, 对于非对称外形 D 来说, 虽然压力和热流平均值大于圆形外形 B, 但因为外形 D 的第 IV 类激波干扰未出现非定常振荡, 其所能达到的压



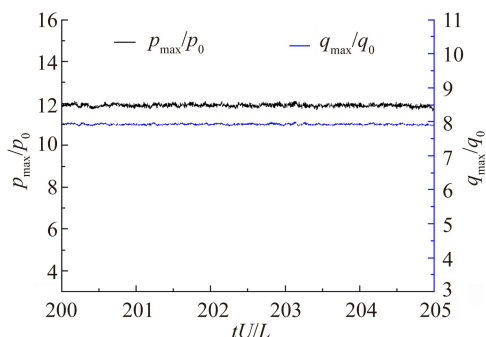
(a) A 外形



(b) B 外形



(c) C 外形



(d) D 外形

图 11 4 种外形壁面压力、热流峰值随时间变化规律
Fig. 11 Time variation of the peak pressure and heat flux amplification for the four different geometries

力和热流峰值均小于圆形的情况。也就是说,减小钝头体外形的钝度或者采用不会出现非定常振荡的非对称外形都能够有效地降低第 IV 类激波干扰带来的脉动热、力载荷。

入射斜激波位置不同,激波干扰类型不同,图 12 为六类激波干扰分布的示意图。不同的钝头体前缘外形,第 IV 类激波干扰区域的范围也不同,外形越钝,弓形激波接近正激波强度的区域就越大,第 IV 类激波干扰所占的区域也就越大。

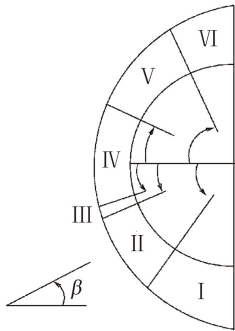


图 12 六类激波干扰分布示意图

Fig. 12 Edney's classification of shock-shock interaction

引入 η 表示可能出现第 IV 类激波干扰的比率, $\eta = \Delta Y/L$,如图 13 所示, ΔY 表示随着激波入射点位置下移,超声速射流壁面冲击点在 Y 方向下移的最大距离, L 表示钝头体特征长度。由表 2 可知,对于外形 D 和外形 A,钝头体弓形激波强度接近正激波的区域较小,可能出现第 IV 类激波干扰的区域也就较小, η 值也就较小。所以,采用这种外形能够很有效地降低出现第 IV 类激波干扰的可能性,尤其是外形 D。

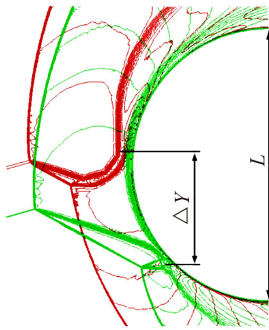


图 13 第 IV 类激波干扰温度等值线图

Fig. 13 Flow features shown by the temperature contours for the type IV shock interaction

表 2 4 种外形出现第 IV 类激波干扰的比率

Table 2 Probability of type IV shock interaction happening for the four difference geometries

Geometry	A	B	C	D
η	0.335	0.468	0.550	0.065

4 结束语

本文以吸气式高超声速飞行器前体激波与进气道唇口激波可能发生的第 IV 类激波干扰为关注对象,着重对其中超声速射流的非定常特性、关键影响因素及规律进行了数值考察,研究结果表明:

1) 第 IV 类激波干扰可能出现非定常振荡,也可能呈现稳定状态。对圆柱形钝头体来说,在入射激波强度不大的情况下,基于超声速射流冲击壁面的角度对流动类型进行了划分: $\theta_{jet} > 0^\circ$ 或者 $\theta_{jet} < -30^\circ$,流动稳定; $-15^\circ < \theta_{jet} < 0^\circ$,流动出现非常明显的非定常特性; $-30^\circ < \theta_{jet} < -15^\circ$,流动则呈现稳定和非常量的过渡特征。

2) 入射激波强度和钝头体外形对第 IV 类激波干扰非定常特性和热、力载荷有显著影响。在本文计算条件下,入射激波强度增大或钝头体外形变钝,脉动热、力载荷峰值有增大的趋势,Strouhal 数则会减小。对于非对称外形 D,第 IV 类激波干扰则没有出现非定常振荡,热流和压力峰值小于圆形基准外形 B。由此推断,合理选择钝头体外形可望有效地降低第 IV 类激波干扰带来的脉动热、力载荷。

参 考 文 献:

[1] Watts J D. Flight experience with shock impingement and interference heating on the X-15-2 research airplane[R]. NASA TMX-1669, 1968.

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

[3] Keyes J W, Hains F D. Analytical and experimental studies of shock interference heating in hypersonic flows[R]. NASA TN D-7139, 1973.

[4] Wieting A R, Holden M S. Experimental shock-wave interference heating on a cylinder at Mach 6 and 8[J]. AIAA Journal, 1989, 27(11): 1557-1565.

[5] Kolly J M. An investigation of aerothermal loads generated in regions of hypersonic shock interference flows[D]. New York: State University of New York at Buffalo, 1996.

[6] Sanderson S R. Shock wave interaction in hypervelocity flow [D]. California: California Institute of Technology, 1995.

[7] Boldyrev S M, Borovoy V Y, Chinilov A Y, et al. A thorough experimental investigation of shock/shock interference in high Mach number flows[J]. Aerospace Science and Technology, 2001, 5(3): 167-178.

[8] Grasso F, Purpura C, Chanetz B, et al. Type III and type IV shock/shock interferences: theoretical and experimental aspects [J]. Aerospace Science and Technology, 2003, 7(2): 93-106.

[9] Gaitonde D, Shang J S. On the structure of an unsteady type IV interaction at Mach 8[J]. Computers & Fluids, 1995, 24 (4): 469-485.

