

文章编号: 1000-8055(2023)07-1762-11

doi: 10.13224/j.cnki.jasp.20210302

高马赫数前缘激波-激波干扰

檀姊静¹, 檀妹静², 付 斌², 柳天祥¹, 杨 光², 闫 昊², 程 响²

(1. 长安大学 建筑工程学院, 西安 710061;

2. 中国运载火箭技术研究院 空间物理重点实验室, 北京 100076)

摘 要: 采用数值模拟方法及激波极曲线方法开展高马赫数平板-后掠前缘流动结构与热环境特性研究。结果表明: 随着后掠角增加, 平板斜激波与后掠前缘激波相交, 依次形成 IV、V、VI 类激波-激波干扰。整体上随着后掠角增加, 激波-激波干扰引起的局部压力、热流增量逐渐减小, 但过渡型 IV 类激波-激波干扰诱导干扰区热流、压力可能低于典型 V 类激波-激波干扰。激波-激波干扰诱导热流随攻角增加而增加, 随雷诺数增加而降低。同时, 建立了基于临界折转角的高马赫数前缘激波-激波干扰类型判别准则, 判别结果经过数值模拟结果验证。形成了高马赫数前缘激波-激波干扰关系、干扰位置及干扰类型图谱, 能为高马赫数飞行器总体方案和气动外形设计与优化提供有力支撑。

关 键 词: 激波干扰; 流动结构; 气动热环境; 激波极曲线; 干扰类型判别

中图分类号: V211.74⁵

文献标志码: A

Shock-shock interactions of high mach leading edge

TAN Zijing¹, TAN Meijing², FU Bin², LIU Tianxiang¹,

YANG Guang², YAN Hao², CHENG Xiang²

(1. School of Civil Engineering, Chang'an University, Xi'an 710061, China;

2. Science and Technology on Space Physics Laboratory,

China Academy of Launch Vehicle Technology, Beijing 100076, China)

Abstract: Validated numerical approach and shock polar diagrams method were employed to investigate the flow structure and aerodynamic heating environment around high-mach flat- sweepback leading edge. The results demonstrated that with the increase of sweepback, the flat angle shock and leading edge shock crossed, and then IV, V, VI shock-shock interactions were formed in turn. In general, the local pressure and heat flux increment caused by shock-shock interaction decreased with the increase of leading edge, but heat flux and pressure of interference zone under the transition IV shock-shock interaction might be lower than that under the typical V shock-shock interaction. Moreover, it was found that the induced heat flux increased with the increase of attack angle, and decreased with the increase of Reynolds number. Also, a convenient discriminant method for high-Mach leading edge shock-shock interaction was provided based on critical deflection angle analysis. The discriminant results were validated against numerical results. The shock-shock interaction relation, interaction location and interference type graph for high-Mach leading edge was presented. The findings could benefit not only high-Mach aircraft integrated design, but also aerodynamic configuration optimization.

Keywords: shock interaction; flow structure; aerodynamic heating environment;
shock polar diagrams; interaction type discrimination

收稿日期: 2021-06-16

基金项目: 中国博士后科学基金(2021M700530)

作者简介: 檀姊静(1988—), 女, 副教授、硕士生导师, 博士, 主要从事空气动力学方面的研究。E-mail: tanzijing@chd.edu.cn

引用格式: 檀姊静, 檀妹静, 付斌, 等. 高马赫数前缘激波-激波干扰[J]. 航空动力学报, 2023, 38(7): 1762-1772. TAN Zijing, TAN Meijing, FU Bin, et al. Shock-shock interactions of high mach leading edge[J]. Journal of Aerospace Power, 2023, 38(7): 1762-1772.

高马赫数飞行器通常具有水平翼、安定面、控制舵等部件,头、身部激波向后发展,可能与上述部件前缘脱体激波相交而产生激波-激波干扰,造成热流、压力急剧升高,给飞行器防隔热系统设计带来巨大压力,严重时甚至危及飞行安全。如X-51飞行器^[1]曾出现激波-激波干扰高热流引起的吊挂架结构破坏。

针对激波-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。国外方面,Edney^[2]根据斜激波入射位置及干扰结构形式,给出了六类典型的激波-激波干扰形式定义。Keyes和Berry等^[3-4]针对斜激波-弓形激波干扰开展了较为系统的实验研究,给出了激波-激波流场结构与表面热流测量结果。Miyaji等^[5]对三种典型位置关系下的斜激波-圆柱弓形激波干扰进行了实验与数值模拟研究,指出三维斜交的斜激波-圆柱弓形激波也可能产生第Ⅳ类激波干扰。Yamamoto等^[6]对双球头圆柱模型的激波-激波干扰气动加热现象进行了风洞实验及数值计算研究,得出激波干扰强度与圆柱模型的相对位置及夹角密切相关的结论。Hu等^[7]针对二维压缩拐角模型开展了斜激波-斜激波干扰问题的理论分析与数值模拟研究。Michelle及Mason等^[8-9]对 $0^\circ \sim 45^\circ$ 前掠角的斜激波-圆柱弓形激波干扰开展了实验与数值模拟研究,指出 $0^\circ \sim 25^\circ$ 前掠角情况下斜激波-圆柱弓形发生Ⅳ~Ⅲ类激波-激波干扰。

国内方面,田正雨等^[10]采用数值模拟的方法对二维斜激波-弓形激波干扰现象进行了研究,得到入射位置差异引起的6种不同类型激波-激波干扰结构,壁面热流压力仿真结果与实验结果吻合较好;吴文堂等^[11-12]利用彩虹纹影技术对斜激波与弓形激波相互作用产生的六类激波干扰进行了实验研究,并通过数值计算,对Ⅳ类激波干扰波系结构、温度及压强分布特征进行了详细分析。肖丰收等^[13]考察了在驻点开设凹腔对第Ⅳ类激波干扰的影响,结果表明由于凹腔与射流的相互作用,激波干扰的非定常振荡特性将被加强。张恩来^[14]对吸气式高马赫数飞行器进气道V形溢流口及非圆内流道中的激波干扰问题开展实验及数值模拟研究,提出了三维激波干扰的局部二维化分析思路,解释了上述复杂三维激波干扰的物理机制与影响因素。姜宝森等^[15]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,研究表明六类激波干扰类型可能

沿唇口展向方向同时存在。Gao等^[16]采用降维分析方法开展身部斜激波与翼面斜激波之间的激波-激波干扰研究,研究表明身部楔角对激波-激波干扰类型及干扰热流影响显著。姬隽泽等^[17]采用激波风洞实验观测结合数值模拟的方法,揭示小幅偏离轴对称状态时,内收缩直锥流场中的激波汇聚效应及干扰机理。

目前激波-激波干扰问题的研究对象主要集中在二维斜激波-弓形激波干扰、斜激波-斜激波干扰或斜激波-前掠前缘弓形激波干扰,对于高马赫数飞行器设计中关心的斜激波-后掠前缘弓形激波干扰的细致研究极为匮乏。同时,目前激波-激波干扰问题相关研究依赖于数值模拟和风洞实验,研究周期长、成本高,难以满足工程设计初期总体方案快速论证的需求。本文采用数值模拟方法开展高马赫数平板-后掠前缘模型斜激波/后掠前缘弓形激波的激波-激波干扰研究,从流动结构角度分析不同后掠角情况下激波-激波干扰类型及前缘表面压力与热流分布特征;同时跳出数值模拟与风洞实验研究方法约束,通过高马赫数前缘激波-激波干扰问题的激波极曲线理论研究,基于波系结构对应临界折转角分析,建立干扰类型判别准则,在此基础上形成了高马赫数前缘激波-激波干扰发生关系、干扰位置及干扰类型图谱,直观给出激波干扰产生条件及干扰类型与飞行状态和气动外形之间的定量关系,实现不经数值模拟的高马赫数飞行器前缘激波-激波干扰发生与否、干扰位置及干扰类型的工程快速评估。

1 计算模型

1.1 计算模型与网格

本文根据高马赫数飞行器外形,建立一种能够代表高马赫数飞行器身部及翼、舵、安定面等部件气动布局特征的平板-后掠前缘简化模型,如图1所示, α 为来流攻角。参考典型高马赫数飞

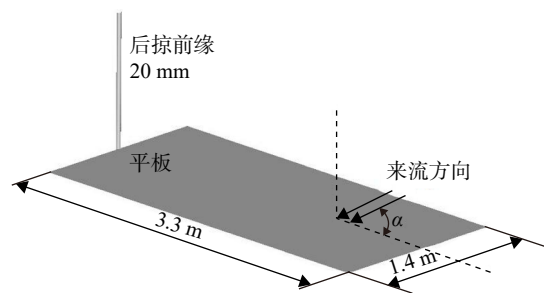


图1 计算模型示意图

Fig. 1 Schematic of computational model

行器特征尺寸设置模型, 平板总长为 3 m, 总宽为 1.4 m, 后掠前缘半径(R)为 20 mm。本文计算采用多块对接结构化网格, 对激波-激波干扰区域及近壁网格进行加密处理。来流马赫数为 8、单位长度雷诺数为 1.6×10^5 、攻角为 10° 条件下, 不同近壁网格尺度及网格总量网格对应 0° 后掠角前缘激波-激波干扰区域无量纲峰值热流(以平板斜激波外侧无干扰前缘热流为参考值)如表 1、表 2 所示。可以看出, 网格 2 的近壁网格尺度及网格总量基本满足网格无关性要求, 本文据此开展后续研究。计算网格如图 2 所示, 第一层网格高度为 1×10^{-6} m, 计算域总网格量约 1 500 万。

表 1 第一层网格高度对热流的影响对比

Table 1 Heat flux comparison of different first layer mesh height

网格编号	第一层网格高度/m	无量纲峰值热流
1	5×10^{-6}	4.23
2	1×10^{-6}	4.75
3	5×10^{-7}	4.80

表 2 网格总量影响对比

Table 2 Comparison of different total mesh number

网格编号	网格总量	无量纲峰值热流
4	$220 \times 450 \times 120$ (总 1.2×10^7)	4.08
2	$250 \times 500 \times 120$ (总 1.5×10^7)	4.75
6	$300 \times 580 \times 150$ (总 2.6×10^7)	4.74

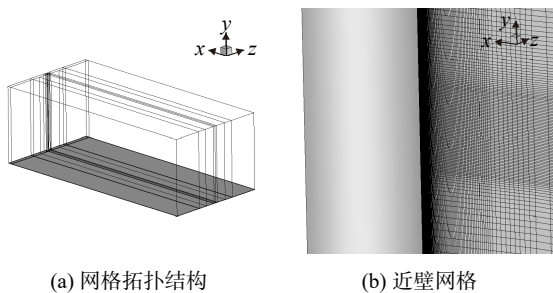


图 2 计算网格示意图

Fig. 2 Schematic of simulation mesh

1.2 计算状态与边界条件

本文针对典型高马赫数飞行条件开展 $0^\circ \sim 60^\circ$ 不同后掠角情况下平板-后掠前缘激波-激波的模拟研究, 计算状态参数见表 3。本文数值模拟均采用层流假设, 来流进口和上边界采用远场边界条件, 计算域两侧和出口均采用零梯度边界条件。壁面为无滑移等温壁, 壁面温度设置为 $T_w=300$ K。

表 3 来流状态

Table 3 Incoming flow state

案例	来流马赫数	来流雷诺数/ m^{-1}	来流静压/Pa	来流静温/K	来流攻角/ $(^\circ)$
1	8	1.6×10^5	79.78	270.65	10
2	8	1.6×10^5	79.78	270.65	20
3	8	2.0×10^6	79.78	270.65	10
4	6	1.2×10^5	79.78	270.65	5

2 数值计算方法与验证

2.1 数值方法

本文针对不同前缘后掠角外形分别生成多块对接的结构化网格, 通过自研程序数值求解完全气体可压缩 Navier-Stoke 方程, 控制方程矢量形式如下^[18]:

$$\frac{\partial Q}{\partial t} + \nabla \cdot F_c - (\nabla \cdot F_d) = 0 \quad (1)$$

其中 Q 为守恒变量矢量; F_c 为对流通量矢量, 下标 c 代表对流; F_d 为扩散通量矢量, 下标 d 代表扩散。

空间离散格式对于流场的计算精度和稳定性均有较大影响, 文中采用经大量工程实践检验的 Roe Flux-Difference Splitting 格式, 并通过引入各向异性的 Muller 型熵修正格式解决 Roe 格式在特征值趋于零的情况下难以正确判断出波传播方向的问题, 保证空间为二阶精度。时间离散则采用二阶精度的双时间步隐 Lower-Upper Symmetric Gauss-Seidel 方法。

2.2 实验对比与验证

Michelle 及 Mason 等^[8-9] 在高速激波风洞中开展了平板-前掠圆柱模型不同前掠角状态下激波-激波干扰实验研究。实验模型平板长为 0.432 m、宽为 0.152 m、圆柱半径为 6.35 mm, 实验状态如表 4 所示。本文针对上述实验模型开展表 4 所示实验状态数值模拟, 前掠圆柱前缘中心线热流实验测量结果与本文数值模拟结果对比如图 3 所示。

表 4 实验来流状态

Table 4 State of test air

参数	数值
来流马赫数	5.96
来流雷诺数/ m^{-1}	6.89×10^6
来流攻角/ $(^\circ)$	0
来流温度/K	412.28

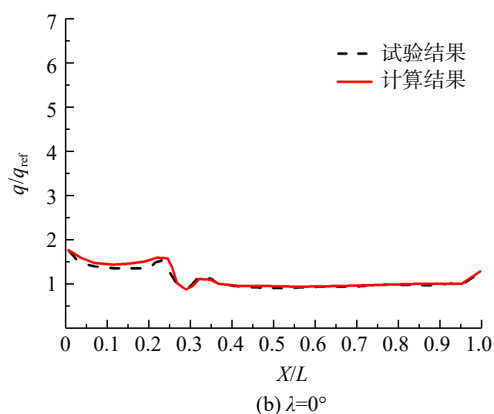
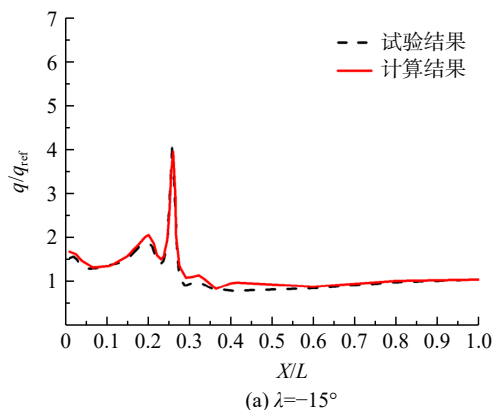


图3 圆柱前缘中心线热流结果对比

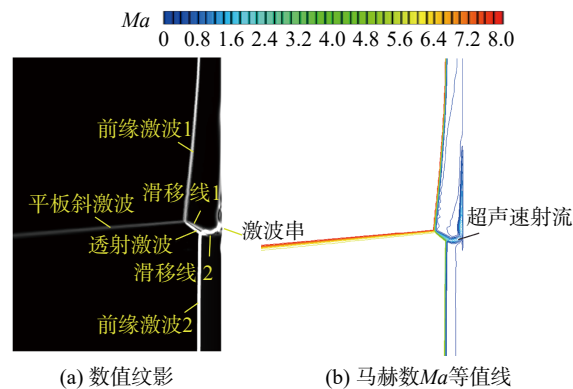
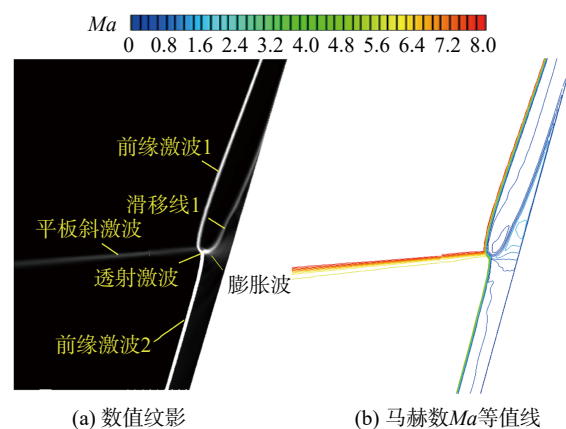
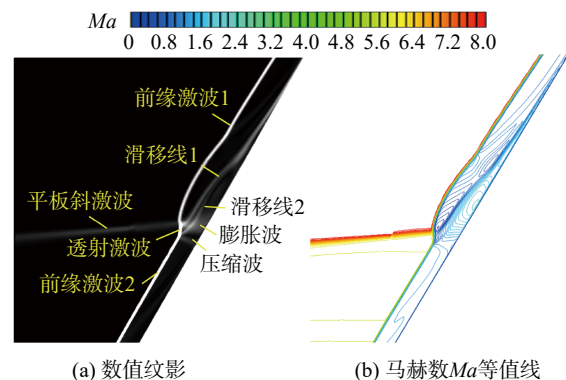
Fig. 3 Heat flux comparison along the center line of leading ledge for column

可以看出, 本文所采用的数值模拟方法能够较为准确地捕捉不同前掠角条件下圆柱前缘激波-激波干扰诱导的热流量值与分布特征。图中 q 代表有激波-激波干扰后的前缘热流; q_{ref} 代表相同条件下无干扰圆柱前缘中心线热流; λ 代表前缘后掠角。

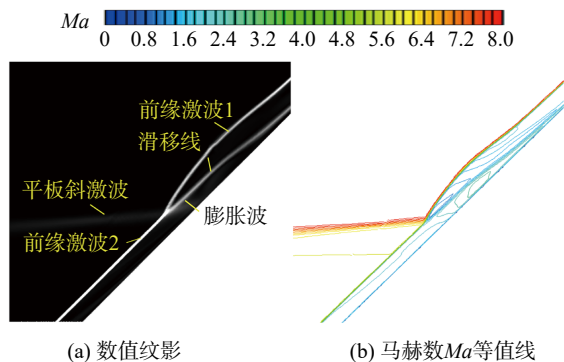
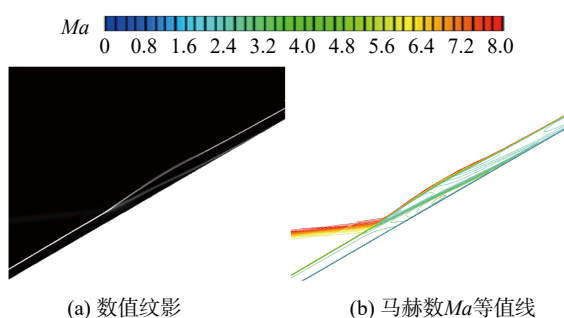
3 计算结果与讨论

3.1 激波-激波干扰流动结构

案例1 状态 0° 、 15° 、 30° 、 45° 和 60° 后掠角情况下, 本文研究平板-后掠前缘模型对称面激波结构如图4~图8所示。由图4可以看出, 案例1 状态 0° 后掠角情况下, 流动经过前缘激波1与前缘激波2压缩, 形成亚声速流动, 平板斜激波与前缘激波相交形成透射激波, 并在透射激波上下两个三叉激波点处分别形成两道滑移线, 透射激波在两道滑移线之间来回反射, 在两道滑移线之间形成超声速射流并以接近 90° 的大角度与壁面边界层发生干扰, 为典型IV类激波-激波干扰。由图5可以看出, 15° 后掠角情况下, 流动经过前缘激波1与前缘激波2压缩, 仍然形成亚声速流动, 平板斜

图4 对称面激波结构($\lambda=0^\circ$)Fig. 4 Shock structure at symmetry ($\lambda=0^\circ$)图5 对称面激波结构($\lambda=15^\circ$)Fig. 5 Shock structure at symmetry ($\lambda=15^\circ$)图6 对称面激波结构($\lambda=30^\circ$)Fig. 6 Shock structure at symmetry ($\lambda=30^\circ$)

激波与前缘激波相交, 形成非常短的一道透射激波, 透射激波上侧三叉激波点处形成一道滑移线, 同时在透射激波下侧三叉激波点处形成二次透射激波并经滑移线1反射形成一道膨胀波与壁面边界层发生干扰, 此时二次透射激波后流动已为亚声速流动, 未形成流道联通的超声速射流, 为IV类向V类过渡的过渡型IV类激波-激波干扰。由图6可以看出, 30° 后掠角情况下, 流动经过前缘

图7 对称面激波结构($\lambda=45^\circ$)Fig. 7 Shock structure at symmetry ($\lambda=45^\circ$)图8 对称面激波结构($\lambda=60^\circ$)Fig. 8 Shock structure at symmetry ($\lambda=60^\circ$)

激波1后仍然为亚声速流动,但经过前缘激波2后已形成超声速流动,平板斜激波与前缘激波相交,形成透射激波,透射激波上下两侧分别形成两道滑移线,透射激波与前缘激波2交点处形成一道压缩波与壁面边界层发生干扰,同时在透射激波与前缘激波1交点处形成一道膨胀波,该膨胀波穿过滑移线2与壁面边界层发生干扰,为典型V类激波-激波干扰。由图7可以看出,45°后掠角情况下,流动经过前缘激波1与前缘激波2压缩,均形成超声速流动,平板斜激波与前缘激波相交,形成一道与前缘接近平行的滑移线,同时形成一道透射膨胀波与边界层发生干扰,为典型VI类激波-激波干扰。由图8可以看出,60°后掠角情况下,平板激波与前缘激波相交形成的流动结构与45°后掠角情况,同样为典型VI类激波-激波干扰。

3.2 前缘表面热流、压力分布

以平板斜激波外侧无干扰前缘热流、压力为参考值,对热流压力进行无量纲化后,案例1状态0°、15°、30°、45°和60°后掠角情况下前缘表面热流分布如图9所示,前缘中心线热流压力曲线如图10所示。由图9可以看出,受激波-激波干扰流动结构影响,不同后掠角情况下后掠前缘表面

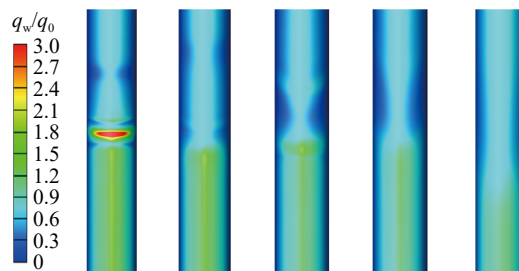
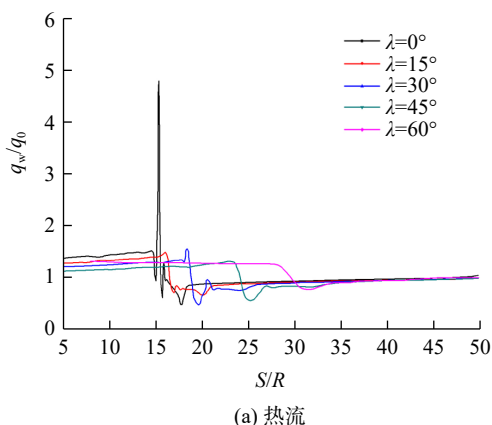
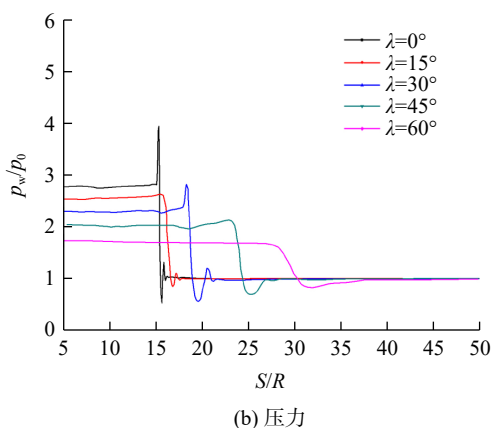


图9 后掠圆柱前缘热流分布

Fig. 9 Sweepback column heat flux distribution at leading edge



(a) 热流



(b) 压力

图10 前缘中心线热流压力(案例1)

Fig. 10 Heat flux and pressure at leading edge center line (case 1)

局部热流分布规律不同,整体上诱导产生的局部热流随着后掠角增加而逐渐减小。由图10可以看出,0°后掠角,IV类激波-激波干扰诱导干扰区热流、压力峰值最大,达到无干扰前缘(无干扰前缘指平板斜激波外暴露于自由来流中的前缘)的4~5倍;15°后掠角,受射流马赫数及流动相对壁面的夹角显著降低,以及膨胀波与边界层干扰影响,过渡型IV类激波-激波干扰诱导的干扰区热流、压力峰值显著降低,分别达到无干扰前缘的1.4和2.6倍;30°后掠角,受压缩波与边界层干扰影响,V类激波-激波干扰诱导的干扰区热流、压

力峰值分别达到无干扰前缘的 1.5 和 2.8 倍, 较 15° 情况略有增加; 45° 与 60° 后掠角, 受膨胀波与边界层干扰影响; 在本文所研究的 10° 攻角下, VI 类激波-激波干扰诱导的干扰区热流、压力峰值甚至低于无干扰前缘, 仅约为无干扰前缘的 0.6~0.8 倍。图 10 中 S 代表圆柱前缘中心线上某点距离圆柱下端面的距离。

3.3 攻角影响

以平板斜激波外侧无干扰前缘热流、压力为参考值, 对热流压力进行无量纲化后, 20° 攻角案例 2 状态 0°、15°、30°、45° 后掠角情况下前缘中心线热流压力曲线如图 11 所示。 q_w 代表有平板时圆柱前缘中心线热流(模拟结果); q_0 无平板时圆柱前缘中心线热流(模拟结果)。

15° 后掠角时后掠圆柱附近流场激波结构如图 12 所示。对比图 10、图 11 可以看出, 攻角由 10° 增加至 20°, 激波-激波干扰诱导干扰区热流、压力较无干扰前缘的增量显著提高。20° 攻角, 案例 2 状态, 0° 后掠角, 干扰区热流、压力峰值最大达到无干扰前缘的 6~7 倍; 15° 后掠角, 相比案例

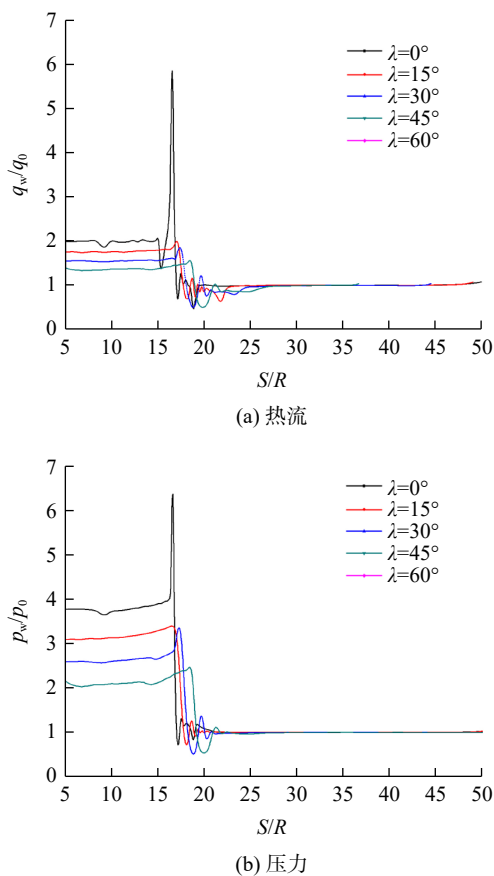


图 11 前缘中心线热流压力(案例 2)

Fig. 11 Heat flux and pressure at leading edge center line (case 2)

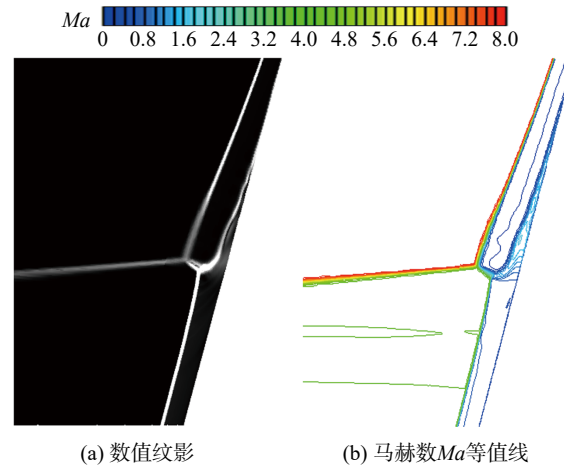


图 12 对称面激波结构($\lambda=15^\circ$, 案例 2)

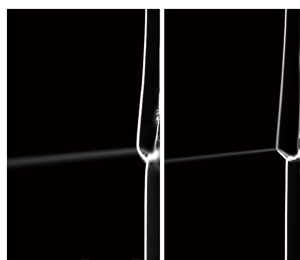
Fig. 12 Shock structure at symmetry ($\lambda=15^\circ$, case 2)

1 过渡型 IV 类激波-激波干扰诱导的较低干扰区热流、压力峰值, 案例 2 状态 20° 条件下显示为超声速射流干扰的典型 IV 类激波-激波干扰(如图 12 所示), 干扰区热流、压力峰值分别达到无干扰前缘的 2.0 和 3.4 倍; 30° 后掠角, 干扰区热流、压力峰值分别达到无干扰前缘的 1.8 和 3.3 倍; 45° 后掠角, 干扰区热流、压力峰值约为无干扰前缘的 1.6~2.5 倍。

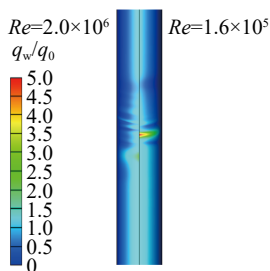
这里需要说明的是, 案例 1 在 10° 攻角条件下, 15° 后掠角状态恰好出现 IV 类向 V 类过渡的过渡型 IV 类激波-激波干扰, 透射激波下侧三叉激波点处形成的二次透射激波后流动已为亚声速流动未形成流道联通的超声速射流(如图 5 所示), 诱导的干扰区热流、压力增量反而略低于相同条件 30° 后掠角状态下的 V 类激波-激波干扰诱导量值。而案例 2 条件, 随着攻角增加, 前缘激波及平板斜激波强度增强, 15° 后掠角状态出现以超声速射流干扰为特征的典型 IV 类激波-激波干扰, 激波-激波干扰引起的局部压力、热流峰值高于对应 30° 后掠角状态下的 V 类激波-激波干扰诱导量值, 激波-激波干扰引起的局部压力、热流峰值随着后掠角增加呈现连续减小的趋势。图中 p_w 代表有平板时圆柱前缘中心线压力; p_0 为无平板时圆柱前缘中心线压力。

3.4 雷诺数影响

选取可能发生 IV 类及 V 类激波-激波干扰前缘导致局部热流、压力升高的 0° 和 30° 后掠角状态开展雷诺数影响研究。案例 1(来流雷诺数 $Re=1.6 \times 10^5 \text{ m}^{-1}$)与案例 3(来流雷诺数 $Re=2.0 \times 10^6 \text{ m}^{-1}$)工况对称面激波结构与前缘热流分布对比如图 13~图 14 所示。由图 13 可以看出, 随着雷诺数增加,



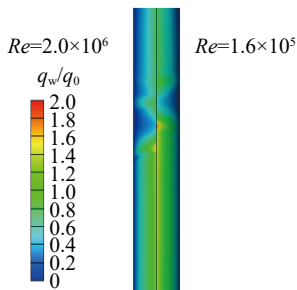
(a) 数值纹影



(b) 前缘热流

图13 数值纹影及热流对比($\lambda=0^\circ$)Fig. 13 Comparison of numerical schlieren and heat flux ($\lambda=0^\circ$)

(a) 数值纹影



(b) 前缘热流

图14 激波结构及热流对比($\lambda=30^\circ$)Fig. 14 Comparison of shock structure and heat flux ($\lambda=30^\circ$)

0° 后掠角IV类激波-激波干扰的激波结构未发生显著变化,仅激波层厚度略有增厚,前缘激波脱体距离略有减小;同时,受雷诺数增加带来的黏性耗散增加影响,超声速射流与边界层干扰诱导的局部峰值热流有所降低。由图14可以看出,与 0° 后掠角类似,随着雷诺数增加, 30° 后掠角V类激波-激波干扰的激波结构未发生显著变化,仅激波层厚度略有增厚,前缘激波脱体距离略有减小,激波-激波干扰位置略向下方移动;同时,受雷诺数增加带来的黏性耗散增加影响,激波与边界

层干扰诱导的局部峰值热流也有所降低。

4 基于激波极曲线的激波-激波干扰快速判别

4.1 激波极曲线理论

根据激波理论,经过一道激波的气流转角及压力比可以表述为如下形式^[19]:

$$\theta = \arctan \left[\frac{2 \cot \beta \cdot (Ma^2 \cdot \sin^2 \beta - 1)}{Ma^2 \cdot (\cos 2\beta + \gamma) + 2} \right] \quad (2)$$

$$\frac{p}{p_\infty} = 1 + \frac{2\gamma}{\gamma+1} (Ma^2 \sin^2 \beta - 1) \quad (3)$$

其中 θ 为经过激波的气流转角, p/p_∞ 为经过激波的气流压力比, β 为激波角 $\arcsin\left(\frac{1}{Ma}\right) \leq \beta \leq \frac{\pi}{2}$, Ma 为来流马赫数, γ 为气体比热比。

根据上述两式,Kawamura等^[20]在激波反射问题分析中提出了图解分析方法,即(p - θ)激波极曲线方法,为激波反射中繁琐的气流匹配过程求解提供了一条简明高效和直观的途径。激波极曲线图展示了给定来流马赫数条件下气流通过一道激波可能达到的全部状态,即波后状态可以表示为激波极曲线上的一个点。激波极曲线由最大转角点分为强解(曲线上部)与弱解(曲线下部),自由来流马赫数 Ma_∞ 为8条件下的激波极曲线如图15所示,其中 p 代表前气流压力, p_1 代表激波后气流压力。

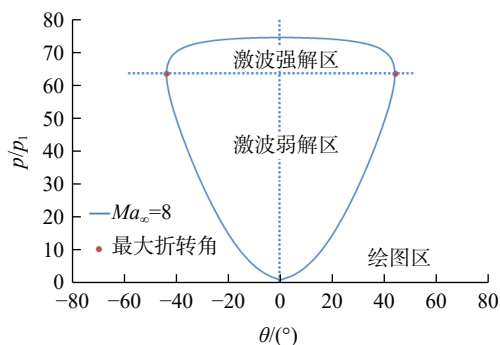


图15 激波极曲线图

Fig. 15 Shock polar diagrams

4.2 基于临界转折角的激波干扰类型判别

Hu等^[7]曾尝试将激波极曲线方法引入二维压缩拐角模型的激波-激波干扰问题分析中,并经过数值模拟对比进行了初步验证。文献[5,14]研究表明,特定位置处的三维激波-激波干扰流动结构可以通过激波-激波交线在该点切线的法向平面内的二维流动结构分析确定。工程实际中,飞

行器部件前缘表面驻点线位置热流、压力通常最高,为型号设计的关注重点。借鉴上述研究成果,本文提出将平板-后掠前缘模型的激波-激波干扰问题简化为对称面内的二维激波-激波干扰问题并采用激波极曲线方法进行流动结构分析。

高马赫数飞行器前缘激波干扰中绝大部分情况为同侧激波-激波干扰,因此本节重点对同侧激波-激波干扰的平板-后掠前缘对称面激波-激波干扰结构开展分析。首先建立平板后掠前缘激波-激波干扰流动结构模型,如图 16 所示。图中 α 为来流攻角, θ 为平板楔角(本文中 $\theta=0^\circ$), β_1 为平板斜激波激波角, λ 为前缘后掠角, β_2 为平板激波层中流动经过后掠前缘时的对称面激波角, β_3 为自由来流经过后掠前缘时的对称面激波角。对于高马赫流动近似认为后掠前缘对称面激波与前缘驻点线平行,即 $\beta_2=90^\circ-\lambda-\theta$, $\beta_3=90^\circ-\lambda+\alpha$ 。根据 Edney^[2] 经典定义,同侧激波-激波干扰应为 IV~VI 类。

为进行Ⅳ~Ⅵ类激波-激波干扰类型判别, 本文首先对典型Ⅳ类及Ⅵ类激波-激波干扰的典型波系结构开展详细分析, 流动结构见图 17, 临界转折角极曲线示意图见图 18、图 19。由图 17(a)可以看出, 典型Ⅳ类激波-激波干扰情况下, 身部斜激波 LP 与前缘激波 SB 相交, 于 P 点形成透射激波, 在透射激波上下两条滑移线之间形成超声速

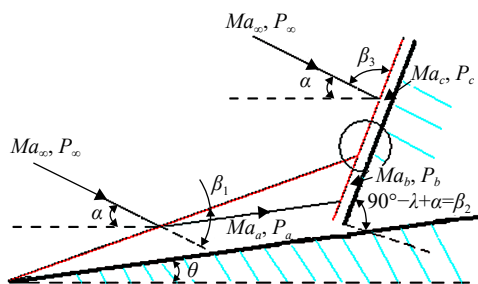
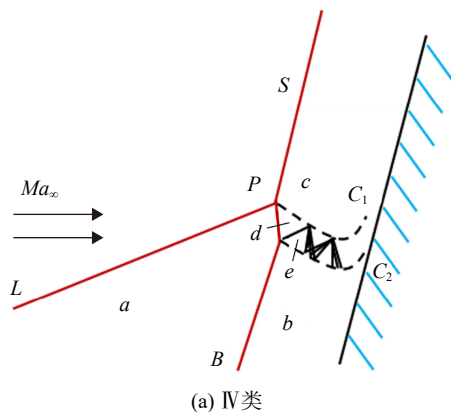
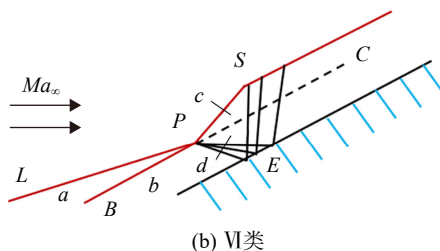


图 16 对称面主要流动结构

Fig. 16 Main flow structure at symmetry



(a) IV类



(b) VI类

图 17 详细激波-激波干扰流动结构

Fig. 17 Detailed flow structure of shock-shock interaction

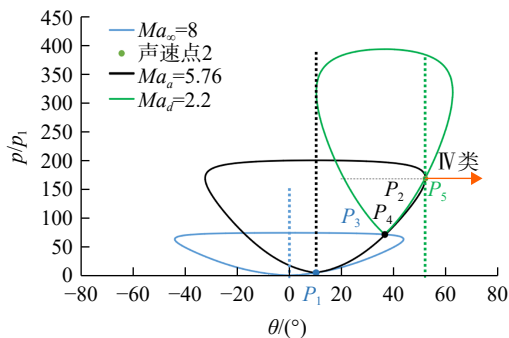


图 18 IV类干扰临界转折角激波极曲线图

Fig. 18 Shock polar diagrams for critical turning angle of type IV

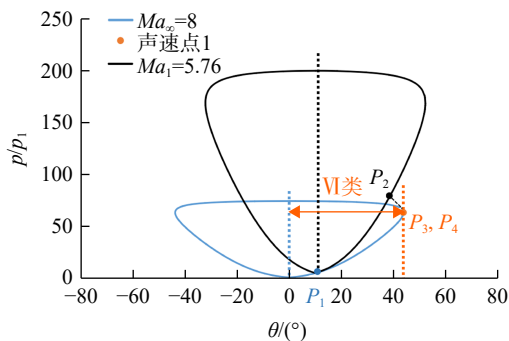


图 19 VI类干扰临界转折角激波极曲线图

Fig. 19 Shock polar diagrams for critical turning angle of type VI

射流,形成图中所示5个主要流动区域。其中,区域 a 流动参数可以由图18中 Ma_x 极曲线上弱解区的一点表示。研究状态攻角 10° ,平板楔角 0° ,即 a 流动参数可以表示为气流转折角 10° 的点 P_a 。根据激波理论由气流转折角可以求解得到 LP 激波角及 a 流动参数(本文研究状态 $Ma_a=5.76$)。 c 流动亚声速,即 c 流动参数可以由 Ma_x 极曲线上强解区的一点表示。 d 流动超声速,即 d 流动参数可以表示为过点 P_1 , Ma_a 极曲线上弱解区的一点。 c 与 d 由一条滑移线分隔,压力与速度方向相同,即点 P_3 与点 P_4 为极曲线上的同一点。由此即可得到 c 与 d 的气流转折角,根据激波理论可以求解得到 d 流动参数(本文研究状态 $Ma_d=2.20$)。同理, b 与 e 由一条滑移线分隔, P_2 与 P_5

为极曲线上的同一点。若 b 流动速度达到声速, IV类激波-激波干扰将不再稳定存在^[7], 即IV类激波-激波干扰向V类转变的临界状态为 $Ma_b=1$, 即 P_2 为 Ma_a 极曲线上的声速点。即当 b 流动相对 a 流动转折角 θ_2 超过图16中 P_2 对应的临界转折角时, IV类激波-激波干扰向V类转变。

由图17(b)可以看出, 典型VI类激波-激波干扰情况下, 身部斜激波 LP 与前缘激波 SB 相交, 于 P 点形成透射膨胀波, 形成图中所示4个主要流动区域。其中, 区域 a 流动参数可以由图17中 Ma_a 极曲线上弱解区气流转折角 10° 的点 P_1 (本文研究状态 $Ma_a=5.76$)。区域 b 流动超声速, 即区域 b 流动参数表示为 Ma_a 极曲线上弱解区的一点。区域 c 流动参数可以由图19中 Ma_a 极曲线上的一点表示。区域 c 与区域 d 由一条滑移线分隔, 压力与速度方向相同, 即点 P_3 与点 P_4 为极曲线上的同一点。若区域 c 流动马赫数达到声速, VI类激波-激波干扰将不再稳定存在^[7, 21-22], 即VI类激波-激波干扰向V类转变的临界状态为 $Ma_c=1$, 即点 P_3 为 Ma_a 极曲线上的声速点。即随着前缘激波角当区域 c 流动相对自由来流转折角 θ_2 超过图19中点 P_3 对应的临界转折角时, IV类激波-激波干扰向V类转变。

4.3 激波干扰类型判别对比实验

采用上述基于临界转折角的激波干扰类型判别方法对 10° 攻角(案例1)状态不同后掠角情况下典型流动区域流动参数进行计算, 详见表5。计算得到案例1状态临近转折角量值 $\theta_{\max,3}=43.8^\circ$ (Ma_a 极曲线最大转折角), $\theta_{\max,2}=42.2^\circ$ (Ma_1 极曲线最大转折角), 据此对不同后掠角情况下激波-激波干扰类型进行判别, 详见表5最后一列。由表5可以看出, 本文建立的基于临界转折角的激波干扰类型判别方法得到的判别结果与经过数值模拟结果相一致。

在此基础上, 为充分验证本文建立的激波干扰类型判别方法的可靠性, 对案例2与案例4两

表5 案例1典型区域流动参数

Table 5 Flow parameter at typical region of case 1

干扰类型	$\lambda/(\circ)$	$\beta_3/(\circ)$	$\theta_3/(\circ)$	$\beta_2/(\circ)$	$\theta_2/(\circ)$
IV	15	85	>43.8	75	>42.2
V	30	70	>43.8	60	40.9
VI	45	55	40.1	45	32.8
VI	60	40	30.6	30	21.2
VI	75	25	18.6	15	6.7

状态 30° 后掠角情况下典型流动区域流动参数进行计算, 详见表6。案例2状态临近转折角量值 $\theta_{\max,3}=43.8^\circ$ (与案例1相同), $\theta_{\max,2}=38.4^\circ$, 该状态 30° 后掠角情况下发生V类激波-激波干扰。案例4状态临近转折角量值 $\theta_{\max,3}=42.4^\circ$, $\theta_{\max,2}=41.6^\circ$, 该状态 30° 后掠角情况下发生VI类激波-激波干扰。对应状态数值模拟得到的对称面数值纹影如图20所示, 案例2与案例4状态激波结构分别显示V类和VI类干扰特征, 与基于临界转折角的激波干扰类型判别方法相一致。

表6 典型区域流动参数

Table 6 Flow parameter at typical region

案例	$\lambda/(\circ)$	$\beta_3/(\circ)$	$\theta_3/(\circ)$	$\beta_2/(\circ)$	$\theta_2/(\circ)$	干扰类型
2	30	80	>43.8	60	37.4	V
4	30	65	42.3	60	35.5	VI

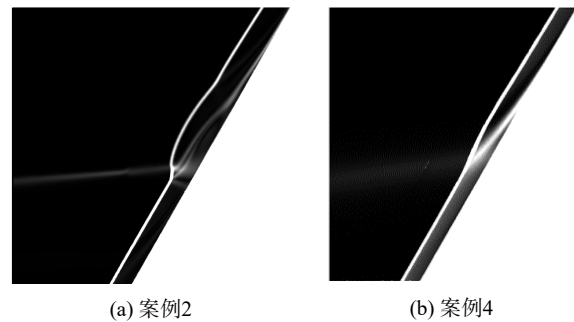


图20 激波结构 ($\lambda=30^\circ$)

Fig. 20 Shock structure ($\lambda=30^\circ$)

4.4 激波干扰关系、位置与类型图谱

由文中第4.2节分析, 前缘激波干扰类型可通过实际气流转折角与临界转折角之间的关系进行判别, 而临界转折角又与对应激波后流动声速点相对应。由此, 上述基于激波极曲线临界转折角的高马赫数后掠前缘激波-激波干扰类型判别可以直观表示如下:

IV类激波-激波干扰: $Ma_b < 1$ 且 $Ma_c < 1$;

V类激波-激波干扰: $Ma_b \geq 1$ 且 $Ma_c < 1$;

VI类激波-激波干扰: $Ma_b \geq 1$ 且 $Ma_c \geq 1$ 。

由斜激波关系, β_1 可以由下式进行求解:

$$\sin \beta_1 = \frac{1}{Ma_\infty} + \frac{\gamma+1}{2} \cdot \frac{Ma_\infty}{\sqrt{Ma_\infty^2 - 1}} \sin(\theta + \alpha) \quad (4)$$

根据几何关系, 前缘激波-激波干扰轴向位置 X 可以表示为

$$X = \frac{\tan \theta \cdot L - \tan(\beta_2 + \theta) \cdot L}{\tan(\beta_1 - \alpha) - \tan(\beta_2 + \theta)} \quad (5)$$

根据上述两式即可由飞行状态参数(Ma_∞, α)和气动外形参数(θ, λ, L, L_s)对前缘激波-激波干扰轴向位置 X 进行求解, 若 $X \leq L_s$, 则身部激波与前缘激波发生干扰, 否则不发生干扰。据此形成高马赫数前缘激波-激波干扰发生关系图谱($\theta=0^\circ$), 如图 21 所示, 若飞行器气动外形参数对应坐标点落在曲线右下方区域则不发生激波干扰, 否则, 将发生激波干扰。若发生干扰, 则可由图 22 高马赫数前缘激波-激波干扰发生位置图谱($\theta=0^\circ$)中查得干扰发生位置。

同时, 根据斜激波关系身部激波与前缘激波干扰类型判别特征参数 Ma_b, Ma_c 可以表示为

$$Ma_a^2 = \frac{Ma_\infty^2 + \frac{2}{\gamma-1}}{\frac{2\gamma}{\gamma-1} Ma_\infty^2 \sin^2 \beta_1 - 1} + \frac{Ma_\infty^2 \cos^2 \beta_1}{\frac{\gamma-1}{2} Ma_\infty^2 \sin^2 \beta_1 + 1} \quad (6)$$

$$Ma_b^2 = \frac{Ma_a^2 + \frac{2}{\gamma-1}}{\frac{2\gamma}{\gamma-1} Ma_a^2 \sin^2 \beta_2 - 1} + \frac{Ma_a^2 \cos^2 \beta_2}{\frac{\gamma-1}{2} Ma_a^2 \sin^2 \beta_2 + 1} \quad (7)$$

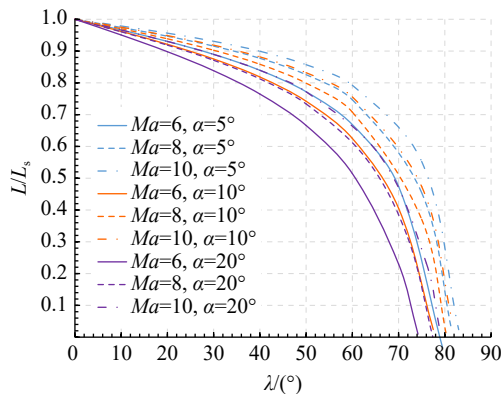


图 21 激波干扰关系图谱

Fig. 21 Relation spectroscopy of shock interactions

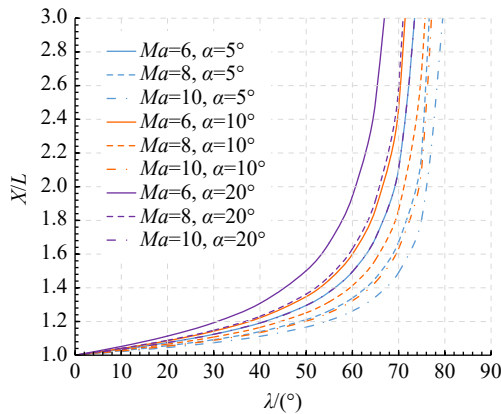


图 22 激波干扰位置图谱

Fig. 22 Station spectroscopy of shock interactions

$$Ma_c^2 = \frac{Ma_\infty^2 + \frac{2}{\gamma-1}}{\frac{2\gamma}{\gamma-1} Ma_\infty^2 \sin^2 \beta_3 - 1} + \frac{Ma_\infty^2 \cos^2 \beta_3}{\frac{\gamma-1}{2} Ma_\infty^2 \sin^2 \beta_3 + 1} \quad (8)$$

结合上述各式与角度几何关系可以建立 Ma_b, Ma_c 与飞行状态参数(Ma_∞, α)及气动外形参数(θ, λ, L, L_s)之间的定量关系。代入干扰类型判据, 即可实现高马赫数前缘激波-激波干扰类型的工程快速判别。据此形成高马赫数前缘激波-激波干扰类型图谱($\theta=0^\circ$), 如图 23 所示。若飞行器飞行状态及气动外形参数对应坐标点落在对应攻角相同颜色的实线与虚线之间, 则发生 V 类激波-激波干扰; 若落在对应攻角实线左侧, 则发生 IV 类激波-激波干扰; 若落在对应攻角虚线右侧, 则发生 VI 类激波-激波干扰。

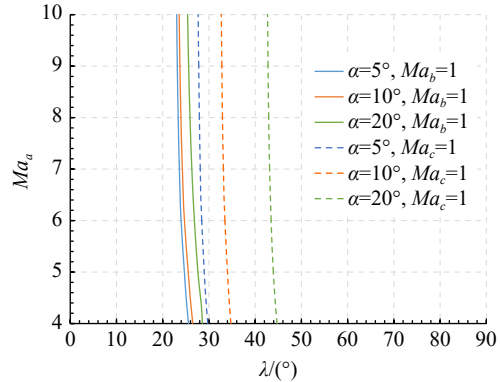


图 23 激波干扰类型图谱

Fig. 23 Style spectroscopy of Shock interactions

5 结 论

本文采用经过文献激波风洞测热实验验证的数值模拟方法及激波极曲线方法开展高马赫数平板-后掠前缘流动结构与热环境特性研究。结果表明:

1) 随着后掠角增加, 平板斜激波与后掠前缘激波相交, 依次形成 IV、V、VI 类激波-激波干扰。

2) 整体上随着后掠角增加, 激波-激波干扰引起的局部压力、热流增量逐渐减小。但过渡型 IV 类激波-激波干扰由于未形成流道联通的超声速射流诱导干扰区热流、压力可能低于典型 V 类激波-激波干扰。

3) 激波-激波干扰随攻角增加而增强, 干扰诱导热流随攻角增加而增加。

4) 激波-激波干扰激波结构随雷诺数变化较小, 干扰诱导热流随雷诺数增加而降低。

5) 本文建立的基于激波极曲线临界折转角的高马赫数前缘激波-激波干扰类型快速判别方法, 判别结果与前述数值模拟结果一致。

6) 形成了高马赫数前缘激波-激波干扰发生关系、干扰位置及干扰类型图谱, 直观给出激波干扰产生条件及干扰类型与飞行状态和气动外形之间的定量关系, 为不经数值模拟的高马赫数飞行器前缘激波-激波干扰发生与否、干扰位置及干扰类型工程快速评估提供依据。

参考文献:

- [1] WATTS J D. Flight experience with shock impingement and interference heating on the X-15-2 research airplane[R]. Washington, US: NASA, 1968.
- [2] EDNEY B. Anomalous heat transfer and pressure distributions on blunt bodies at hypersonic speeds in the presence of an impinging shock[EB/OL]. [2021-06-16]. <https://www.osti.gov/servlets/purl/4480948/>.
- [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] BERRY S, NOWAK R. Effects of fin leading edge sweep on shock-shock interaction at Mach 6[C]//1999 American Institute of Aeronautics & Astronautics. Williamsburg: AIAA, 1996: 230-234.
- [5] MIYAJI K, FUJII K. Numerical analysis of three-dimensional shock/shock interactions and the aerodynamic heating[C]//1999 American Institute of Aeronautics & Astronautics. Williamsburg: AIAA, 1999: 144-148.
- [6] YAMAMOTO Y, NAGAI S, KOYAMA T, et al. CFD analysis and wind tunnel experiments of hypersonic shock-shock interaction heating for two hemisphere cylinder problem[C]//2002 American Institute of Aeronautics & Astronautics. Williamsburg: AIAA, 2002: 217-220.
- [7] HU Z M, MYONG R S, YANG Y R, et al. Reconsideration of inviscid shock interactions and transition phenomena on double-wedge geometries in a $Ma_\infty=9$ hypersonic flow[J]. Theoretical & Computational Fluid Dynamics, 2010, 24(6): 551-564.
- [8] MICHELLE L J, SCOTT A B. Thermographic phosphor measurements of shock-shock interactions on a swept cylinder[C]//2014 Thermal and Fluids Analysis Workshop. Orlando, US: NASA, 2013: 1004-1031.
- [9] MASON M L, BERRY S A. Global aeroheating measurements of shock-shock interactions on swept cylinder[J]. Journal of Spacecraft & Rockets, 2016, 53(4): 1-15.
- [10] 田正雨, 李桦, 范晓楠. 六类高超声速激波-激波干扰的数值模拟研究[J]. 空气动力学学报, 2004, 22(3): 361-364.
TIAN Zhengyu, LI Ye, FAN Xiaoqiang. Numerical investigation for six types of hypersonic turbulent shock-shock interaction[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2004, 22(3): 361-364. (in Chinese)
- [11] 吴文堂, 洪延姬, 王殿恺, 等. 激光能量注入控制IV型激波干扰的数值研究[J]. 强激光与粒子束, 2014, 26(2): 50-55.
WU Wentang, HONG Yanji, WANG Diankai, et al. Numerical investigation of type IV shock interaction controlled by laser energy deposition[J]. High Power Laser and Particle Beams, 2014, 26(2): 50-55. (in Chinese)
- [12] 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. Experimental investigation on oblique shock and bow shock interaction with rainbow schlieren[J]. Journal of Propulsion Technology, 2015, 36(5): 671-677. (in Chinese)
- [13] 肖丰收, 李祝飞, 朱雨建, 等. 带凹腔钝头体第IV类激波干扰特性研究[J]. 推进技术, 2016, 37(1): 1-7.
XIAO Fengshou, LI Zhufei, ZHU Yujian, et al. Effects of forward-facing cavity on behaviors of type IV shock interaction of blunt body flows[J]. Journal of Propulsion Technology, 2016, 37(1): 1-7. (in Chinese)
- [14] 张恩来. 高超声速内外流中的三维激波相互作用[D]. 合肥: 中国科学技术大学, 2019.
ZHANG Enlai. Three-dimensional shock interactions in hypersonic internal/external integration flows[D]. Hefei: University of Science and Technology of China, 2019. (in Chinese)
- [15] 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. (in Chinese)
- [16] GAO X, WANG C, TENG H, et al. Shock/shock interactions between bodies and wings[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2018, 31(2): 255-261.
- [17] 姬隽泽, 李祝飞, 张恩来, 等. 近轴对称内收缩流场中的激波干扰[J]. 实验流体力学, 2019, 33(5): 2-10.
JI Juanze, LI Zhufei, ZHANG Enlai, et al. Shock interactions in near-axisymmetric internal contraction flows[J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2019, 33(5): 2-10. (in Chinese)
- [18] 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.
- [19] HAN Z, YIN X. Shock dynamics[M]. Berlin: Springer Netherlands, 1993.
- [20] KAWAMURA R, SAITO H. Reflection of shock waves—I pseudo-stationary case[J]. Journal of the Physical Society of Japan, 1945, 11(5): 584-592.
- [21] OLEJNICZAK J, WRIGHT M J, CANDLER G V. Numerical study of shock interactions on double-wedge geometries[J]. Journal of Fluid Mechanics, 1997, 352: 1-25.
- [22] 李季. 高温非平衡效应下的激波干扰与激波反射[D]. 合肥: 中国科学技术大学, 2015.
LI Ji. On shock interactions and reflections with high temperature non-equilibrium effects[D]. Hefei: University of Science and Technology of China, 2015. (in Chinese)

(编辑: 张 雪)