

平板空气舵干扰区烧蚀凹陷对热环境影响

杨 光, 檀妹静, 聂春生, 闫 昊, 李 宇, 周 禹, 曹占伟
(中国航天科技集团有限公司
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: 针对高速飞行条件下空气舵干扰区烧蚀产生的局部凹陷对气动加热的影响问题,建立了平板-空气舵流动模型,针对典型高速飞行状态,采用高温热化学非平衡数值模拟,研究了空气舵缝隙区的流动结构和气动加热规律,并对舵缝干扰区的烧蚀外形进行了模化,分析了干扰区烧蚀凹陷对流动结构和气动加热的影响,结果表明:烧蚀凹陷改变了干扰区压力分布规律,降低了沿展向压力梯度,从而抑制了边界层的横向流动和厚度减薄效应,使得干扰区热流降低,且热流降低量值与烧蚀凹陷深度呈正相关,凹陷深度为 5 mm 时干扰区热流降低量达到 28.9%。
关 键 词: 空气舵; 缝隙; 干扰区; 烧蚀凹陷; 热环境
中图分类号: V211.3; O354.7 **文献标志码:** A

Effect on heating environment of ablation recession in plate-rudder interaction region
YANG Guang, TAN Meijing, NIE Chunsheng, YAN Hao, LI Yu, ZHOU Yu, CAO Zhanwei
(Science and Technology on Space Physics Laboratory,
China Academy of Launch Vehicle Technology,
China Aerospace and Science and Technology Corporation, Beijing 100076, China)

Abstract: The effect of the ablation recession on the heat flux near a rudder gap interaction region was studied. High temperature thermal-chemical non-equilibrium numerical simulation was conducted for a plate-rudder configuration under typical hypersonic flow condition. The flow and aeroheating mechanism was analyzed for the rudder gap interaction region. The shape change caused by ablation recession was modeled and its effect on the flow structure and aeroheating mechanism was studied. Results indicated that the ablation recession changed the pressure distribution in the interaction region and decreased the spanwise pressure gradient, which inhibited the thickness reduction of the boundary layer by the cross-flow, and led to decrease of the heat flux in the interaction region. This heat flux decrease value was intensified as the ablation recession depth increased, which can reach 28.9% at a 5 mm recession depth.
Key words: rudder; gap; interaction region; ablation recession; heating environment

高速飞行器(飞行马赫数不小于 5)是目前各国竞相争夺的战略制高点,这类飞行器往往采用空气舵进行控制以实现大气层内较强的横向机动能力。在大气层内高速飞行时,飞行器对前方空气产生强烈的压缩,同时飞行器表面与空气剧烈摩擦,对飞行器表面形成严重的气动加热,因此热防护是高速飞行器设计的关键技术之一^[1]。特别是对于飞行器的空气舵部件,其局部流动结构较为复杂,存在激波/边界层干扰现象,在缝隙下方、舵轴前部等区域往往形成局部高热流区域,在飞行过程中经常会导致表面隔热材料的烧蚀,形成局部烧蚀凹陷。

近年来,国内外多家单位和研究人员对高速来流条件下空气舵缝隙内流动结构和气动加热开展了数值模拟和风洞试验研究。在数值模拟方面,邱波等^[2]对高速飞行器表面横缝内部旋涡流动结构及气动加热开展了数值分析,研究发现缝隙内旋涡数目与缝隙深宽比近似成正比,旋涡结构使得缝隙内出现多次分离和再附,在缝隙壁上形成多个局部高热流区;Hinderks 等^[3]对高速缝隙流动进行了热流固耦合数值模拟和实验研究,发现缝隙驻点附近的热流明显高于其他位置,并且表面缝隙会诱导激波;周佳^[4]对平板钝舵模型进行了数值模拟,研究了缝隙高度对钝舵涡结构及热环境的影响规律,发现舵前缘平板干扰区热流随缝隙高度增加先增大再减小,而舵轴下游缝隙热流变化较小;黄尚坤等^[5]对比了带缝隙钝舵与无缝隙钝舵流动结构和表面热流的差异,发现带缝隙钝舵流场结构更为复杂,舵轴上游缝隙内出现马蹄形涡串结构;谭杰等^[6]对平板-梯形空气舵的热环境进行了数值模拟,研究了缝隙高度、流态对舵缝干扰区热流的影响,研究发现舵轴和缝隙干扰区热环境随舵偏近似线性增大,随缝隙高度先增加后缓慢下降。聂亮等^[7]对边界层流态对舵轴气动加热的影响进行了数值模拟研究,研究发现层流状态舵轴干扰区热流可达到湍流状态下的 7 倍,其机理在于由于层流边界层更薄使得进入缝隙区域流速更高,且层流更容易分离使得局部流动加速,产生高热流。

风洞试验方面,Rowe 等^[8]在 AEDC(Arnold Engineering Development Complex)的连续流风洞中开展了马赫数为 10 以下三角翼 Flap 舵缝隙尺度对压力和热流影响研究,发现缝隙前分离区尺度受到缝隙大小、雷诺数、舵偏角和攻角等因素的影响;国内李艳丽等^[9]在 FD-20 炮风洞中研究

了高速层流状态下的钝舵与平板干扰流场特性,纹影图结果显示层流状态下舵前分离区拉长,随着舵前缘后掠角减小,干扰流场尺度、压力峰值载荷增大。栗继伟等^[10]在 JF-12 激波风洞中对平板-直立钝舵气动热试验,试验结果表明舵根部附近干扰区热流干扰因子可高达 19;贾文利等^[11]在 JF-8A 炮风洞中测量了空气舵缝隙干扰区的热流,并对试验状态进行了数值模拟,通过试验和数值模拟获得了舵缝隙上下壁面热流随舵偏和缝隙高度的变化规律。李强等^[12]在激波风洞中对不同流态下空气舵舵轴干扰区的热流进行了测量,在试验中也发现了层流条件下舵轴干扰区热流反而高于湍流状态下热流这一现象。

以上相关研究主要针对模型表面横缝或空气舵缝隙,目前尚鲜见到局部烧蚀后退带来的外形变化对气动加热的影响研究。针对这一问题,本文建立了平板-空气舵流动模型,并对烧蚀外形进行了模化,研究了烧蚀凹陷对舵缝干扰区流动结构和气动加热的影响,为考虑烧蚀的空气舵气动热和热防护设计提供参考。

1 数值方法及验证

1.1 控制方程与模型

在高速来流条件下,高速来流的大量动能转化为内能使得激波层内温度急剧升高,引起空气分子发生离解、电离和内部能态激发等一系列复杂物理化学反应现象,使得空气组分和热力学性质均发生显著变化,量热完全气假设不再适用,需要考虑高温真实气体效应^[13]。本文数值求解如下带化学反应源项和内能源项的 N-S(Navier-Stokes)方程:

$$\begin{aligned} \iiint_{\Delta V} \frac{\partial Q}{\partial t} dV + \oint_S (\mathbf{g} \cdot \mathbf{n}) dS = \\ \frac{1}{Re} \left(\oint_S (\mathbf{h} \cdot \mathbf{n}) dS + \iiint_{\Delta V} \dot{\omega} dV \right) \end{aligned} \tag{1}$$

其中 Q 为守恒变量, $\mathbf{g}$ 为无黏通量, $\mathbf{h}$ 为黏性通量, $\dot{\omega}$ 为化学反应源项和内能源项,方程中各项的具体数学形式可参见文献[14]。表面热流计算公式如下,包含边界层导热项和组元扩散传热项:

$$q_{x_i} = \frac{\eta \partial T}{\partial x_i} + \sum_i \rho D_i h_i \frac{\partial C_i}{\partial x_i} \tag{2}$$

本文数值模拟中采用 Park 等^[15]提出的热化学非平衡模型,对于高温空气的输运系数,单个组分的黏度用类似 Blotter 曲线拟合公式计算^[16],平动和振动导热系数的计算则利用 Eucken 关系

式^[17],混合气体输运系数采用 Wilke 半经验公式计算^[18]。

采用基于结构网格的有限体积对方程进行离散,对流项采用 AUSMPW+(advection up-stream splitting method by pressure-based weighted function+)格式离散,黏性项采用中心格式离散,隐式离散方程采用 LU-SGS(lower upper symmetric Gauss Seidal)方法求解。

1.2 数值方法验证

本节采用 ELECTRE 标模和 RAMC-II 飞行器飞行试验数据,验证本文所用高温热化学非平衡数值模拟方法对于气动热和流场组元计算结果的正确性。

ELECTRE 为欧洲宇航局在 20 世纪 70 年代开展的标准模型飞行试验,试验在 20~60 km 之间开展了气动力和气动热测量^[19]。图 1(a)为数值计算得到的流场 NO 质量分数($w(\text{NO})$),图 1(b)给出了采用 5 组元模型计算得到的迎风中心

线热流,以及飞行试验测量结果的对比,可以看到本文表面热流 q_w 计算结果的变化趋势和数值大小均与飞行试验结果十分一致。

RAMC-II 为美国国家航空航天局(NASA)兰利研究中心在 20 世纪 60 年代开展的无线电信号衰减测量高速飞行试验,用于研究高速再入过程中的“黑障”问题, RAMC-II 飞行器对流场电子数密度进行了测量^[20]。本文采用 11 组元模型,基于完全催化和完全非催化两种壁面催化条件分别开展了数值模拟,图 2(a)给出了数值模拟得到的端头附近区域的电子密度分布,图 2(b)对比了飞行试验测量到的典型站位处的电子密度与数值模拟结果,计算结果与试验数据在变化趋势和数值大小方面吻合较好。

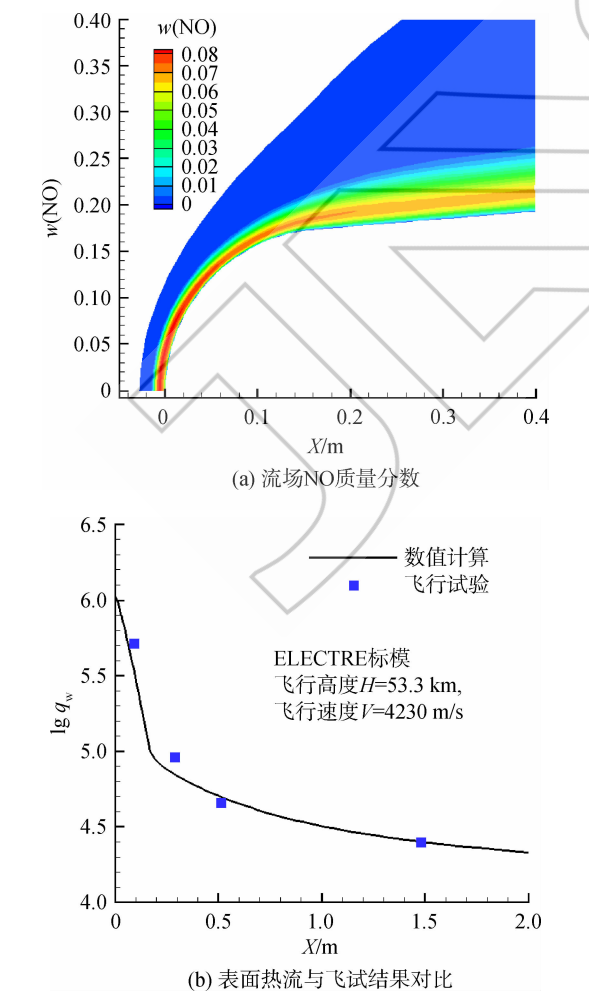


图 1 ELECTRE 计算结果
Fig. 1 ELECTRE numerical results

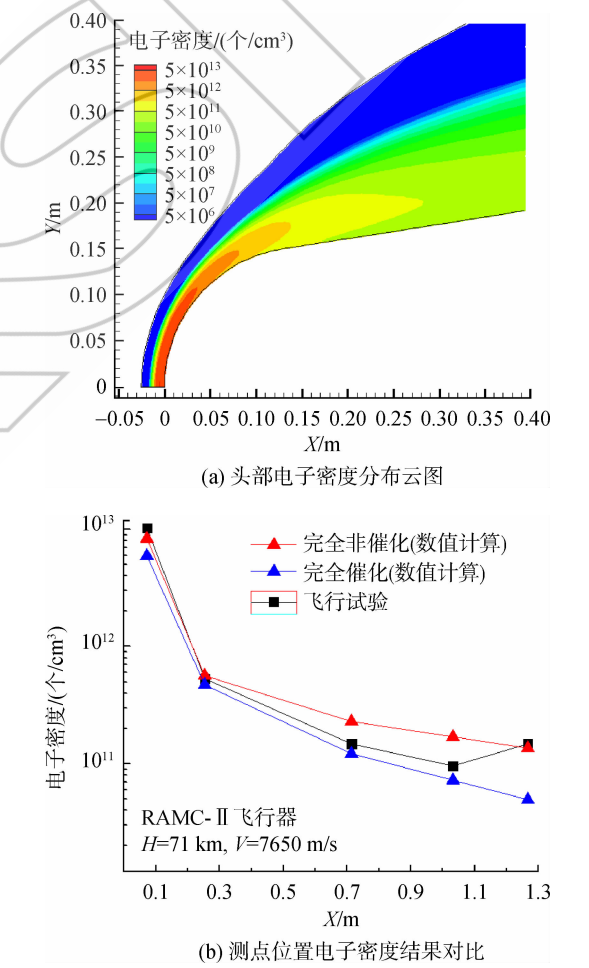


图 2 RAMC-II 计算结果
Fig. 2 RAMC-II numerical results

1.3 计算模型及网格

本文的平板-空气舵计算模型如图 3 所示,舵前缘半径为 20 mm,舵前缘后掠角为 60°,舵面半张角为 5°,舵根弦长为 600 mm,舵缝隙高度为 5 mm,

平板长度为 2m。表 1 给出了本节数值模拟的来流参数,来流条件为某典型高速飞行工况,该工况下流动为层流流态,壁面为无滑移等温壁,壁面温度设置为 $T_w=2\,000\text{ K}$ 。根据本文研究工况,采用 5 组元模型(O_2 、 N_2 、 O 、 N 、 NO)开展热化学非平衡气动热数值模拟,壁面催化条件设置为完全催化。

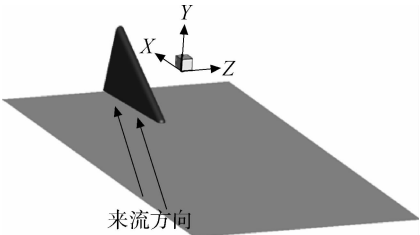
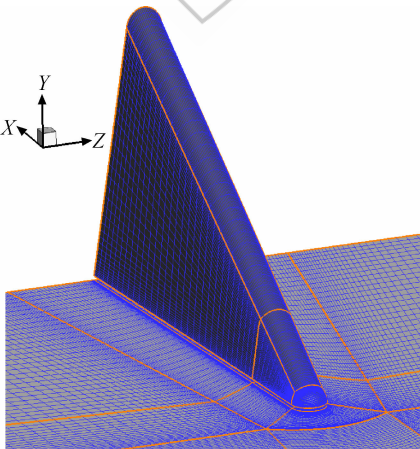


图 3 平板-空气舵计算模型示意图
Fig. 3 Schematic diagram of plate-rudder computational model

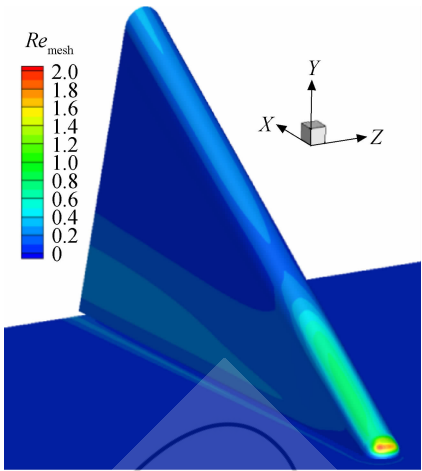
表 1 平板-空气舵流动计算状态参数
Table 1 Numerical simulation parameters of plate-rudder flow

参数	数值
马赫数	17
雷诺数/ 10^5 m^{-1}	3.3
攻角/ $(^\circ)$	10
舵偏角/ $(^\circ)$	10

图 4(a)给出了表面网格拓扑及分布情况,本文采用多块对接结构网格,采用 O 形拓扑对空气舵进行包覆,并对舵缝隙入口附近区域及平板边界层进行了加密,缝隙内法向网格数量为 91,第一层网格高度为 $1\times 10^{-6}\text{ m}$,计算域总网格量约为 536 万。图 4(b)为本文计算状态下的壁面网



(a) 模型表面网格



(b) 网格雷诺数分布云图

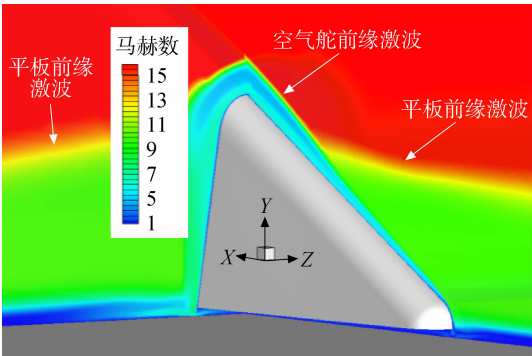
图 4 表面网格与网格雷诺数分布
Fig. 4 Surface mesh and mesh Reynolds number distribution

格雷诺数 Re_{mesh} 云图分布,根据 Menshov 和 Nakamura 的研究结果^[21],当网格雷诺数不超过 3 时,可达到高温非平衡气动热数值模拟的网格无关,图中可以看到,舵尖驻点区域网格雷诺数不超过 3,其余部位网格雷诺数均小于 1,满足气动热数值模拟网格分辨率要求。

2 计算结果分析

2.1 空气舵缝隙流动加热机理

本节首先对高速来流条件下平板-空气舵缝隙流动结构及气动加热规律进行分析。图 5 中给出了展向和流向截面处的流场马赫数和温度场云图,空气舵前方高速来流受到舵前缘和舵面的强压缩作用形成激波,由于攻角的存在,平板前缘也会诱导出斜激波,平板前缘激波与空气舵前缘激波相交出现激波-激波干扰现象,对比马赫数云图与温度场云图可以看到,过激波后流体马赫数降低,大量动能转化为内能使得激波层内温度显著增大,在舵尖和舵前缘等强压缩区域,流场温度超



(a) 流场马赫数

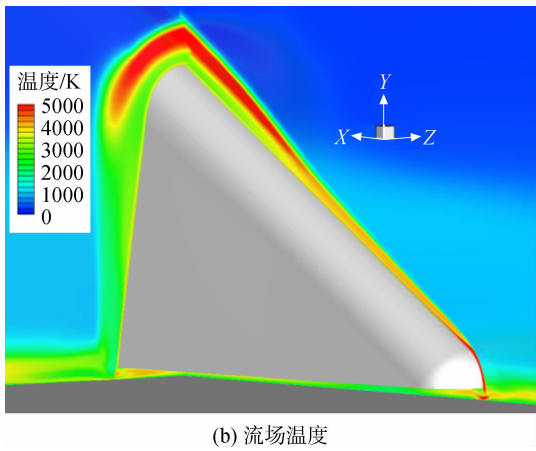


图 5 流场马赫数与温度

Fig. 5 Mach number and temperature of flowfield

过 5000 K,同时在平板与空气舵表面边界层内,流体速度较低而温度相对较高。

图 6 分别给出了流场中氧原子质量分数 ($w(O)$)和 NO 分子的质量分数 ($w(NO)$)分布,可以看到在空气舵舵尖和舵前缘压缩作用较强、流场温度较高的部位,均存在明显的氧气分子分解反应,在舵尖部流动驻点附近区域存在明显的

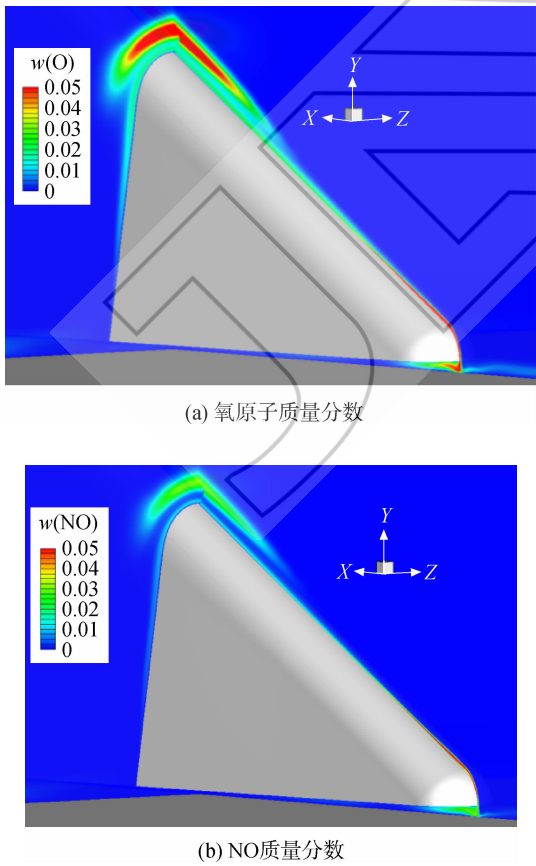


图 6 流场组分

Fig. 6 Species mass fraction in the flowfield

NO 生成反应,舵前缘区域 NO 生成反应相对较弱。而在平板-空气舵缝隙边界层区域内,流场温度更低,化学反应则较为微弱。

图 7 给出了 $X=0.45\text{ m}$ 截面位置流场密度梯度 $|\nabla\rho|$ 显示的数值纹影图以及压力系数分布,反映出流场的激波结构,可以看到在空气舵的迎风面及前缘位置存在强激波,与平板前缘发展出的较弱的压缩波在空气舵根部相交,形成类似于 λ 形状的激波结构。截面流线显示在迎风面舵根部区域,流体在激波/边界层干扰复杂作用下形成剪切旋涡流动,舵缝隙内的流体在空气舵迎背风面压差作用下向背风面流动,形成对迎风面边界层的“抽吸”作用。

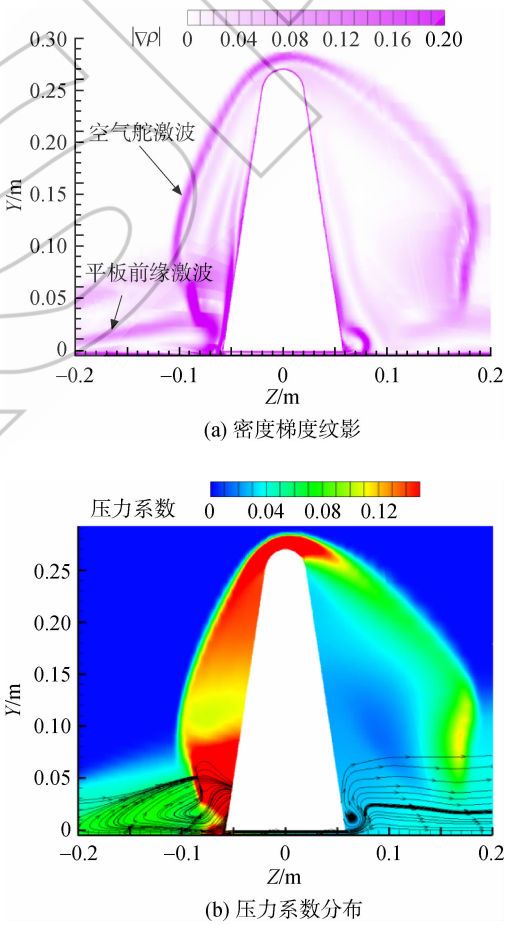
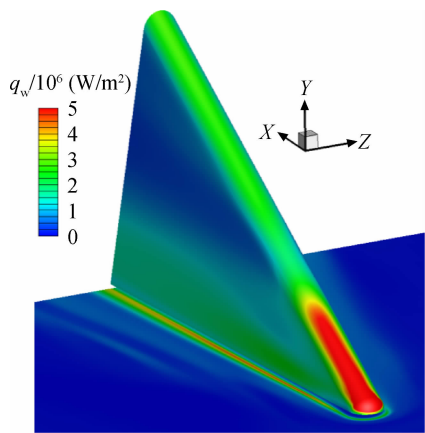


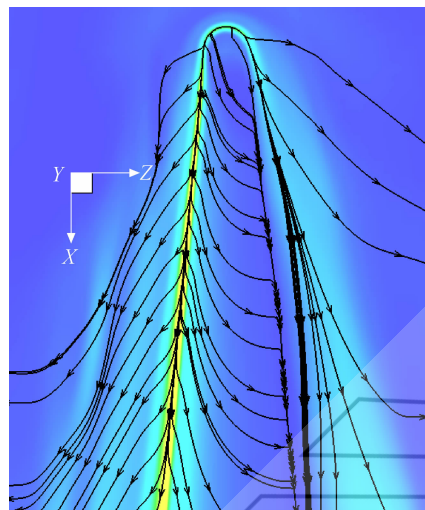
图 7 激波结构

Fig. 7 Shock wave structure

图 8 给出了平板-空气舵在高速来流条件下的表面热流 q_w 分布与平板表面极限流线,可以看到在舵尖部和舵前缘上,高速流体受到强压缩作用而热流较高,特别是对于舵前缘下部,舵前缘激波与平板前缘激波相互干扰,导致热流更高。在空气舵正下方的缝隙入口处,存在一条热流极高



(a) 表面热流



(b) 壁面流线

图 8 表面热流与干扰区壁面流线

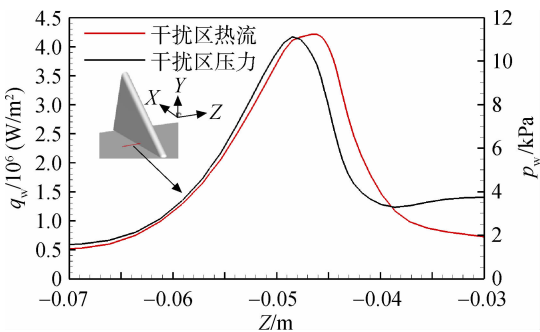


图 9 干扰区热流与压力分布($X=0.3\text{ m}$)

Fig. 9 Heat flux and pressure distribution along spanwise in the interaction region ($X=0.3\text{ m}$)

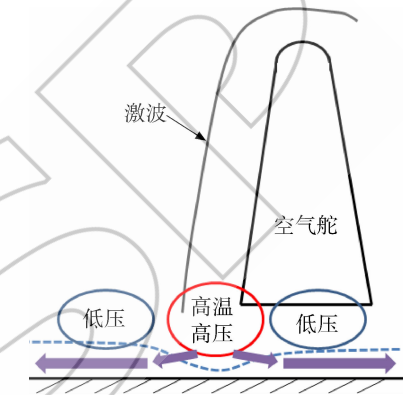


图 10 空气舵缝隙流动加热机理示意图

Fig. 10 Schematic diagram of the flow and aeroheating mechanism in the rudder gap region

2.2 局部凹陷对流动影响分析

文中第 2.1 节中数值模拟研究表明,在高速来流条件下,空气舵缝隙入口处存在高热流干扰条带,在飞行过程中长时间承受高热流可能导致表面耐热材料出现烧蚀,而烧蚀后退量与热流量值正相关。根据以上原理,本节对干扰区烧蚀外形进行了模化,并研究了局部凹陷对缝隙干扰区流场的影响。

图 11 给出了烧蚀凹陷的位置及形状,其中图 11(a)给出了烧蚀凹陷截面形状,采用光滑正弦曲线模化烧蚀截面形状,截面形状主要取决于两个参数即:凹陷区域宽度和最大凹陷深度。考虑到实际飞行过程中,干扰区条带宽度相对固定,而凹陷深度会不断加深,因此本文固定凹陷区域宽度,重点研究了 $2\sim 5\text{ mm}$ 几种不同凹陷深度 h 对干扰区热流的影响,其中烧蚀凹陷的流向位置和展向位置根据干扰区高热流区的范围确定,具体如图 11(b)所示,其中展向宽度从前到后为 $25\sim 35\text{ mm}$,与干扰区高热流条带前窄后宽的特点相对应,图 11(c)给出了烧蚀凹陷

Fig. 8 Surface heat flux and wall limit streamline near the interaction region

的干扰条带,缝隙入口表面极限流线显示出在干扰热流条带对应的位置,流动出现向两侧分流趋势。

图 9 给出了 $X=0.3\text{ m}$ 位置截面处,空气舵缝隙入口处干扰区热流 q_w 与压力 p_w 沿展向分布,可以看到,在缝隙干扰区热流与压力分布形状较为一致,热流峰值位置与压力峰值位置基本对应,干扰区峰值热流超过 $4\times 10^6\text{ W/m}^2$ 。

基于以上流动现象分析,图 10 给出了缝隙入口区域流动及高热流条带形成机理示意图,在空气舵缝隙入口处,由于激波的压缩作用,使得该区域压力较高,而在该区域两侧,及舵激波范围外和空气舵缝隙内部压力较低,使得缝隙入口处的边界层向两侧分流,形成“抽吸”效果,使得表面的低温流体层厚度变薄,而外层高温空气更贴近壁面,从而导致热流显著增加。

区域与高热流区域的对应情况,凹陷区域正好与高热流区对应,且热流峰值位置基本与凹陷量最大的位置相对应。

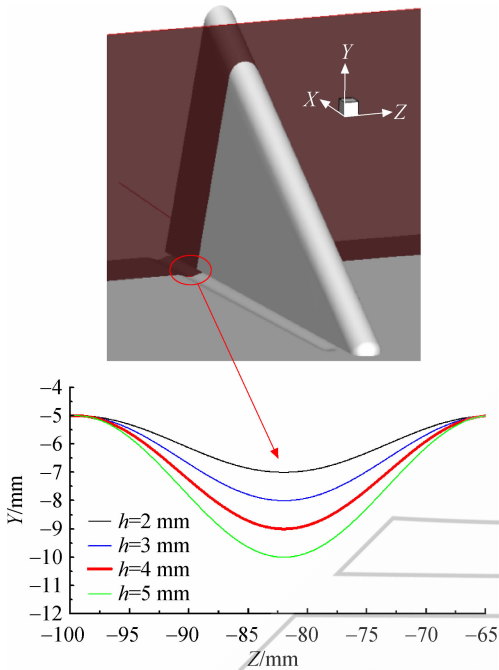
本节以 $h=4\text{ mm}$ 工况为例,与无凹陷情形进行对比,研究局部烧蚀凹陷对缝隙入口区域流场的影响,计算状态见表 2。

图 12 给出了相同来流状态下,无凹陷工况与凹陷深度 $h=4\text{ mm}$ 工况下干扰区表面热流和极

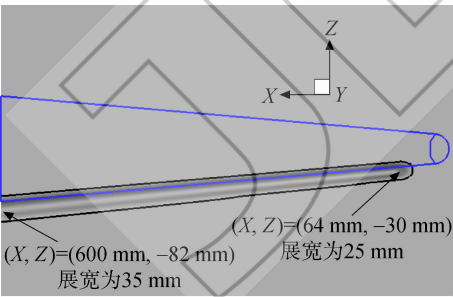
表 2 局部凹陷影响计算状态参数

Table 2 Numerical simulation parameters of ablation recession's effect

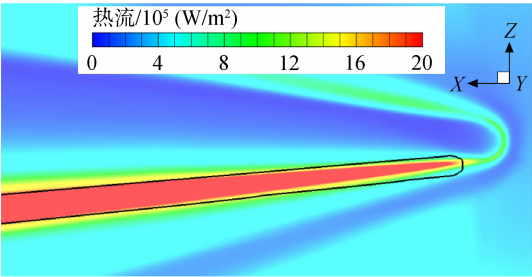
参数	数值
马赫数	17
雷诺数/ 10^5 m^{-1}	3.3
攻角/ $(^\circ)$	10
舵偏角/ $(^\circ)$	10
凹陷深度/mm	无凹陷,4



(a) 凹陷截面形状



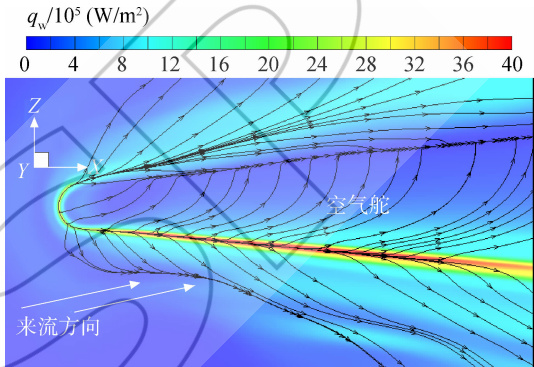
(b) 凹陷区域流向和展向位置



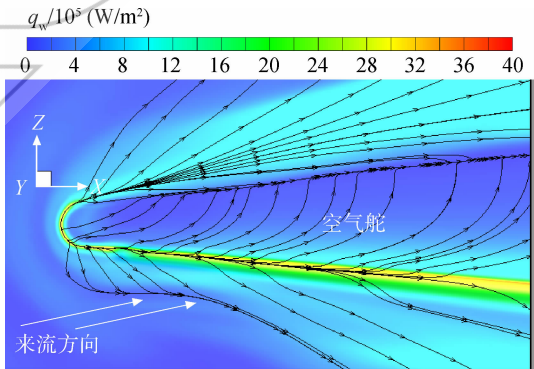
(c) 凹陷区域与高热流干扰区对应关系

图 11 缝隙入口局部凹陷位置及形状

Fig. 11 Local recession position and shape of gap inlet



(a) 无凹陷



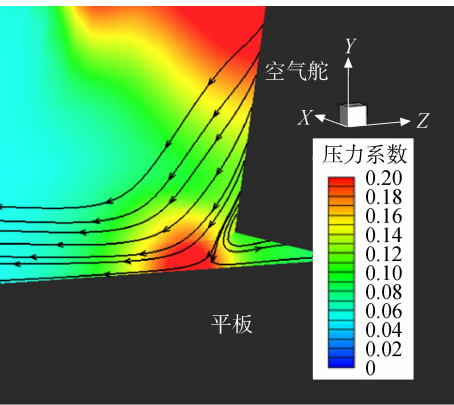
(b) $h=4\text{ mm}$

图 12 干扰区表面热流对比

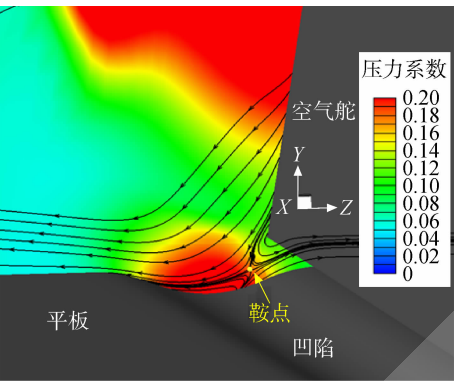
Fig. 12 Heat flux comparison of the interaction region

限流线对比图,可以看到,存在凹陷时干扰区表面热流显著降低,但表面极限流线拓扑无显著差异,均表现出向两侧分流的流动结构。

图 13 给出了对于无凹陷工况与凹陷深度 $h=4\text{ mm}$ 工况,缝隙入口附近流场压力场和流线结构对比,整体而言,两种工况下压力场的分布规律较为接近,流线结构显示出舵面激波层内高温高压的流体流向平板壁面,在干扰区形成局部高压区;局部凹陷使得干扰区的流线拓扑结构发生变化,在凹陷上方形成“鞍点”结构,减弱了高温流体



(a) 无凹陷



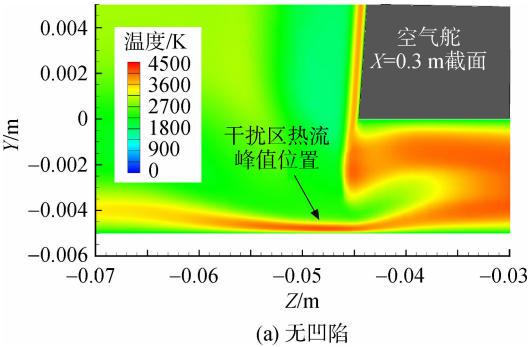
(b) $h=4\text{ mm}$

图 13 缝隙入口流场及压力分布对比
Fig. 13 Comparison of flowfield and pressure distribution near the gap inlet region

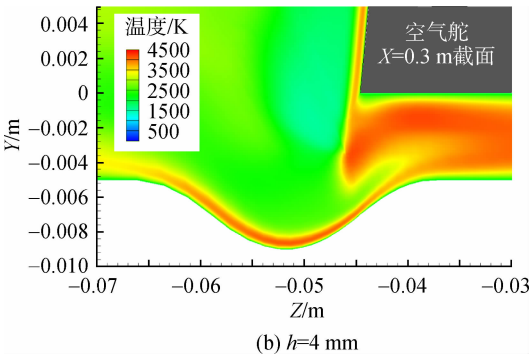
对平板的冲击作用。

图 14 给出了有无凹陷时干扰区温度边界层对比,两者在近壁区均存在温度边界层,但温度边界层的分布规律略有差异,无凹陷工况下,温度边界层沿展向厚度存在较明显的不均匀性,在干扰区峰值热流位置,边界层厚度最薄,而干扰区两侧温度边界层明显更厚;在存在凹陷时,可以观察到在整个凹陷区域内,温度边界层厚度沿展向分布相对则较为均匀,厚度基本一致。

图 15 给出了跨越干扰区的展向不同站位处,沿壁面法向的温度剖面,图中 dY 表示 Y 坐标的



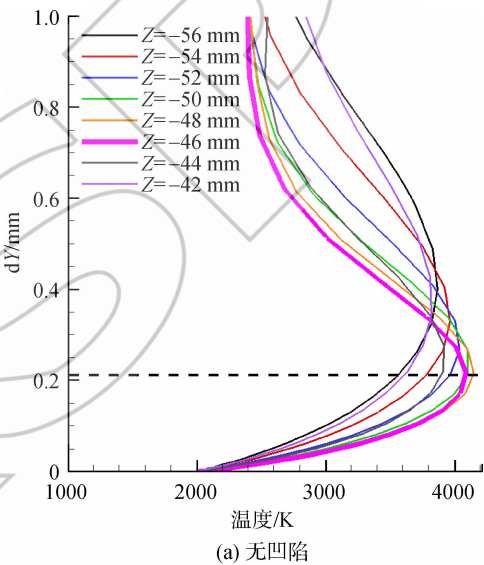
(a) 无凹陷



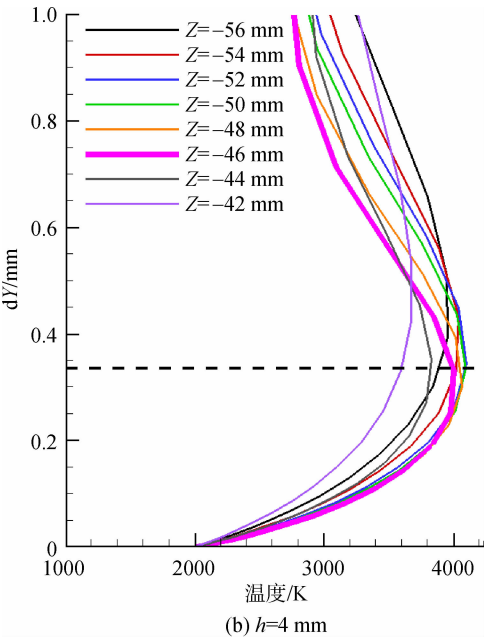
(b) $h=4\text{ mm}$

图 14 干扰区温度边界层对比

Fig. 14 Comparison of the temperature boundary layer near the interaction region



(a) 无凹陷



(b) $h=4\text{ mm}$

图 15 干扰区温度边界层剖面对比

Fig. 15 Comparison of the boundary layer temperature profiles across the interaction region

差值,可以看到对于无凹陷工况,展向不同站位处温度峰值位置的壁面法向距离差异较大,其中干扰区峰值热流处(图中紫色粗线)的温度边界层最薄;而对于 $h=4\text{ mm}$ 工况,展向不同站位温度剖面分布更均匀,温度峰值位置的壁面法向距离差异较小,验证了图 14 中的观察。另外,对比图 12 左右两图可以看到,相对于无凹陷工况,存在凹陷时,边界层内最高温流体的法向位置距离壁面更远(参考图中虚线),从而降低了温度梯度。

2.3 不同凹陷深度影响分析

本节对比了 2~5 mm 不同凹陷深度下缝隙干扰区的热流和压力分布,研究凹陷量对缝隙干扰区流动和气动加热的影响,计算状态见表 3。

图 16 给出了不同凹陷深度下的空气舵及平板干扰区表面热流分布,可以看到,空气舵前缘及舵面热环境基本相同,但不同凹陷深度工况下,缝隙入口处的干扰区表面热流存在显著差异,无凹陷状态下干扰区热流最高,烧蚀凹陷使得干扰区热流显著降低。图 17 给出了整个干扰区的热流峰值随凹陷深度的变化,可以看到干扰区热流峰值随凹陷深度增大而降低,近似呈现出线性变化

表 3 不同凹陷深度影响计算状态参数

Table 3 Numerical simulation parameters of different recession depths effect

参数	数值
马赫数	17
雷诺数/ 10^5 m^{-1}	3.3
攻角/ $(^\circ)$	10
舵偏角/ $(^\circ)$	10
凹陷深度/mm	2,3,4,5

的规律, $h=5\text{ mm}$ 时热流降低量可达 28.9%。

图 18 和图 19 分别给出了不同凹陷深度下,流向 $X=0.3\text{ m}$ 截面处,平板干扰区热流和压力沿展向分布对比,随着凹陷深度增大,干扰区热流逐渐降低。从干扰区压力沿展向分布对比图中可以看到,不同凹陷深度下干扰区峰值压力的量值与无凹陷工况差别较小,但是凹陷对于缝隙干扰区压力沿展向的分布规律存在显著影响,无凹陷状态下,压力曲线在峰值附近的形状更为尖锐,而存在凹陷时,压力曲线在峰值附近分布更为平缓,

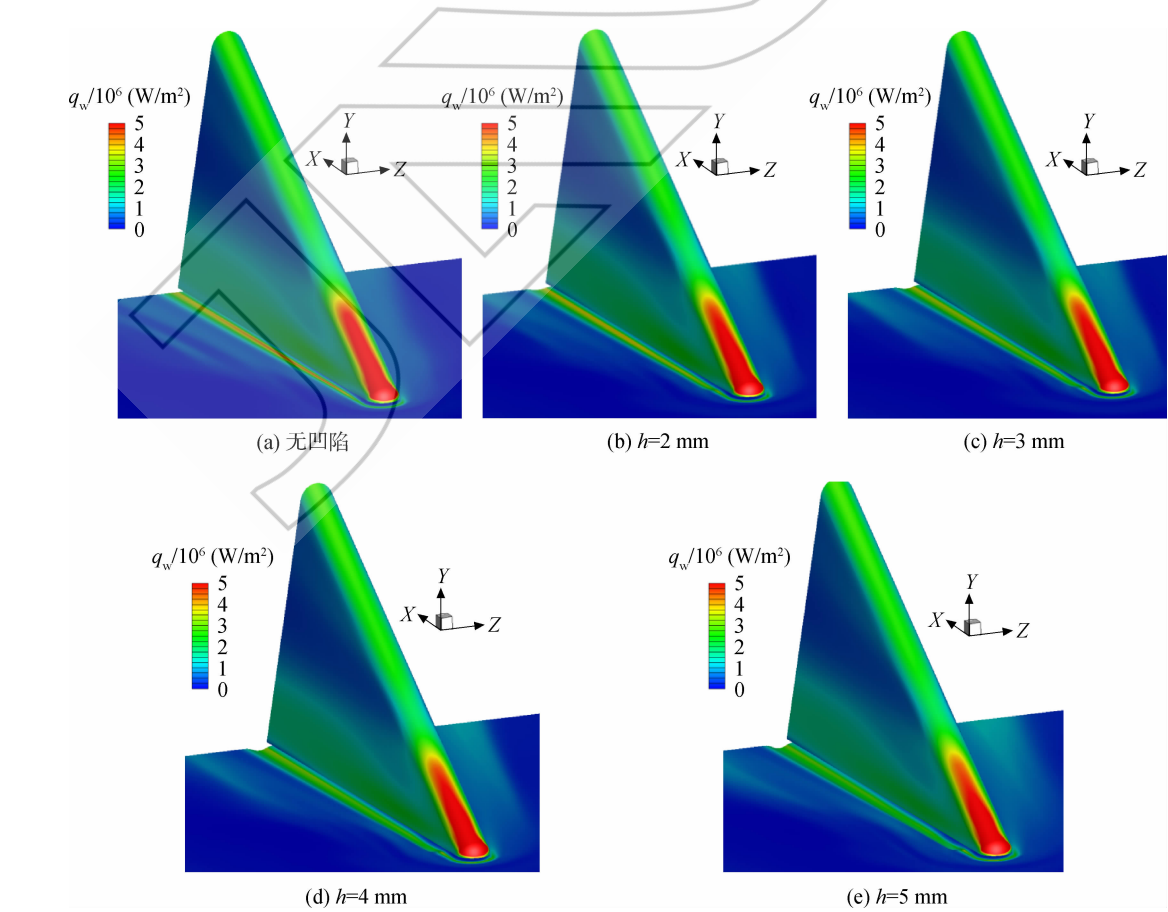


图 16 凹陷深度对缝隙干扰区热流影响

Fig. 16 Effect of recession depth on the heat flux of gap interaction region

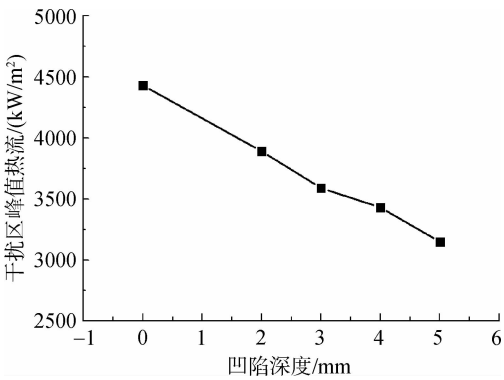


图 17 缝隙干扰区峰值热流随凹陷深度变化规律
Fig. 17 Peak heat flux in the gap interaction region variation with different recession depths

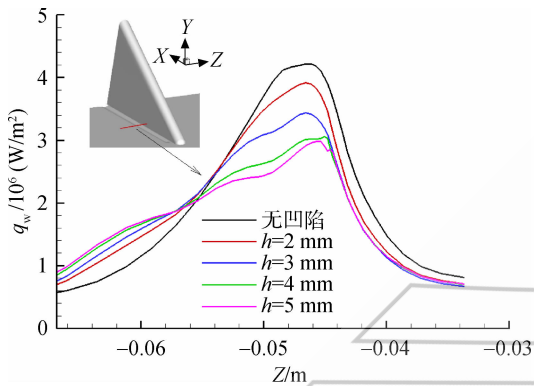


图 18 不同凹陷深度时缝隙干扰区壁面热流沿展向分布 ($X=0.3\text{ m}$)
Fig. 18 Spanwise heat flux distribution across gap interaction region with different recession depths ($X=0.3\text{ m}$)

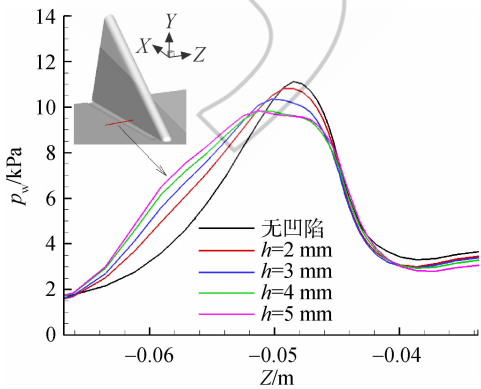


图 19 不同凹陷深度时缝隙干扰区壁面压力沿展向分布 ($X=0.3\text{ m}$)
Fig. 19 Spanwise pressure distribution across gap interaction region with different recession depths ($X=0.3\text{ m}$)

随着凹陷深度增大,这种趋势更加显著,压力峰值附近出现类似平台的形状。

图 20 给出了流向 $X=0.3\text{ m}$ 截面处,干扰区展向方向上的压力梯度,可以看到,无凹陷工况下,沿展向方向的压力梯度最大,使得边界层内部存在较强的沿展向的横流效应,干扰区位置处的边界层向两侧排移,温度边界层变薄,形成高热流干扰区;而当出现烧蚀凹陷时,展向压力梯度变小,抑制了边界层的横向流动,使得边界层厚度沿展向分布更为均匀,与文中第 2.2 节中的机理分析相吻合。图中显示出随着凹陷深度增大,干扰区压力梯度降低越大,从而热流降低更多。

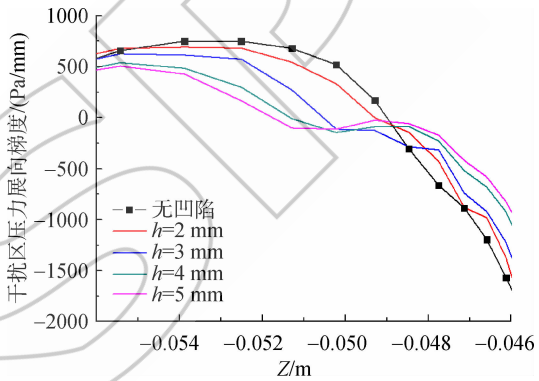


图 20 不同凹陷深度时缝隙干扰区壁面压力展向梯度 ($X=0.3\text{ m}$)

Fig. 20 Spanwise pressure gradient distribution across gap interaction region with different recession depths ($X=0.3\text{ m}$)

3 结 论

本文采用高温热化学非平衡数值模拟,分析了高速来流条件下平板-空气舵缝隙区域流动及加热机理,并研究了缝隙干扰区局部烧蚀凹陷对流动和热环境的影响规律,得到如下结论:

- 1) 平板-空气舵构型在高速来流条件下,在空气舵缝隙入口区会形成高热流干扰条带。
- 2) 高热流干扰条带形成机理在于空气舵迎风面激波层内压力较高,使得对应位置边界层流体向两侧低压区域横向流动,产生排移效应,局部高压区域边界层减薄,温度梯度增大,热流显著升高。

3) 烧蚀凹陷使得干扰区局部压力沿展向分布更加平缓,展向压力梯度降低,抑制了边界层的横向流动和排移效应,使得温度剖面 and 边界层厚度沿展向更加均匀,从而降低了干扰区峰值热流。

4) 烧蚀产生的局部凹陷使得干扰区热流降低,总体而言,热流降低量随凹陷深度增加而增大,对于本文研究工况,相对无凹陷工况,凹陷深度 $h=5\text{ mm}$ 时,干扰区热流降低 28.9%。

参考文献:

[1] 张志成. 高超声速气动热和热防护[M]. 北京:国防工业出版社,2003.

[2] 邱波,张昊元,国义军,等. 高超声速飞行器表面横缝旋涡结构及气动热环境数值模拟[J]. 航空学报,2015,36(11): 3515-3521.

QIU Bo, ZHANG Haoyuan, GUO Yijun, et al. Numerical investigation for vortexes and aerodynamic heating environment on transverse gap on hypersonic vehicle surface [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2015, 36 (11):3515-3521. (in Chinese)

[3] HINDERKS M, RADESPIEL R, GULHAN A. Simulation of hypersonic gap glow with consideration of fluid structure interaction[R]. AIAA 2004-2238, 2004.

[4] 周佳. 高超声速飞行器舵舵缝隙气动热环境研究[D]. 四川 绵阳:西南科技大学, 2017.

ZHOU Jia. Study of aerodynamic heating environment on blunt-fin gap of hypersonic vehicle[D]. Mianyang Sichuan: Southwest University of Science and Technology, 2017. (in Chinese)

[5] 黄尚坤,肖素梅,庞宇飞,等. 高超声速飞行器舵舵缝隙流动数值模拟研究[J]. 航空工程进展, 2019, 10(2): 163-170.

HUANG Shangkun, XIAO Sumei, PANG Yufei, et al. Numerical investigation of flow in blunt-fin gap of hypersonic vehicles[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2019, 10(2): 163-170. (in Chinese)

[6] 谭杰,孙晓峰,刘芙群,等. 高超声速平板/空气舵热环境数值模拟研究[J]. 空气动力学报, 2019, 37(1): 153-159.

TAN Jie, SUN Xiaofeng, LIU Fuqun, et al. Numerical simulation of aerodynamic heating environment of a hypersonic plate/rudder configuration[J]. Acta Aerodynamic Sinica, 2019, 37(1): 153-159. (in Chinese)

[7] 聂亮,李宇,曹占伟,等. 高超声速边界层流态对舵轴气动加热影响[R]. 四川 绵阳:首届中国空气动力学大会论文集, 2018.

[8] ROWE W H, Jr, STERN I. Effect of gap size on pressure and heating over the flap of a blunt delta wing in hypersonic flow[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1967,

4(1):109-114.

[9] 李艳丽,李素循. 高超声速绕钝舵层流干扰流场特性研究[J]. 宇航学报, 2007, 28(6): 1473-1477.

LI Yanli, LI Suxun. Investigation of interactive hypersonic laminar flow over blunt fin[J]. Journal of Astronautics, 2007, 28(6): 1473-1477. (in Chinese)

[10] 栗继伟,汪球,赵伟. 高超声速绕平板直立舵干扰气动热研究[J]. 中北大学学报, 2017, 38(5): 609-613.

LI Jiwei, WANG Qiu, ZHAO Wei. Investigation on aerodynamic heating characteristics of hypersonic flat pate/cylinder juncture flow[J]. Journal of North University of China, 2017, 38(5): 609-613. (in Chinese)

[11] 贾文利,罗金玲,康宏琳. 飞行器翼舵缝隙气动热研究[R]. 北京:第 18 届全国激波与激波管学术会议, 2018.

[12] LI Q, NIE L, ZHANG K L, et al. Experimental investigation on aero-heating of rudder shaft within laminar/turbulent hypersonic boundary layers[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2019 32(5): 1215-1221.

[13] 卞荫贵,徐立功. 气动热力学[M]. 合肥:中国科学技术大学出版社, 2011.

[14] GNOFFO P A, GUPTA R N, SHINN J L. Conservation equations and physical model for hypersonic air flows in thermal and chemical nonequilibrium [R]. NASA-TP-2867, 1989.

[15] PARK C, JAFFE R L, PARTRIDGE H. Chemical-kinetic parameters of hyperbolic earth entry [R]. AIAA 2000-0210, 2000.

[16] BLOTTNER F, JOHNSON M, ELLIS M. Chemically reacting viscous flow program for multicomponent gas mixtures[R]. SC-RR-70-754, 1971.

[17] VINCENT W G, KRUGER C H. Introduction to physical gas dynamics [M]. Malabar, Florida: Krieger Publishing Company, 1965.

[18] WILKE C R. A viscosity equation for gas mixtures[J]. Journal of Chemical Physics, 1950, 18(4): 517-519.

[19] MUYLAERT J, WALPOT L, HAUSER J. Standard model testing in the european high enthalpy facility F4 and extrapolation to flight[R]. AIAA 92-3905, 1992.

[20] KANG S W, JONES W L, DUNN M G. Theoretical and measured electron-density distributions at high altitudes [J]. AIAA Journal, 1973, 11(2): 141-149.

[21] MENSHOV I S, NAKAMURA Y. Numerical simulations and experimental comparisons for high-speed nonequilibrium air flows[J]. Fluid Dynamics Research, 2000, 27(5): 305-334.

(编辑:叶 青、王碧琚)