

DOI:10.16356/j.1005-2615.2019.04.010

低速引射对高超声速飞行器气动加热影响

王丽燕 檀妹静 王振峰 聂春生 李宇 郑宇

(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:为研究低速引射对高超声速飞行器气动加热的影响,对高超声速来流条件下大面积平板引射进行数值模拟,讨论了引射孔结构、迎角和引射入口速度对边界层流场的影响,得到了不同引射孔结构下壁面热流,引射影响因子及流动参数随引射入口速度的变化。结果表明:低速气体引射在一定程度上能缓解引射区域壁面和下游壁面的气动加热情况。4种引射状态中引射孔结构4(即面引射)壁面热流最低,其他3种引射孔结构冷却效果基本相当。相同条件下 10° 迎角低速气体引射降热效果明显优于 0° 迎角的情况。引射入口速度 $v=20\text{ m/s}$ 时, 0° 迎角情况下,引射区引射影响因子约为0.23,即壁面平均热流降低约23%; 10° 迎角情况下,引射区引射影响因子约为0.45,约为 0° 迎角情况的2倍。

关键词:低速引射;引射影响因子;不同引射孔结构;壁面热流;冷却

中图分类号:V19

文献标志码:A

文章编号:1005-2615(2019)04-0503-09

Impact of Low Speed Ejection on Aerodynamic Heating of Hypersonic Aircrafts

WANG Liyan, TAN Meijing, WANG Zhenfeng, NIE Chunsheng, LI Yu, ZHENG Yu

(Science and Technology on Space Physics Laboratory, China Academy of Launch Vehicle Technology, Beijing, 100076, China)

Abstract:To study the impact of low speed ejection on aerodynamic heating of hypersonic aircrafts, the flat injecting of large area under hypersonic flow condition is numerical simulated in this paper. The influence of ejecting pore structure, incidence angle and injecting inlet velocity on boundary layer flow field are discussed. Wall heat flux under different ejecting pore structures variation of ejecting factors and flow parameters with inlet velocity are obtained. The results show that low speed gas ejecting can relieve the aerodynamic heating situation of injecting regional wall and the downstream wall to some extent. The bigger the inlet velocity, the better the thermal reduction will be. As for four ejecting pore structures the wall heat flux is the lowest in ejecting pore structure 4 (surface ejecting pore structure), the other three ejecting cooling effect are basically quite. The thermal reduction of angle of attack $\alpha=10^\circ$ is obviously better than the state of $\alpha=0^\circ$. When injecting inlet velocity is 20 m/s, the injecting factor of injecting area is about 0.23, which means the averaged wall heat flux decreases about 23% under $\alpha=0^\circ$. And the injecting factor of injecting area is about 0.45 which is about double of the value of $\alpha=0^\circ$.

Key words: low speed ejection; ejecting factor; different ejecting mode; wall heat flux; cooling

高超声速飞行器抵御气动加热的功能部件统称热防护系统^[1],其使用的树脂基复合材料在长时

中低热流的目标环境下,内部达到一定温度后将发生热解现象,热解气体将持续进入近壁面气体区

基金项目:国家安全重大基础研究(613285)资助项目;中央军委科学技术委员会基础加强类(0327004)资助项目。

收稿日期:2018-09-06;**修订日期:**2019-01-20

通信作者:王丽燕,女,博士研究生, E-mail:wang_liyan12@163.com。

引用格式:王丽燕,檀妹静,王振峰,等.低速引射对高超声速飞行器气动加热影响[J].南京航空航天大学学报,2019,51(4):503-511. WANG Liyan, TAN Meijing, WANG Zhenfeng, et al. Impact of Low Speed Ejection on Aerodynamic Heating of Hypersonic Aircrafts[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2019, 51(4):503-511.

域,形成引射效应,即高超声速主流和低速引射气体发生相互作用。这使得原本具有薄激波层、边界层黏性干扰、高温真实气体效应等特征的高超声速飞行器绕流流动变得更为复杂,引射效应一直以来都是国内外学者研究的热点^[2-5]。

Moffat等^[6-8]对湍流条件下多孔介质壁面吹风和抽吸、均匀与非均匀二次流、主流加速条件下壁面流动阻力及换热规律进行了实验研究。Wimberly等^[9]在 $Ma=12\sim 17$ 的高超声速风洞内对细圆锥体进行了实验研究,结果表明喷流流量增大,壁面换热系数、流动阻力减小。杨宽等^[10]利用红外热像仪测量圆斜孔温度场,探讨了平板气膜孔的数目对于气膜冷却效率的影响。朱惠人等^[11]探索了单排孔和多排孔结构与气膜冷却效率变化的关系,研究显示当吹风比处于比较低的条件时,多排孔的冷却效果更佳,且单排气膜孔的最佳吹风比与多排孔的吹风比并不一致^[12]。Ligrani等^[13]进一步探讨了顺排和错排对气膜冷却效率的影响,研究表明吹风比相同时,错排冷却效果更佳。熊宴斌等^[14]在 $Ma=3$ 的超声速风洞中对不同平板实验研究表明,二次流注入能够有效减小壁面速度梯度,降低壁面温度,并使边界层增厚。另外,还有学者使用直接数值模拟^[15-17]和大涡模拟对壁面存在二次流注入的流动传热进行计算,获得了射流与主流相互作用的精细流动图画。雷云涛等^[18]及王建等^[19]对不同吹风比条件下的流场进行了数值模拟,结果表明随着吹风比的不断增大,由于卷吸作用的增强,射流大部分脱离壁面与主流进行掺混,使得气膜冷却效率不断降低,这与实验所得结果基本吻合。Srekanth等^[20-21]对高超声速 $Ma=6\sim 10$ 主流条件下的平板及钝体头锥主动冷却进行了数值计算,结果表明注入对主流压力的影响并不大,二次流的注入会降低壁面摩擦因数。余磊等^[22]对烧蚀不锈钢平板进行了实验和数值模拟研究,结果表明引射工质显著增厚了壁面边界层,大为减少了壁面的摩擦阻力因数,随着注入率的提高,壁面温度和局部对流换热系数都大为下降。Yang等^[23]开展了高超声速来流层流和湍流不同流态下平板在不同射流率下的数值研究,结果表明,高超声速层流流动下喷流冷却是对壁面进行热防护的有效方法,并且说明了边界层是由两部分组成,其内层起着绝热壁面作用。

虽然国内外均做了不少关于引射效应的研究,但大多数研究中主流速度相对较低而引射气体速度较高,而针对高超声速飞行器的高超声速主流状态下低速引射的研究相对较少,不少研究工作尚处于探索阶段。而且工质从多孔介质表面流出与主

流掺混会形成混合流边界层,对于引射气体与主流之间的相互作用规律、射流和主流相互作用后边界层发展规律等机理性问题方面的研究较少。因此,需针对低速引射效应开展系统研究。

传统意义上的气膜冷却喷出的冷却介质附着在壁面一定区域上,形成温度较低的冷气膜将壁面同高温燃气隔离,引射速度较高,本文研究的低速引射主要是模拟材料热解气体引射,引射速度和流量远低于气膜冷却。本文从工程实际应用出发,建立类似树脂基复合材料热解部位引射特征的平板引射模型,采用数值模拟的方法,开展气体引射条件下的高超声速飞行器表面气动加热机理研究,探讨迎角、引射孔结构、引射流量对壁面热流和边界层流动的影响,评估引射表面的降热效果,研究引射表面降热特性,并根据模拟结果对高温边界层流场进行深入分析。

1 计算方法与模型

1.1 模型建立与计算方法

本文研究的模型如图1所示,高速主流从左侧流入,低速引射气体与壁面成 90° 垂直向上流出,与主流边界层相互掺混,向下游发展。其中:引射区前部 $L_{x1}=5\text{ mm}$,引射区域 $L_{x2}=31\text{ mm}$,引射区下游 $L_{x3}=64\text{ mm}$,空间流场高度 $L_y=50\text{ mm}$,流场宽度 $L_z=6\text{ mm}$,引射孔结构模型如图2所示,蓝色区域为引射出口。其中:引射孔结构1为引射孔交错排布的 $1\text{ mm}\times 1\text{ mm}$ 方孔,引射孔结构2为引射孔交错排布的 $1\text{ mm}\times 2\text{ mm}$ 方孔,引射孔结构3为引射孔间隔排布的 $1\text{ mm}\times 6\text{ mm}$ 条形孔,引射孔结构4引射孔为 $31\text{ mm}\times 6\text{ mm}$ 均匀表面,引射孔结构5模型为 $31\text{ mm}\times 6\text{ mm}$ 均匀平板。为了便于分析引射表面与光滑表面流动特性,降低计算误差同时保证数值计算结果是在同一流场状态下得到,将引射表面对应的壁面作为光滑壁面。根据某飞行器典型工作状态材料运用条件,考虑主流和射流流动特性,流动为层流,控制方程由经典的Navier-Stokes方程组来描述

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \mathbf{V}) = 0 \quad (1)$$

$$\frac{d\mathbf{V}}{dt} = f_b + \frac{1}{\rho} \nabla p + \frac{\mu}{\rho} \nabla^2 \mathbf{V} + \frac{1}{3} \frac{\mu}{\rho} \nabla (\nabla \cdot \mathbf{V}) \quad (2)$$

$$\rho \frac{d(\hat{u} + \mathbf{V}^2/2)}{dt} = \rho f_b \mathbf{V} + \nabla \cdot (\mathbf{V} \cdot \Gamma) + \nabla \cdot (\lambda \nabla T) + \rho \dot{q} \quad (3)$$

求解控制方程采用有限体积法离散,通量离散采用总变差减小的TVD格式以及MinMod限制器,保证空间为二阶精度。时间离散采用点隐式方

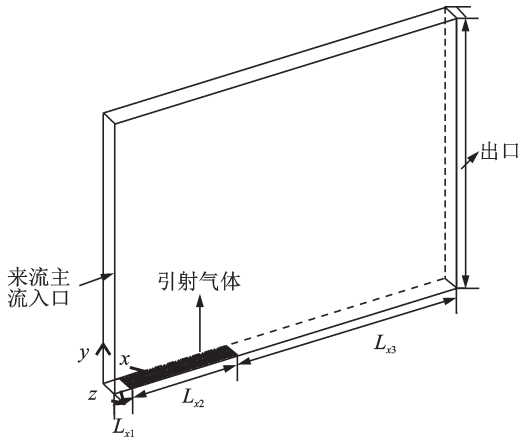


图 1 物理模型
Fig.1 Physical model

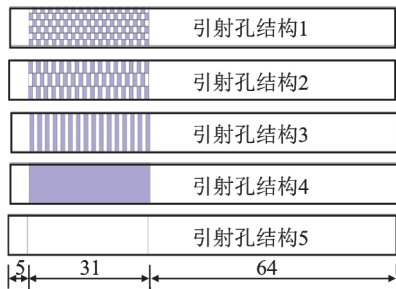


图 2 引射孔结构模型
Fig.2 Injecting ejecting pore structures

法,收敛标准为各分量相对误差小于 10^{-8} ,本文使用的方法已在工程实践中证明可用于此类问题研究。

1.2 网格划分及边界条件设置

为捕捉射流与主流相互作用的复杂流动结构,达到对边界层进行精确的数值模拟,计算流域采用结构化网格划分方法,壁面第一层网格法向距离计算公式为

$$\Delta y = \frac{\mu y^+}{\rho u_\tau} \quad (4)$$

式中: y^+ 为第一层网格到壁面的无量纲距离,取 $y^+ = 1$; u_τ 为壁面摩擦因数; ρ 为流体密度; μ 为流体动力黏性系数。

为了保证计算精度、降低计算量,网格采取射流孔附近网格密集,远离射流孔表面区域密度有规律减小,流场变化较大的流域细密处理,并使得光滑表面与射流表面流域网格增长率保持一致的划分策略。射流孔第一层网格尺寸为 0.01 mm ,网格增长比例为 1.1 ,引射前后区域采用向引射区逐渐变密的方式,网格间距 0.2 mm ,比率 1.02 。空间流动区域壁面第一层网格尺寸为 0.001 mm ,网格增长比例为 1.05 。网格划分情况如图 3 所示。

光滑壁面及引射区域壁面为无滑移等温壁面

条件,壁温 $1\,000 \text{ K}$;主流区两侧为对称边界条件;主流入口为高超声速入口,给定压力、速度和温度条件;引射气体入口为质量流率入口,给定质量流率和温度条件,气体温度为 $1\,000 \text{ K}$;主流和引射气体工质均为空气;出口超声速,所有边界条件外推;初始压力为 79 Pa 。

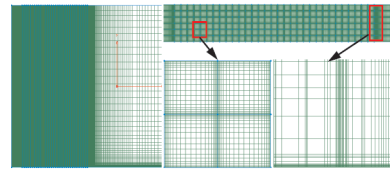


图 3 计算区域网格
Fig.3 Grid of computational domain

2 结果与分析

考虑到平板引射流场特征与引射孔结构和引射流率有密切关系,本文采用上述的数值方法,选取高超声速飞行器典型飞行状态,对 $Ma = 10, H = 50 \text{ km}$, 0° 和 10° 迎角条件下的平板引射进行了数值模拟研究,主要考察了引射孔结构(5种),引射速度($v = 0.1, 0.2, 0.5, 0.8, 1.0, 5.0, 10.0, 20.0 \text{ m/s}$)和引射介质(空气)对壁面热流和边界层流动的影响规律,评估引射表面的降热效果,探究引射效应对高温边界层传热的影响规律。图 4 给出了迎角定义。迎角(又称迎角、冲角) α 为导弹质心的速度矢量 $V(Ox_3)$ 在弹体纵向对称面 Ox_1y_1 上的投影与 Ox_1 轴之间的夹角。若 Ox_1 轴位于 V 的投影线的上方时,迎角 α 为正;反之为负。

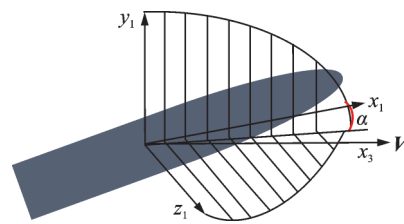
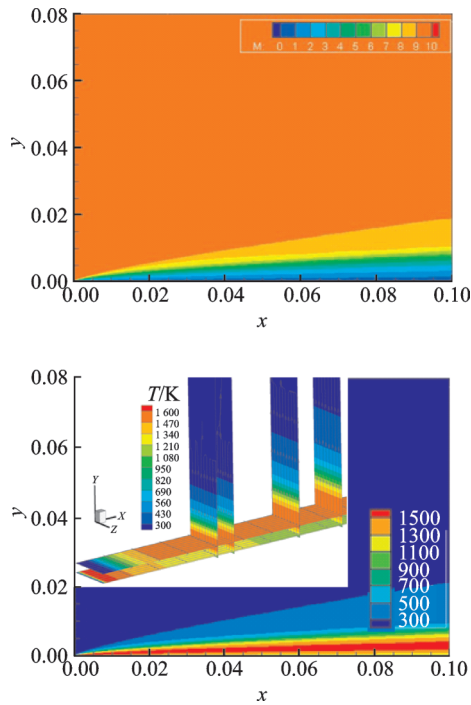
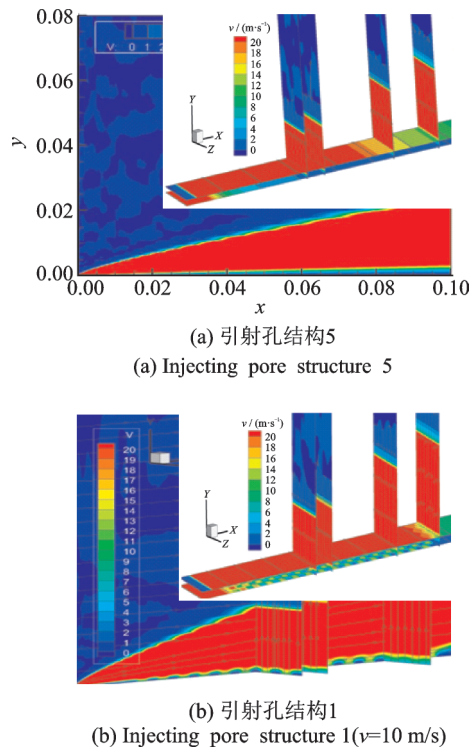


图 4 迎角示意图
Fig.4 Schematic diagram of angle of attack

2.1 基本流动结构

图 5 为 0° 迎角,引射孔结构 5 条件下 $z = 0.0015$ 界面沿展向马赫数和温度云图。由图可知,高超声速飞行条件下壁面附近激波层很薄,黏性作用下边界层气体温度急剧升高,导致壁面气动加热严重。图 6 所示为 0° 迎角引射孔结构 1 和 5 条件下速度云图和流线图。由图可知,引射气体对主流来流产生阻碍作用,并与主流相互掺混,但仅存在于近壁区域,表明此时边界层是由两部分组成,其内层起着绝热壁面作用^[19]。

图5 $\alpha=0^\circ$ 引射孔结构5马赫数云图和温度云图Fig.5 Mach number and temperature of injecting pore structure 5 at $\alpha=0^\circ$ 图6 $\alpha=0^\circ$ 不同引射孔结构下速度云图和流线图Fig.6 The velocity and streamline under different injecting pore structure at $\alpha=0^\circ$

2.2 低速引射对壁面热流的影响

飞行器高超声速飞行时由于黏性作用边界层气体温度急剧升高,壁面气动加热严重。为了评估引射表面的降热效果,对壁面热流按面积进行平均,得到壁面平均热流,采用引射影响因子 θ 对降

热效果进行表征。引射影响因子是质量引射对热流密度的影响,可表示为有质量引射时的阻塞热流密度与无质量引射时的热流密度之比。其值大小表示被阻塞的热流密度的百分数^[24]。

$$\theta = 1 - \frac{q_w}{q_0} \quad (5)$$

式中: θ 为引射影响因子, q_w 为有气体引射时平均壁面热流密度, q_0 为无气体引射时平均壁面热流密度(引射孔结构5)。

2.2.1 低速引射对引射区壁面热流的影响

图7展示了不同引射孔结构下引射影响因子与引射入口速度的变化。可以看出,相同引射入口速度下,引射孔结构4(面引射)引射影响因子最大,其他3种引射孔结构引射影响因子近似,也就是说4种引射孔结构壁面平均热流均低于无气体引射孔结构,其中引射孔结构4壁面平均热流最低,引射孔结构1,2,3壁面平均热流相当。同一引射孔结构下,引射影响因子与引射入口速度成正相关。 0° 迎角时,引射影响因子全都大于0,引射入口速度较小时,对应的引射影响因子也很小,趋近 10^{-3} ,引射入口速度达到20 m/s,引射影响因子大于0.1,即该引射孔结构下壁面平均热流较无气体引射时减幅大于10%。 10° 迎角时,引射影响因子全都大于0.01,引射入口速度较小时,对应的引射影响因子也很小,趋近于0.025,引射入口速度达到20 m/s,引射影响因子约等于0.45,即该引射孔结构下壁面平均热流较无气体引射时降低45%。由此可见,引射效应存在可以降低壁面热流,引射流量越大,壁面平均热流越小,冷却效果越好。由图可知,引射影响因子整体上变化规律基本相同,但同一引射孔结构和速度下, 10° 迎角条件下气体引射的降热效果显著优于 0° 迎角的情况。 10° 迎角, $v=5$ m/s条件下得到的引射影响因子与 0° 迎角 $v=20$ m/s时对应的引射影响因子相当。因为迎角存在,使激波边界层温度梯度更加陡峭,低速引射气体使温度边界层增厚,因而壁面热流变化显著。

由图7可知,引射孔结构4降热冷却效果最好,所以进一步对引射孔结构4进行分析。在给定飞行环境, 0° 迎角条件下,由于引射孔结构相同,因而引射面积相同,所得引射影响因子只与引射入口速度有关。如图8所示,引射影响因子与引射入口速度成正相关,引射入口速度由0.1增加到20 m/s时,引射影响因子由接近0增加到约为0.23。也就是说引射入口速度为20 m/s时,壁面平均热流约降低23%,冷却效果显著。拟合得到引射影响因子与速度成线性增长关系,斜率为0.012 09,截距

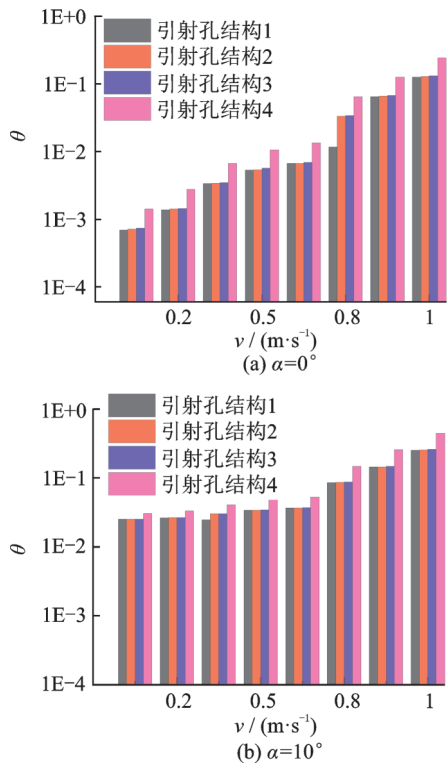


图 7 不同引射孔结构下引射区引射影响因子
Fig.7 Injecting factors under different injecting pore structures

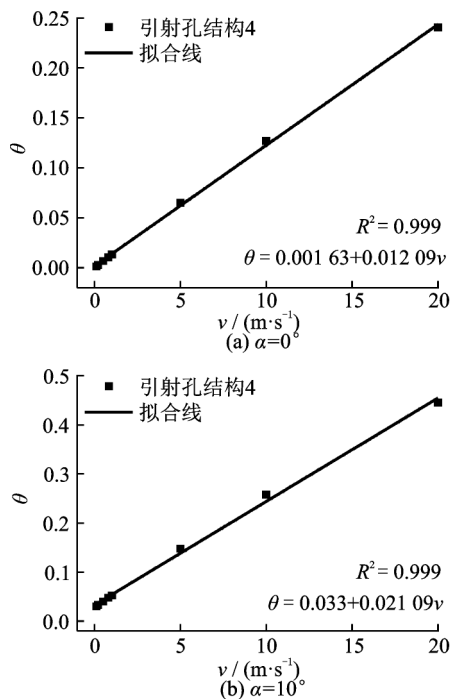


图 8 不同引射入口速度下引射影响因子
Fig.8 Injecting factors under different injecting inlet velocity

为 0.001 63,约等于 0,即引射入口速度为 0 m/s 时,引射影响因子趋近于 0。拟合 $R^2=0.999$,表明 $\theta=0.012\ 09 \times v+0.001\ 63$ 能很好地表达该引射孔结构下引射影响因子与引射入口速度的关系。10°迎

角条件下,引射入口速度由 0.1 增加到 20 m/s,引射影响因子由接近 0.3 增加到约为 0.45。也就是说引射入口速度为 20 m/s 时,壁面平均热流约降低 45%,冷却效果较 0°迎角状态下更加显著,约为 0°迎角同样条件下的 2 倍。拟合得到引射影响因子与速度也成线性增长关系,斜率为 0.021 09,截距为 0.033。拟合 $R^2=0.999$,表明 $\theta=0.021\ 09 \times v+0.033$ 能很好地表达该引射孔结构下引射影响因子与引射入口速度的关系。因此可通过控制引射入口速度,有效控制冷却效果。

图 9 展示了相同引射速度下引射孔结构 4 在引射区域引射影响因子随迎角的变化。由图可知,引射影响因子随迎角先增大后减小。也就是说相同引射入口速度下,引射效应对到达壁面热流的阻塞作用随着迎角增大先增强后减弱,在迎角 5°~15° 之间,存在一个最佳迎角,也就是说可以通过调整引射入口与主流来流的相对角度来优化引射效应。

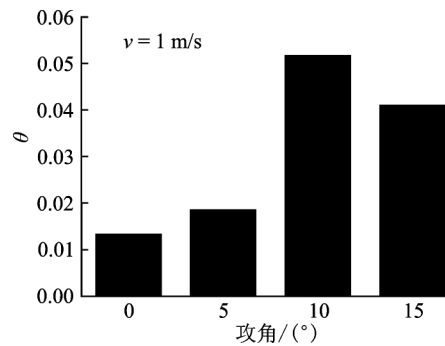


图 9 引射孔结构 4 在引射区引射影响因子随迎角的变化
Fig.9 Variation of injecting factors with angle of attack in injecting pore structure 4

2.2.2 低速引射对引射区下游壁面热流的影响

引射气体对引射区域的壁面降热效果明显,气体进入边界层继续向下游流动,仍会影响引射区下游壁面附近热流分布,为研究引射气体对引射区下游壁面热流的影响,进一步分析不同工况下下游壁面平均热流及热流沿流向的分布。

图 10 展示了不同引射孔结构下引射区下游引射影响因子随引射入口速度的变化。与引射区域相同,同一引射孔结构下引射影响因子随引射入口速度增大而增加,相同引射入口速度下引射孔结构 4 引射影响因子最大,因而引射孔结构 4 降热效果最好,且引射入口速度小于 1 m/s 时,同一工况下引射孔结构 4 的冷却效果在 10°迎角条件下明显优于 0°迎角,由此可推断,引射入口速度很小时,大热流薄激波层冷却效果更佳。

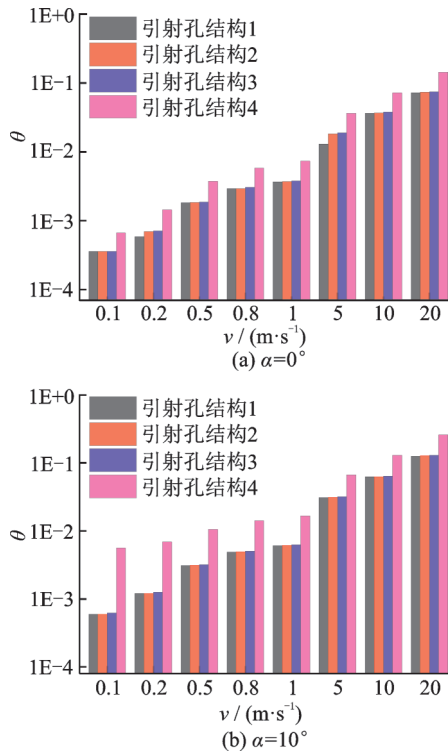


图10 不同引射孔结构下引射区下游引射影响因子
Fig.10 Injecting factors of injecting downstream under different injecting pore structures

图11展示了相同引射速度下引射孔结构4在引射区下游引射影响因子随迎角的变化。由图可知,引射影响因子与迎角成正相关,迎角越大,引射效应对下游气动加热的阻塞作用越显著。迎角为15°时,引射影响因子约为0°时的3.5倍。

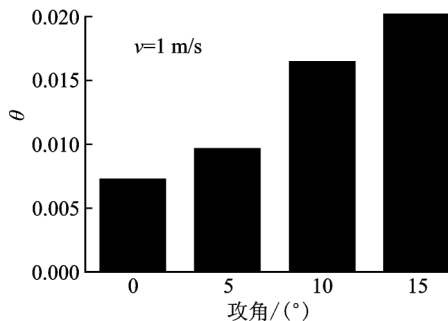


图11 引射孔结构4在引射区下游引射影响因子随迎角的变化
Fig.11 Variation of the injecting factors of injecting downstream with angle of attack in injecting pore structure 4

图12给出了0°迎角,引射入口速度为1和10 m/s时, $z=0.0015$ m截面引射区下游壁面热流沿流向的变化。4种引射孔结构下下游壁面热流均低于无气体引射孔结构,说明在本文所研究的引射入口速度范围内气体引射在一定程度上缓解下游壁面的气动加热情况,越靠近射流区域这种冷却

效果越显著,随着流动向下游发展,射流与主流掺混逐步加剧,4种射流状态下的壁面热流趋向于无气体引射孔结构壁面热流。Byerley等^[25]研究指出气膜孔周围换热的强化主要发生在孔后的附近区域,并受气膜出流量的影响,流量越大,换热越好。引射入口速度为1 m/s时,4种引射孔结构下游壁面热流在很近的范围内与无气体引射孔结构下游壁面热流趋于一致,而引射入口速度为10 m/s时,不同引射孔结构下游壁面热流在本文研究的范围内仍存在差异。这是因为引射入口速度大,与主流掺混剧烈,对边界层干扰大,需要更长的距离重新达到稳定。射流的速度分量是决定纵向耦合涡和主射流间相互作用的关键因素^[26]。随着吹风比的不断增大,由于卷吸作用的增强,射流大部分脱离壁面与主流进行掺混使得气膜冷却效率不断降低,射流气体在很近的距离内再附到壁面上,继续降低壁面热流^[18]。因而,引射入口速度为10 m/s时,距离出流孔很近的区域热流较小,之后缓慢增加,在距离出流孔几毫米处达到最大值,紧接着缓慢减低,引射孔结构4达到最大值距离最远。4种引射孔结构中引射孔结构4下游壁面热流最低,引射孔结构1,2,3基本相当。这是由于引射入口速度相同的情况下,引射孔结构4引射入口面积较大,即射流流量较大,引射孔结构1,2,3引射入口面积基本相当。引射入口速度为10 m/s,在 $x=0.036$ m截面,引射孔结构1壁面热流较无气体引射孔结构降低约14%,引射孔结构4壁面热流降低约22%。

图13展示了0°迎角引射孔结构4引射入口速度为0.1~20 m/s, $z=0.0015$ m截面引射区下游壁面热流沿流向的变化。由图可知,引射入口面积相同时,下游壁面热流与引射入口速度成负相关。引射入口速度小于1 m/s时,下游壁面热流略小于无气体引射孔结构,且在较短距离内趋于一致,表明边界层在较短距离内恢复稳定,射流带入的干扰基本消失。引射入口速度大于5 m/s时,下游壁面热流明显低于无气体引射和低引射入口速度的状态,且在本文研究范围内仍小于无气体引射孔结构。因为速度越大,带入的能量越多,与主流混合越剧烈,对边界层的扰动越大,边界层重新达到稳定所需距离越远^[15]。引射入口速度大于5 m/s时,距离出流孔4 mm内热流变化规律与0°迎角,10 m/s时相似,且速度越大,达到最大值距离越远。因为射流入口速度越大,脱离壁面的高度越高,再附到壁面的距离越远。 $x=0.036$ m截面,引射入口速度为5,10和20 m/s对应的下游壁面热流较1 m/s时分别约降低10%,22%和38%。可推测,存在流动分

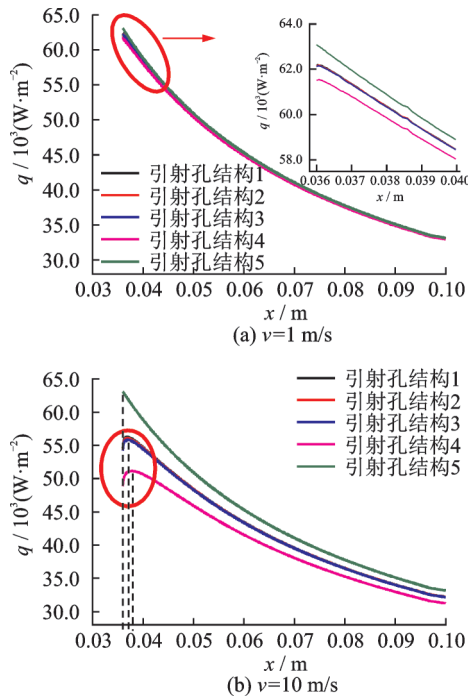


图 12 不同引射孔结构引射区下游壁面热流
Fig.12 Wall heat flux of injecting downstream under different injecting pore structures

离的区域,在分离区前加入气体引射效应可对分离产生影响,并通过控制射流位置和引射量达到控制分离的效果。也就是说,可在飞行器舵缝等存在分离的区域前使用树脂基复合材料,可以利用材料热解产生的气体影响分离区。

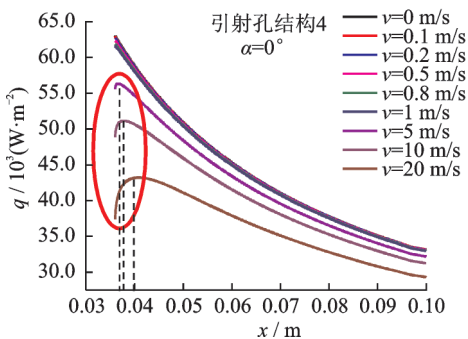


图 13 不同引射入口速度引射区下游壁面热流
Fig.13 Wall heat flux of injecting downstream under different injecting inlet velocities

2.3 低速引射对边界层流动的影响

为分析气体引射对边界层流动的影响规律,寻找气体引射缓解壁面气动加热的本质原因,本文选取 4 种引射孔结构中壁面冷却效果最好的引射孔结构 4 的边界层流动参数与无气体引射孔结构 ($v=0$ m/s) 进行对比。 $x=0.0175$ m 典型截面处边界层流动参数分别如图 14, 15 和 16 所示。

图 14 为 $x=0.0175$ m 截面边界层主流方向速度变化。如图 13 所示,引射入口速度与 X 向速度

成负相关。气体引射孔结构下,边界层增厚^[14,22], x 向主流速度较无气体引射孔结构有所降低,可见引射气体对主流有阻碍作用,引射入口速度越大,阻碍作用越明显。边界层内主流速度变化主要集中在距壁面法向距离 $0.8\sim 2.5$ mm 之间,最大差异约达到 500 m/s。由此可知,引射气体降低了主流速度梯度进而减小了由高速气流压缩所形成的总温。

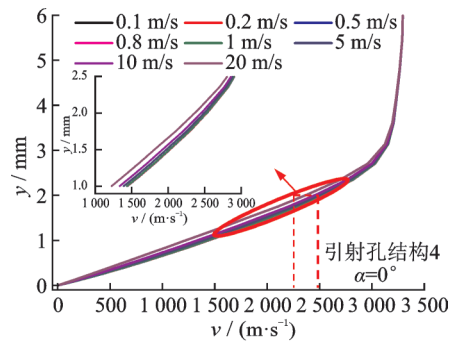


图 14 $x=0.0175$ m 边界层主流方向速度
Fig.14 Mainstream direction velocity of boundary layer at $x=0.0175$ m

图 15 为 $x=0.0175$ m 截面边界层垂直主流方向速度变化。由图 14 可以看出,引射入口速度与 y 向速度成正相关。 y 向速度较无气体引射孔结构有所增加,引射入口速度较小时,增幅较小,当引射入口速度达到 5 m/s 后, y 向速度显著增大,且引射入口速度越大, y 向速度变化越明显。因为引射速度方向与 y 向速度方向相同。

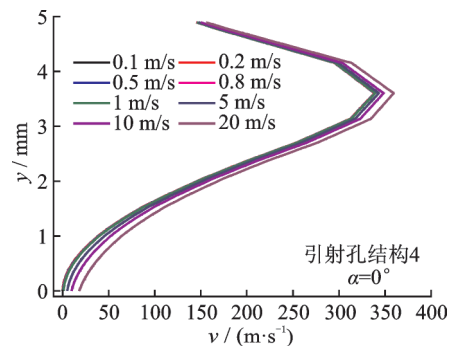


图 15 $x=0.0175$ m 边界层垂直主流方向速度
Fig.15 Vertical mainstream velocity of boundary layer at $x=0.0175$ m

图 16 为 $x=0.0175$ m 截面边界层温度变化。由图可知,引射入口速度由 0 增加到 20 m/s 时,边界层温度峰值位置向着远离壁面方向移动,因而近壁处温度梯度减小^[14],对于无滑移流动,由傅里叶定律,壁面热流也因此降低,所以气体引射可以有效降低壁面热流^[23],达到冷却的效果,引射入口速度越大,降温效果越显著。也就是说引射气体把气

动加热的一部分热量带走了,同时部分阻隔了高速气路滞止后的高温气体,导致壁面热流降低,其中后者占主导地位,因为引射气体的量少,所能带走的热有限。

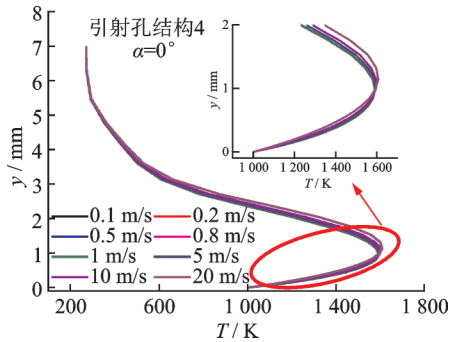


图16 $x=0.0175\text{ m}$ 边界层温度

Fig.16 Temperature of boundary layer at $x=0.0175\text{ m}$

3 结 论

低速气体引射可以在一定程度上缓解引射区域壁面和下游壁面的气动加热情况,对于下游壁面,越靠近射流区域这种冷却效果越显著。4种引射孔结构中引射区引射孔结构4壁面热流最低,其他3种引射孔结构效果基本相当。相同条件下 10° 迎角低速气体引射降热效果明显优于 0° 迎角的情况。引射入口速度 $v=20\text{ m/s}$ 时,取 0° 迎角,引射影响因子约为0.23,即壁面平均热流降低约23%; 10° 迎角情况下,引射影响因子约为0.45,即壁面平均热流降低约45%,约为 0° 迎角的2倍。4种引射孔结构中引射孔结构4下游壁面热流同样最低。 0° 迎角情况下,引射入口速度 $v=10\text{ m/s}$ 时, $x=0.036\text{ m}$ 截面,引射孔结构1壁面热流较无气体引射孔结构降低约14%,引射孔结构4降低约22%。壁面热流降低是引射气体把气动加热的一部分热量带走,并降低了主流速度梯度从而减小了高速气流压缩所形成的高温,同时部分阻隔了高速气路滞止后的高温气体,三者的综合效应。

参考文献:

[1] 姜志杰. 高超声速飞行器气动热影响部件的热分析[D]. 长沙: 国防科学技术大学, 2008.
JIANG Zhijie. Thermal analysis of aerodynamic heat affected parts of hypersonic vehicle [D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2008.

[2] 刘晓红, 罗翔, 陶智. 大小孔交替排列对气膜冷却效率的影响[J]. 北京航空航天大学学报, 2010, 36(11):

1271-1274.

LIU Xiaohong, LUO Xiang, TAO Zhi. Effects of cylindrical hole accompanied with anti-vortex holes on film cooling effectiveness [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2010, 36(11): 1271-1274.

- [3] 李雪英, 韩昌, 秦晏旻, 等. 扇形孔气膜冷却应用的综合特性[J]. 工程热物理学报, 2013, 34(1): 55-58.
LI Xueying, HAN Chang, QIN Hanwen, et al. Characteristics of fan shaped hole film cooling [J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2013, 34(1): 55-58.
- [4] 孙纪宁, 邓晶, 邓宏武. 涡轮叶片微小通道气膜新型复合冷却结构设计[J]. 北京航空航天大学学报, 2012, 38(5): 702-706.
SUN Jining, DENG Jing, DENG Hongwu. Structure design of a new cooling system combined micro channel and film cooling in the turbine blade [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2012, 38(5): 702-706.
- [5] 陆海波. 迎风凹腔与逆向喷流组合强化防热结构复杂流场和传热特性研究[D]. 长沙: 国防科学技术大学, 2012.
LU Haibo. Research on complicated flow field and heat transfer characteristic of forward-facing cavity combined with opposing jet fortified thermal protection configuration [D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2012.
- [6] MOFFAT R J, KAYS W M. Turbulent boundary layer on a porous plate: Experimental heat transfer with uniform blowing and suction [J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 1968, 11(10): 1547-1566.
- [7] SIMPSON R L, MOFFAT R J, KAYS W M. Turbulent boundary layer on a porous plate experimental skin friction with variable injection and suction [J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 1969, 12(7): 771.
- [8] BERTIN J J, MCGINNIS I F K, WIMBERLY C R. The turbulent boundary-layer on a porous plate: experimental heat-transfer with uniform blowing and suction with moderately strong acceleration [J]. AIAA Journal, 1970 8(6): 1032-1038.
- [9] WIMBERLY C R, MEGINNIS F K. Transpiration and film cooling effects for a slender cone in Hypersonic Flow [J]. AIAA Journal, 2003, 8(6): 1032-1038.
- [10] 杨宽, 赵志军, 戴韧. 圆形斜孔气膜冷却性能的试验研究[J]. 动力工程学报, 2010(11): 827-832.
YANG Kuan, ZHAO Zhijun, DAI Ren. Experiment-

- tal study on film cooling effectiveness of slant holes [J]. *Journal of Chinese Society of Power Engineering*, 2010(11): 827-832.
- [11] 朱惠人, 许都纯, 郭涛, 等. 孔排布局对叶片前缘气膜冷却的影响[J]. *航空学报*, 2000, 21(5): 385-388.
ZHU Hui ren, XU Du chun, GUO Tao, et al. Influences of position of hole-rows on film cooling on leading edge of turbine blade[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2000, 21(5): 385-388.
- [12] 朱惠人, 郭涛, 许都纯. 双排簸箕形孔气膜冷却效率及其叠加算法[J]. *航空动力学报*, 2006, 21(5): 814-819.
ZHU Hui ren, GUO Tao, XU Du chun. Film cooling and superposition method for double row dust-pan shaped holes[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2006, 21(5): 814-819.
- [13] LIGRANI P M, WIGLE J M, CIRIELLO S, et al. Film-cooling from holes with compound angle orientations. Part 1: Results downstream of two staggered rows of holes with 3d spanwise spacing[J]. *ASME Journal of Heat Transfer*, 1994, 116(2): 341-352.
- [14] 熊宴斌, 姜培学, 祝银海, 等. 烧结平板和曲面结构在超声速主流条件下的发汗冷却[C]//中国工程热物理学会-传热传质. [S.l.]: [s.n.], 2013.
XIONG Yan bin, JIANG Pei xue, ZHU Yin hai, et al. Investigation of plate and surface structure of sintered plate film cooling in high temperature flow [C]//Chinese Society of Engineering Thermophysics-heat mass transfer. [S.l.]: [s.n.], 2013.
- [15] SUMITANI Y, KASAGI N. Direct numerical simulation of turbulent transport with uniform wall injection and suction[J]. *AIAA Journal*, 1995, 33(7): 1220-1228.
- [16] JIANG L, CHOUDHARI M, CHANG C L, et al. Numerical simulations of laminar-turbulent transition in supersonic boundary layer [C]//Collection of Technical Papers-36th AIAA Fluid Dynamics Conference. San Francisco, CA, United States: [s.n.], 2006: 986-1001.
- [17] LEITE P H M, SANTOS W F N. Direct simulation of heat transfer and pressure distributions of hypersonic flow over backward-facing steps [C]//Encontro De Modelagem Computacional. Riode Janeiro, RJ, Brazil: [s.n.], 2009.
- [18] 雷云涛, 林智荣, 袁新. 不同吹风比下平板气膜冷却数值模拟[J]. *清华大学学报(自然科学版)*, 2008, 48(8): 1331-1334.
LEI Yuntao, LIN Zhiren, YUAN Xin. Numerical simulation of film cooling of flat plate under different blowing ratio[J]. *Journal of Tsinghua University (Science and Technology)*, 2008, 48(8): 1331-1334.
- [19] 王建, 孙冰, 魏玉坤. 超声速气膜冷却数值模拟[J]. *航空动力学报*, 2008, 23(5): 865-870.
WANG Jian, SUN Bing, WEI Yukun. Numerical simulation of supersonic gaseous film cooling[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2008, 23(5): 865-870.
- [20] SREEKANTH M, REDDY N M. Numerical simulation of transpiration cooling over blunt bodies at hypersonic mach numbers: AIAA 95-2082[R]. USA: AIAA, 1995.
- [21] SREEKANTH M, REDDY N M. Transpiration cooling analysis at hypersonic mach numbers by using Navier-Stokes equations: AIAA 94-2075[R]. USA: AIAA, 1994.
- [22] 余磊, 姜培学. 发汗冷却湍流换热过程的数值模拟[J]. *清华大学学报(自然科学版)*, 2003, 43(12): 1668-1671.
YU Lei, JIANG Peixue. Numerical simulation for turbulent transpiration cooling processes [J]. *Journal of Tsinghua University (Science and Technology)*, 2003, 43(12): 1668-1671.
- [23] YANG X, BADCOCK K, RICHARDS B, et al. Numerical simulation of film cooling in hypersonic flows: AIAA 2003-3631[R]. USA, AIAA, 2003.
- [24] 王国雄, 马鹏飞. 弹头技术(上册)[M]. 北京: 中国宇航出版社, 1993.
- [25] BYERLEY A R, IRELAND P T, JONES T V. Detailed heat transfer measurements near and within the entrance of a film cooling hole: ASME 88-GT-155 [R], [S.l.]: ASME 1988.
- [26] 徐红洲, 刘松龄. 气膜冷却喷孔附近的流场实验研究[J]. *西安交通大学学报*, 1998(7): 46-50.
XU Hongzhou, LIU Songling. Flow field behavior at exit of film cooling hole [J]. *Journal of Xi'an Jiaotong University*, 1998(7): 46-50.