

文章编号:1000-8055(2018)08-1821-09

doi:10.13224/j.cnki.jasp.2018.08.004

高速气流冲击柱状泡沫多孔体的 传热特性分析

李振环, 孙海锋, 李潇磊, 夏新林
(哈尔滨工业大学 能源科学与工程学院, 哈尔滨 150001)

摘 要: 采用流体/多孔区域一体化单区域算法,数值研究了高速绕流条件下前置于圆柱体前缘表面的柱状泡沫多孔体内部的传热特性。基于蒙特卡罗法考虑多孔域内的辐射热效应,分析了变化多孔区域长度和多孔阻力特性对模型激波阻力和前缘多孔区域气动热的影响。结果表明:在圆柱体前缘安置一定长度及带有适当阻力特性的泡沫多孔材料,可同时减小整体激波阻力并降低前缘表面的气动热效应。在模拟工况下,无量纲长度 1.0、黏性阻力系数 $0.2 \times 10^7 \text{ m}^{-2}$ 及惯性阻力系数 200 m^{-1} 的前缘泡沫多孔可减小激波阻力 13.5%,降低约 75% 的前缘表面的平均气动热流密度。保持无量纲长度不变,减小泡沫多孔区域惯性阻力系数会降低激波阻力,但会略微增加前缘壁面气动热流密度。

关 键 词: 高速绕流; 柱状泡沫多孔; 传热特性; 激波阻力; 气动热效应

中图分类号: V231.1; TK124 **文献标志码:** A

Analysis of heat transfer characteristic of cylindrical foam porous block with high speed flow around

LI Zhenhuan, SUN Haifeng, LI Xiaolei, XIA Xinlin
(School of Energy Science and Engineering,
Harbin Institute of Technology, Harbin 150001, China)

Abstract: Numerical investigation on heat transfer characteristic inside the cylindrical foam porous block attached to frontal surface of cylinder body with high speed flow around was performed by employing single-domain approach through integration of fluid and porous region. Radiation effect within porous region was considered based on Monte Carlo method. The influences of variable porous region length and porous drag characteristic on both the wave drag of entire model and the aero-heating effect of frontal porous region were analyzed. The results show that installation of certain length porous foam material with appropriate drag characteristic in front of the cylinder body can reduce both the wave drag of entire body and aero-heating effect of the frontal surface. Under simulation condition, the frontal foam porous with parameters (dimensionless length 1.0, viscous coefficient $0.2 \times 10^7 \text{ m}^{-2}$ and inertial coefficient 200 m^{-1}) can reduce 13.5% of the wave drag and approximately 75% of the frontal surface average aero-heating heat flux. With the dimensionless length being kept unchanged, the wave drag was decreased with the decline of inertial coefficient of foam porous region, whereas the aero-heating flux of frontal surface was slightly increased.

收稿日期: 2017-09-23
基金项目: 国家自然科学基金(51536001)
作者简介: 李振环(1989—),男,博士生,主要从事高速对流换热研究。E-mail: xiaxl@hit.edu.cn
引用格式: 李振环,孙海锋,李潇磊,等. 高速气流冲击柱状泡沫多孔体的传热特性分析[J]. 航空动力学报,2018,33(8):1821-1829.
LI Zhenhuan, SUN Haifeng, LI Xiaolei, et al. Analysis of heat transfer characteristic of cylindrical foam porous block with high speed flow around[J]. Journal of Aerospace Power, 2018, 33(8): 1821-1829.

Key words: high speed flow around; cylindrical foam porous; heat transfer characteristic; wave drag; aero-heating effect

高超声速飞行器前缘附近会出现强度较高的贴体激波,使得自身受到较大的激波阻力(压差阻力)。对于带有钝形体前缘的飞行器,激波阻力占整体飞行阻力极大的份额。目前,已存在一些抑制飞行器前缘激波阻力的方法,其基本思路是通过被动或者主动控制的方式,改变前缘区域的激波形态,将原本的贴体激波推离前缘表面,达到减小激波阻力的效果。然而,这些方法仍然存在一些缺点,如采用气动减阻杆会导致前缘分离区出现压力震荡效应^[1];头部前缘反方向喷射气流则会消耗飞行系统的大量能量^[2]等。

高孔隙率泡沫多孔体是一种具有三维网络骨架结构的人工材料。近年来,俄罗斯科学院的研究人员提出将泡沫金属材料前置于钝形体前缘来调整来流的流线分布使其接近于尖锥型体绕流流场,避免前缘涡旋分离区的产生。Fomin 等通过风洞实验发现,前置于圆柱体的柱状泡沫多孔材料不仅可对来流起到良好的调节作用,而且实现了对近马赫数 Ma 约为 5 的高速气流显著的减阻效果^[3]。该试验结果被后续数值模拟所证实,他们发现模型前缘多孔区域的流场分布等效于一个“尖锥体模型”,该模型的激波阻力要显著低于同等的未嵌入多孔材料的实体圆柱^[4-5]。这些研究工作初步表明了高孔隙率泡沫材料在高速飞行器被动减阻方面的应用潜能,但研究工作集中于模型的阻力特性方面,缺少对前缘多孔区域高温传热特性分析。

本文采用宏观连续尺度的单区域法^[6-7]针对高超声速绕流前缘嵌入有高孔隙率泡沫材料的圆柱体模型开展了进一步数值模拟工作。以分布阻力法^[7-8]将气流在多孔区域内部的阻力特性加入模型,不考虑流体/多孔区域应力跳跃界面效应^[9-10];多孔区域内部的能量方程基于局部非热平衡模型建立,采用蒙特卡罗法求解固体骨架的辐射传输方程,考虑高温骨架间产生的辐射热源项。着重于分析高速气流与泡沫多孔材料的高温传热特性。

1 物理模型与计算条件

1.1 物理模型

图 1 为风洞实验^[4]中高速来流冲击前缘嵌入有变化长度 Δx 的泡沫多孔材料的圆柱体二维模

型示意图。模型整体为二维轴对称结构,总长度为 100 mm,直径 D 为 14.5 mm,前缘嵌入的多孔材料与后端实体圆柱的直径一致且长度可调节变化。坐标系原点位于对称轴线与前缘双区域界面的交点位置。高速气流的参数选取无穷远处的静压 p_∞ 和静温参数 T_∞ 。冲击前缘多孔区域并沿径向流出的气流因与泡沫骨架间的气动加热效应具有显著温升,物性参数变化为 p_t 和 T_t ,并考虑多孔区域内部的辐射加热效应。

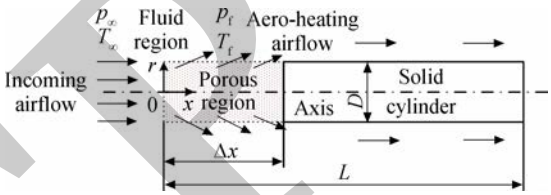


图 1 前缘嵌入多孔材料的圆柱体模型示意图
Fig. 1 Schematics of cylinder with a porous insert front

如图 2 所示,基于轴对称性模拟仅选取上部的计算区域。多孔区域表面和固体表面区域物理量梯度变化较大,需要进行加密处理,壁面的首层网格满足 $y^+ \leq 1$ 。计算域在 x 方向和 r 方向分别包含 300 和 200 个节点。经网格无关性测试后发现,在 x 方向和 r 方向同时加倍加密网格,轴对称线上求解得到的压力值变化已不超过 2%。

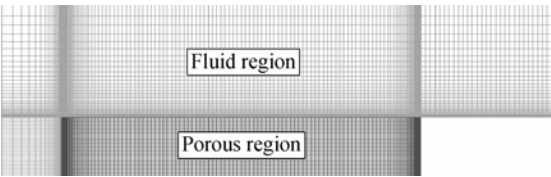


图 2 部分区域计算网格
Fig. 2 Computational grid of partial region

1.2 计算条件

前端多孔区域由泡沫金属材料镍构成,物性参数参照文献^[4]实验样品选取,镍材料密度 $\rho = 8902 \text{ kg/m}^3$,导热系数 $\lambda = 90 \text{ W/(m} \cdot \text{K)}$,泡沫孔隙率 $\phi = 95\%$,孔隙直径为 1.0~3.0 mm。泡沫多孔材料的气体渗透率 K 和惯性阻力常数 C_F 参考文献^[4]中样品的实测数据。

本文的来流计算条件分为验证工况和模拟工况两种,其中验证工作选用文献风洞实验工况相

关参数^[4],来流马赫数 $Ma_\infty = 4.85$,来流总温 $T_{st} = 290\text{ K}$,单位雷诺数 $Re_\infty = 2.7 \times 10^6\text{ m}^{-1}$,估算来流总压为 $p_{st} = 8.7 \times 10^5\text{ Pa}$;给定工况选取来流马赫数 $Ma_\infty = 4.85$,鉴于飞机等飞行器通常处于 7 km 以上高度,本文模拟工况的静压、静温等参数选用 11 km 高空参数, $p_\infty = 22\,700\text{ Pa}$, $T_\infty = 216.774\text{ K}$ 。来流攻角为 0° 。

2 约束方程与数值方法

2.1 约束方程

对于多孔区域之外的高速纯流体区域,需要求解黏性可压缩雷诺时均 N-S 方程,基于有限体积的积分方程形式如下:

$$\frac{\partial}{\partial t} \iiint_V \mathbf{W} dV + \oint_{\partial V} (\mathbf{F}_c - \mathbf{F}_v) \cdot \mathbf{n} dS = \iiint_V \Psi dV \quad (1)$$

式(1)中 $\mathbf{W} = [\rho, \rho u, \rho v, \rho e]^T$ 为未知守恒解向量, $\mathbf{F}_c$ 为无黏对流通量, $\mathbf{F}_v$ 为黏性通量, Ψ 为源项通量,表征体积力和能量源项,在纯流体域为零。公式的具体表达形式可参阅文献[11]。

对于多孔区域的流动控制方程,基于分布阻力法将流动曳力效应加入方程源项 Ψ 中,能量方程基于局部非热平衡模型建立,多孔区域内部的辐射求解采用蒙特卡罗法,约束方程如下:

连续方程

$$\nabla \cdot (\rho_f \mathbf{U}) = 0 \quad (2)$$

动量方程

$$\frac{1}{\phi} \nabla \cdot \left(\rho_f \frac{\mathbf{U}\mathbf{U}}{\phi} \right) = -\nabla p + \nabla \cdot \left(\frac{\mu_f}{\phi} \nabla \mathbf{U} \right) - \phi \alpha \mu_f \mathbf{U} - \phi^2 \xi \rho_f |\mathbf{U}| \mathbf{U} \quad (3)$$

局部非平衡模型能量方程如式(4)、式(5),其中式(4)为流体相能量方程,式(5)为固体相能量方程,两者通过容积表面传热系数 h_v 相耦合

$$\nabla \cdot [\mathbf{U}(\phi \rho_f c_p T_f + p)] = \nabla \cdot [\phi k_{fe} \nabla T_f + (\boldsymbol{\tau} \cdot \mathbf{U})] + h_v (T_s - T_f) \quad (4)$$

$$-\nabla \cdot [(1 - \phi) k_{se} \nabla T_s] = h_v (T_f - T_s) + S_r \quad (5)$$

式中 ρ_f 为流体密度; ϕ 为孔隙率; $\mathbf{U}$ 为流体速度矢量; μ_f 为流体动力黏度; p 为压力; c_p 为比定压热容; $\boldsymbol{\tau}$ 为黏性力矢量; k_{fe} 、 k_{se} 分别为流体和固体的有效导热系数,采用 $k_{fe} = \phi k_f$, $k_{se} = (1 - \phi) k_s / 3.0$ 计算, k_f 和 k_s 分别为流体和固体相的导热系数; S_r 为辐射热源项, α 和 ξ 分别代表 Darcy-Forchheimer 渗透性公式中的黏性阻力系数及惯性阻力系数,具体表达式为

$$\alpha = \frac{1}{K} \quad (6)$$

$$\xi = \frac{C_F}{\sqrt{K}} \quad (7)$$

其中 K 为渗透率, C_F 为 Forchheimer 系数。

流体与骨架间的容积表面传热系数 h_v 可以通过容积努塞尔数 Nu_v 的拟合经验关联式获取,本文参阅文献[12]确定容积表面传热系数 h_v

$$h_v d_c^2 / k_f = (32.504 \phi^{0.38} - 109.94 \phi^{1.38} + 166.65 \phi^{2.38} - 86.98 \phi^{3.38}) (\rho_f u d_c / \mu_f)^{0.438} \quad (8)$$

其中 d_c 代表平均元胞直径。

由于前缘多孔区域处于高强度气动加热的环境,需要考虑多孔区域内部骨架产生的辐射热效应。本文参考文献[13]中的蒙特卡罗法求解得到多孔区域单元间的辐射传递因子并通过与 Ansys Fluent 平台的 UDFs (user-defined functions) 功能相结合的方法来求解获取方程(5)中的辐射能量源项 $S_r = -\nabla \cdot \mathbf{q}_r$ 。采用体元 i 和体元 j 间的辐射传递系数 $R_{i,j}^*$ ^[14],多孔区域中体元 j 的辐射热流矢量散度 $-\nabla \cdot \mathbf{q}_r$ 可以离散为

$$-\nabla \cdot \mathbf{q}_{r,j} = \sum_i R_{i,j}^* \sigma (T_i^4 - T_j^4) / \Delta V_j \quad (9)$$

其中 ΔV_j 为离散单元体积,辐射传递系数 $R_{i,j}^*$ 通过求解半透明介质的辐射传输方程(10)获得^[15]

$$\mathbf{s} \cdot \nabla \mathbf{I} = \kappa \mathbf{I}_b - \beta \mathbf{I} + \frac{\sigma_s}{4\pi} \int_{4\pi} \mathbf{I}(\mathbf{s}_i) \Phi(\mathbf{s}_i, \mathbf{s}) d\Omega_i \quad (10)$$

式中 $\mathbf{I}$ 为辐射强度, $\mathbf{s}$ 为辐射传输方向矢量, Φ 为散射相函数, Ω 为单位立体角;光线在多孔区域中传输的吸收系数 κ 、散射系数 σ_s 、衰减系数 β 参考如下关联式计算,假定多孔区域由周期正十四面体元胞结构组成^[16]

$$\beta = \frac{1}{2} \sqrt{\frac{\pi}{2\sqrt{3}}} d_s \frac{1.061^2}{l^2} \quad (11)$$

$$\sigma_s = R\beta \quad (12)$$

$$\kappa = (1 - R)\beta \quad (13)$$

式中 d_s 为骨架支柱截面直径, l 为正十四面体结构的基本支柱长度, R 为骨架表面反射率。

2.2 数值方法

数值模拟基于 Ansys Fluent 平台,选用 Menter 提出的 $k-\omega$ SST 湍流双方程模型^[17],该模型兼有 $k-\epsilon$ 和 $k-\omega$ 两种湍流模型的优点,在近壁面保留了原始的 $k-\omega$ 模型,而在远离壁面区域应用了 $k-\epsilon$ 模型,是目前应用较广泛的两方程模型。空间离散方面选用隐式离散格式,梯度项离

散采用基于节点的 Green-Gauss 格式,对流项离散采用二阶迎风格式,单元界面两侧的通量均基于 AUSM(advection upstream splitting method)类通量分裂方法重构^[18-19],该格式在理论上将流动特征中的线性场(与特征速度 u 有关)和非线性场(与特征速度 $u \pm c$ 有关)相区别,并且将压力项与对流通量分别分裂,按特殊构造的界面马赫数判断获得上风特性,通过设计界面相邻单元统一声速,可精确捕获激波。

3 计算结果分析

3.1 数值验证

首先以经典算例,来流马赫数 $Ma_\infty = 6.47$ 的高超声速来流冲击直径为 0.0381 cm 圆柱过程为研究对象^[20],设定圆柱外表面流固耦合面温度为 $T_w = 294.4\text{ K}$ 。图 3 为模拟获得的圆柱表面热流分布与圆柱表面热流分布的实验数据对比图。其中 Q 为界面热流, Q_0 为驻点热流。通过对比发现,计算结果基本与实验数据吻合。

图 4 为参照文献[4]中实验工况模拟得到的

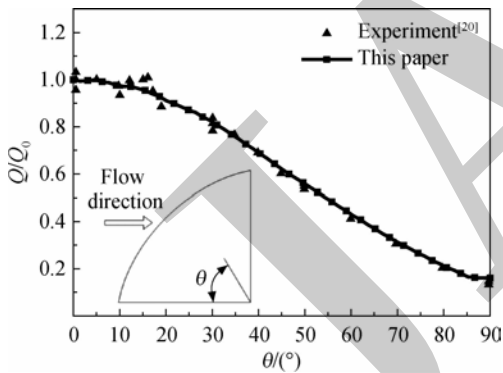


图 3 表面无量纲热流对比

Fig. 3 Comparison of dimensionless surface heat flux

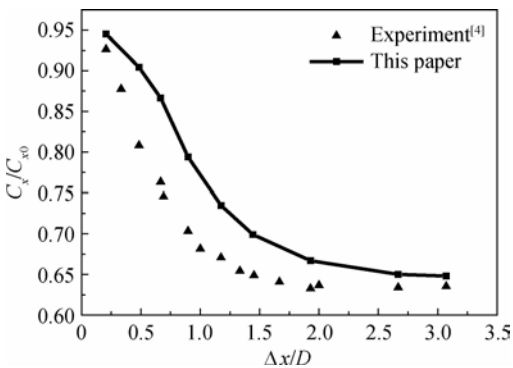


图 4 不同多孔嵌入长度模型阻力系数对比

Fig. 4 Comparison of model drag coefficients with different length insert

随多孔区域长度 Δx 变化的无量纲阻力系数变化与实验数值对比图。其中, C_x 和 C_{x0} 分别为前端安置多孔区域模型及实体圆柱模型的无量纲阻力系数。可以看出,在嵌入多孔区域长度较短的工况下模拟得到的数据与实验数据存在较大偏差,但随着长度的增加,偏差程度有所减小。整体的偏差可能是由于文献[4-5]所给出的实验工况参数较不明确,缺少静压参数引起的。本文选用文献[5]中采用的总压为 $8.70 \times 10^5\text{ Pa}$,可能与真实的实验参数有所偏差,但计算获得了随多孔区域增长,模型阻力系数减小的合理趋势。

3.2 泡沫多孔区域传热特性分析

流体与泡沫骨架之间通常具有一定的传热温差,应采用考虑流固温差的局部非热平衡模型。图 5 为采用局部非热平衡模型模拟获得的前缘多孔区域流体相的温度分布,其中无量纲多孔区域长度 $\Delta x/D = 3.0$ 。可看出多孔域内部流场除了前端靠近轴向位置处的局部高温区域,均呈现由前缘至后端整体递增的趋势。



图 5 模拟工况下前缘多孔区域流体相温度场分布

Fig. 5 Temperature distribution of fluid phase in frontal porous region under simulation condition

图 6 具体给出了无量纲化的沿径向方向逸出的局部流速沿轴线方向上的变化。可以观察到沿径向方向逸出的气流在 $\Delta x/D = 0.25$ 位置处达到了极值,而后在该方向上逸出的流速快速降低至稳定值。最后在迫近内部前缘壁面位置处,沿径向逸出的气流速度又有小幅上升。从径向逸出气流的当地速率可知,进入多孔区域并由径向倾斜逸出的气流从前至后,与多孔骨架作用的距离加大,动能转化为内能的比例逐渐增加,后端区域的气流缓慢趋于滞止,温度接近总温。

图 7 对比了局部非热平衡(LTNE)模型预测的流固两相沿多孔区域中轴线的温度分布。图中参数 T_{st} 表示来流总温,下同。从曲线分布可以观察到,沿着中轴线方向,气流与骨架间的换热可划

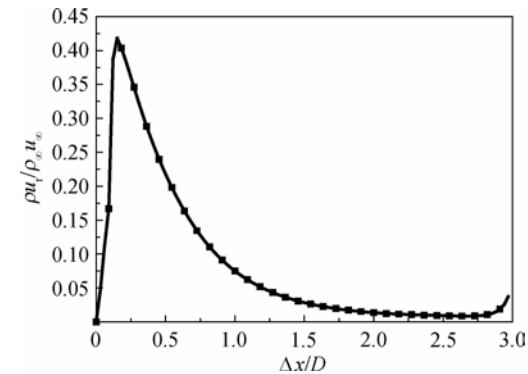


图 6 前缘多孔上表面沿径向逸出的局部流速

Fig. 6 Local flow rate escaping along the radial direction through the upper face of the frontal porous

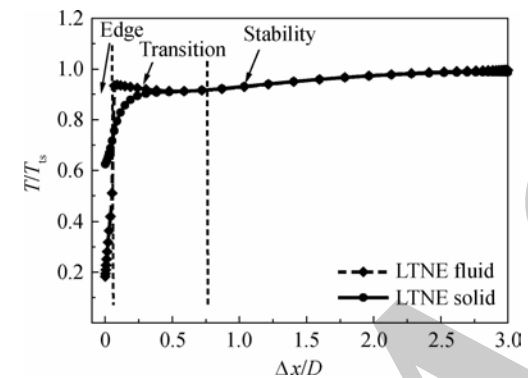


图 7 多孔区域流体和骨架沿轴向温度分布

Fig. 7 Temperature distribution of fluid and solid phase of porous region along axis direction

分为三个区域:边缘区域、过渡区域及稳定区域。在边缘区域,刚进入到多孔前缘处的流体温度相对较低,一方面受到来流气流的持续冷却作用,另一方面气流在此处沿径向倾斜逸出,速度仍然很大,仅有少部分动能转化为内能。与之相比,固体骨架在此区域的温度相对偏高。这是由于从后部骨架向前缘的热传导作用;而后,在较短的过渡区域,由于骨架的阻碍作用开始表现,气流温度急剧上升超过骨架温度达到局部极值。此区域是气流速度从高速至低速的过渡区间,流体与骨架之间仍然存在着较大的换热温差;当气流进入至多孔区域约 $\Delta x/D=0.75$ 位置之后,内部气流速度降低至稳定值,流体与固体骨架换热开始进入稳定区域,多孔区域内部流体与固体骨架温度差别较小。因此,在高速气流冲击下,多孔材料前端的边缘区域和过渡区域内部固体骨架和流体存在较大温差,而后部大部分的稳定区域温差较小,流体和固体骨架的温度趋于一致。

图 8 比较了采用局部非热平衡模型时,多孔

区域泡沫骨架的辐射热效应对 x 方向不同位置、沿径向 r 预测得到的流固两相温度场的偏差。观察到由于多孔区域径向的边缘区域相对中心区域存在一定的温度梯度,辐射热效应对该区域的影响较为明显。考虑辐射热效应的温度场沿径向方向分布差异变小,趋于均匀。经比较发现,不考虑辐射热效应时,流体相温度的最大偏差为 2.48%,固体相温度的最大偏差为 2.16%。

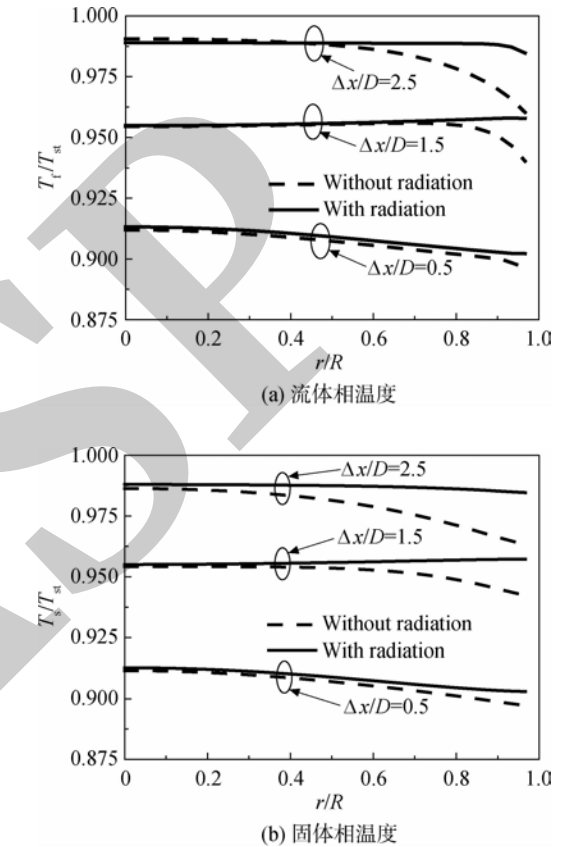


图 8 不考虑辐射效应引起的温度差异

Fig. 8 Temperature discrepancy without radiation

3.3 多孔区域长度对前缘热效应的影响

表 1 给出了前缘嵌入不同长度的泡沫多孔体 ($\alpha=0.2 \times 10^7 \text{ m}^{-2}$, $\xi=200 \text{ m}^{-1}$) 所对应的模拟工况归一化阻力系数 C_x/C_{x0} , 并与实验数据^[4] 相对照。观察到与图 4 中的对比结果相比,在模拟工况下,前缘所安置的泡沫多孔体对整体的减阻效果不如文献^[4]中的低温、低压实验工况显著。在前缘多孔区域长度增加至 $\Delta x=3.0D$,模拟工况所对应的最大减阻效果稳定在约 20%。

由于文中所计算得到的无量纲激波阻力系数具体为模型激波前端与模型尾部截面的动量差值与无穷远处来流截面动量的比值,具体为^[5]

$$C_x = \frac{\rho_\infty u_\infty^2 S_m - \rho_e u_e^2 S_m}{0.5 \rho_\infty u_\infty^2 S_m} \tag{14}$$

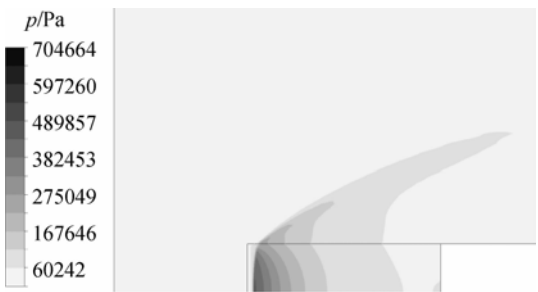
其中 S_m 为区域截面面积。从式(14)可知,模型无量纲激波阻力系数取决于无穷远处来流密度 ρ_∞ 、速度 u_∞ 、模型尾端截面密度 ρ_e 、速度 u_e 等参数。而这 4 个参数很大程度上受到了不同工况下气流物性的差异以及气动热效应强度的综合影响。因此,给定模拟工况与实验工况计算获取的结果会有所差别。

表 1 无量纲阻力系数对照

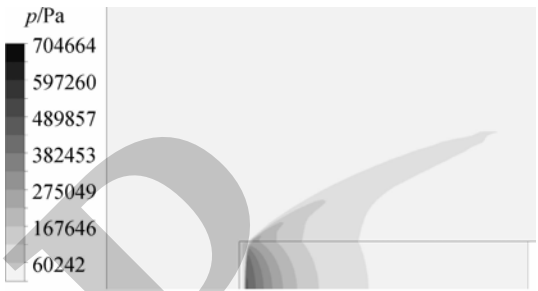
Table 1 Normalized drag coefficients comparison

数据	C_x/C_{x0}		
	$\Delta x/D=1.0$	$\Delta x/D=2.0$	$\Delta x/D=3.0$
实验 ^[4]	0.682	0.637	0.635
模拟	0.865	0.810	0.807

图 9(a)~图 9(d)为模拟工况下前缘安置有不同长度的泡沫材料所对应的前缘流场的静压分布。当前缘多孔区域增加时,模型前端的激波形状,逐渐由弓形激波转化为倾斜激波,观察到在多孔区域足够长的条件下,倾斜激波开始进入多孔区域的前缘。对于前缘嵌入有泡沫多孔材料的模型,最大压力并不出现在模型内部壁面,而是位于进入多孔区域前缘较短距离处,并且对应的最大压力值显著低于未安置有泡沫多孔的前缘壁面驻点压力值。此外,随着多孔区域长度的增加,前缘实体壁面承受的压力逐渐降低,多孔区域降低了



(c) $\Delta x/D=2.0$



(d) $\Delta x/D=3.0$

图 9 不同长度泡沫多孔前缘流场的静压分布

Fig. 9 Static pressure distribution of frontal flow field corresponding to variable length of foam porous

高速气流对壁面的压缩效应。整体上说,前缘安置有泡沫多孔材料的圆柱体模型将原本的弓形激波转换为一系列楔形激波,减小了流动方向上的动量损失,类似于传统的气动减阻杆的作用,将附于飞行器前缘的弓形激波区推离成楔形激波区。

前缘区域动量损失的减小一定程度上减弱了模型前缘的气动加热效应。图 10 给出了在模拟工况下,给定模型所有壁面温度为 1 000 K,改变前缘无量纲多孔区域长度 $\Delta x/D$ 为 0、1.0、2.0、3.0 时,气流作用于实体圆柱前缘壁面的热流密度。可以看出,前缘嵌入有泡沫材料的圆柱模型内部实体壁面的热流密度相对于实体圆柱模型前



(a) $\Delta x/D=0$



(b) $\Delta x/D=1.0$

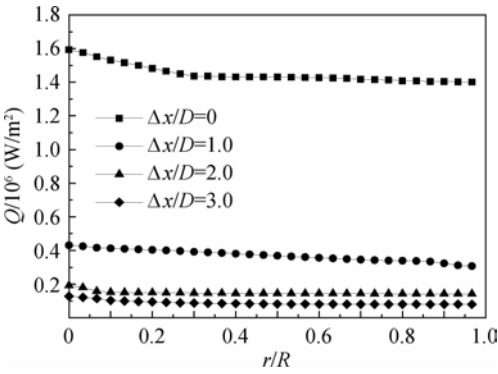


图 10 模型内部壁面径向热流密度分布随多孔长度变化

Fig. 10 Heat flux distribution along inner wall radial direction corresponding to variable porous lengths

缘壁面的热流密度有显著降低。在无量纲多孔区域长度 $\Delta x/D=1.0$ 时,模型实体前缘壁面平均热流密度值降低约为原始模型的 25%,但随着 $\Delta x/D$ 的增加,降低程度并不显著。说明随着多孔区域的长度增加至某一特定值时,模型内部实体壁面气动压缩效应减小趋于稳定,相应地,内部实体壁面气动加热热流密度也不再显著改变。

3.4 多孔区域阻力特性对前缘热效应的影响

如前文所述,在高速流态下的泡沫材料的阻力特性通常采用 Darcy-Forchheimer 模型表述,Darcy 项 αV 表征骨架表面的流动切应力,与表观速度 V 呈线性关系;Forchheimer 项 ξV^2 表征骨架所产生的压差阻力,与表观速度 V 呈二次曲线关系^[21]。因此,泡沫材料的阻力特性主要取决于惯性阻力系数 ξ ,而 ξ 是由泡沫材料的结构参数决定,可视为泡沫材料自身的属性。这里主要研究在孔隙率保持为 0.95 的条件下,惯性阻力系数 ξ 变化对前缘热效应的影响。

目前,通过实验测量和数值模拟归纳的 Darcy-Forchheimer 压降公式多适用于低速不可压流态,仅有少数学者考虑了气流的压缩效应,归纳了覆盖流速范围较广的关联式^[22-24]。本文参考文献[23]经验关联式,初步推算出具有不同阻力特性系数 ξ 的泡沫样品所对应的参数(PPI, the number of pores per inch)。选取三种不同的样品,样品 1: $\alpha=10^7\text{ m}^{-2}$, $\xi=100\text{ m}^{-1}$ (5 PPI);样品 2: $\alpha=10^7\text{ m}^{-2}$, $\xi=400\text{ m}^{-1}$ (17 PPI);样品 3: $\alpha=10^7\text{ m}^{-2}$, $\xi=690\text{ m}^{-1}$ (29 PPI)。图 11(a)和图 11(b)为模拟工况下嵌入样品 1 和样品 3 材料时,前缘无量纲多孔区域长度 $\Delta x/D=3.0$ 对应的前缘温度分布。可看出随着多孔材料惯性阻力系数 ξ 的增加,激波脱离了前缘多孔区域,并且多孔区域内部的温度分布不再是从前至后递增的趋势,而是整体趋于一致。

惯性阻力系数的增加表示前缘泡沫材料中固体骨架的比例增加,即在孔隙率保持不变的条件

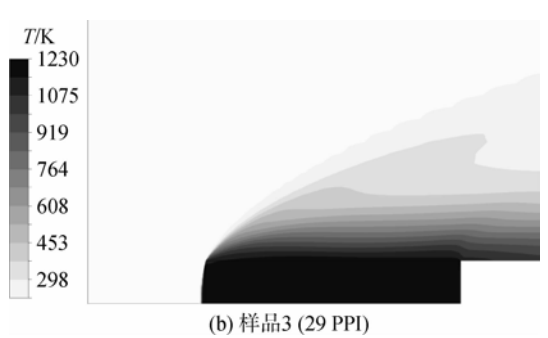


图 11 样品 1 和样品 3 前缘多孔区域温度场分布
Fig. 11 Temperature field of of frontal porous region corresponding to sample 1 and sample 3

下,单位长度 PPI 增加。高速气流进入样品 3 的多孔区域受到骨架的阻碍动能迅速降低,在同一位置沿径向逃逸的气流速度相比样品 1 也显著降低,气流的动能在多孔材料前端区域就大量转换为内部气动热,温升显著。图 12 给出了前端所嵌入的三种不同泡沫样品材料沿中轴线的温度分布。其中,样品 3 的模型多孔域整体气动热效应最强,自身所对应的激波阻力也最大(样品 1: $C_x/C_{x0}=0.708$,样品 3: $C_x/C_{x0}=0.937$)。

在给定模型所有壁面温度为 1000 K 的条件下,图 13 比较了嵌入三种多孔样品模型的内部壁面热流密度分布。其中前端嵌入惯性阻力系数较大的泡沫样品 3 内部壁面对应的热流密度值最小,而前端嵌入样品 1 的模型内壁面对应的热流密度最大。这说明,尽管嵌入惯性阻力系数较大的泡沫样品其内部整体会产生相对较强的气动热,但自身较大的阻力特性却降低了内壁面前端的气流压缩效应,略微减弱了由此产生的壁面温升梯度。

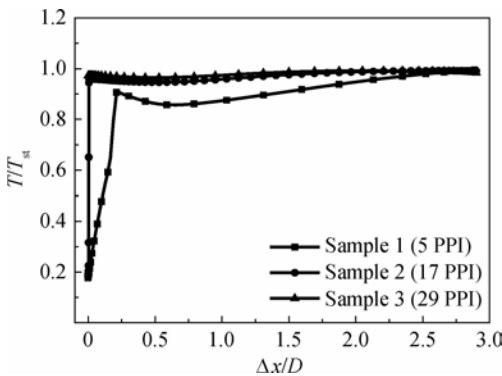
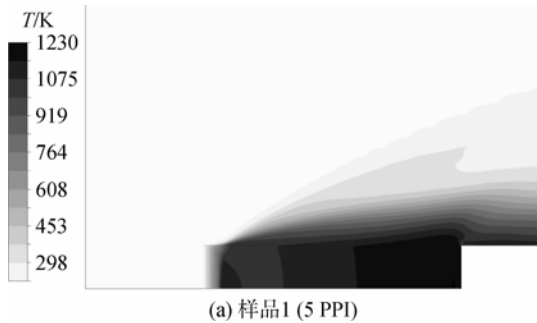


图 12 三种样品轴向温度分布
Fig. 12 Temperature distribution along axis of three samples



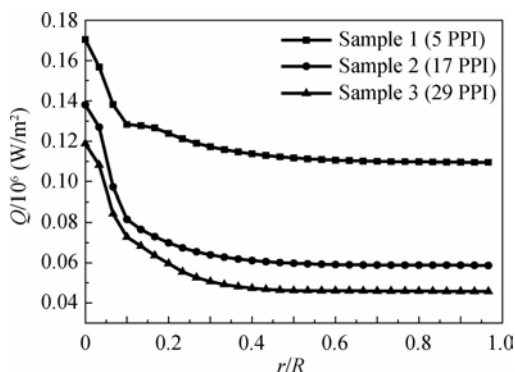


图13 模拟工况下三种样品内壁面径向热流密度分布
Fig. 13 Heat flux distribution of three samples along inner wall radial direction under simulation condition

4 结 论

本文基于 Ansys Fluent 平台,采用单区域结合分布阻力法数值模拟了给定工况下高速气流冲击柱状泡沫多孔体的稳态传热特性,分析了前缘多孔区域长度、惯性阻力特性等参数变化对模型整体激波阻力及前缘气动热效应的影响,初步得到以下主要结论:

1) 通过数值模拟发现,对于前缘为钝形体的高马赫数飞行器,在前缘安置有一定长度的泡沫多孔材料,不仅可以减小整体激波阻力,还可以大幅度降低前缘壁面气动加热热流密度。

2) 在本文的模拟工况下,沿流动轴线方向,刚进入多孔区域的气流与固体骨架间在较短的距离内(包括边缘区域和过渡区域, $\Delta x = 0.75D$)存在较大的换热温差;而在随后的主体稳定区域,流体和固体骨架温度趋于一致。

3) 选用前缘无量纲多孔区域长度 $\Delta x/D = 1.0 \sim 3.0$,孔隙率 $\phi = 0.95$,阻力特性 $\alpha = 0.2 \times 10^7 \text{ m}^{-2}$, $\xi = 200 \text{ m}^{-1}$ 的泡沫样品,模型整体的激波阻力和前缘壁面的热流密度均随着嵌入多孔长度的增加而逐渐降低。在 $\Delta x/D = 1.0$ 时,整体激波阻力降低至非安置多孔模型的 86.5%,热流密度降低至非安置多孔前缘壁面热流密度的约 25%。

4) 前缘多孔区域惯性阻力系数的减小会降低整体激波阻力,但却略微增加了气流对前缘壁面的气动加热热流密度。

由于高孔隙率泡沫材料在超声速绕流条件下的压降特性关联式还缺乏研究,本文参考已有的实验数据初步给出了多孔区域惯性阻力系数变化对前缘气动热效应的影响。基于孔隙尺度数值模拟研究孔隙率等结构参数的变化对前缘多孔区域

传热特性的影响是亟待开展的工作。

参考文献:

- [1] REDING J P, GUENTHER R A, RICHTER B J. Unsteady aerodynamic considerations in the design of a drag-reduction spike[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1977, 14(1): 54-60.
- [2] HUANG Wei, YAN Li, LIU Jun, et al. Drag and heat reduction mechanism in the combinational opposing jet and acoustic cavity concept for hypersonic vehicles[J]. Aerospace Science and Technology, 2015, 42: 407-414.
- [3] FOMIN V M, MIRONOV S G, SERDYUK K M. Reducing the wave drag of bodies in supersonic flows using porous materials[J]. Technical Physics Letters, 2009, 35(2): 117-119.
- [4] BEDAREV I A, MIRONOV S G, SERDYUK K M, et al. Physical and mathematical modeling of a supersonic flow around a cylinder with a porous insert[J]. Journal of Applied Mechanics and Technical Physics, 2011, 52(1): 9-17.
- [5] MIRONOV S G, MASLOV A A, POPLAVSKAYA T V, et al. Modeling of a supersonic flow around a cylinder with a gas-permeable porous insert[J]. Journal of Applied Mechanics and Technical Physics, 2015, 56(4): 549-557.
- [6] LIU Yuanqing, JIANG Peixue, JIN Shaoshan, et al. Transpiration cooling of a nose cone by various foreign gases[J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2016, 53(23/24): 5364-5372.
- [7] 张锡文, 李亨, 姚朝晖. 多孔介质/纯流体耦合区域内可压缩气体的流动[J]. 化工学报, 2003, 54(9): 1209-1214.
ZHANG Xiwen, LI Heng, YAO Zhaohui. Compressible gas flow in porous media/fluid coupled areas[J]. Journal of Chemical Industry and Engineering, 2003, 54(9): 1209-1214. (in Chinese)
- [8] 沈淳, 孙凤贤, 夏新林, 等. 局部多孔壁-内腔结构的气动加热瞬态特性[J]. 宇航学报, 2012, 33(8): 1006-1012.
SHEN Chun, SUN Fengxian, XIA Xinlin, et al. Transient characteristics of aerodynamically heating partial porous wall-inner cavity[J]. Journal of Astronautics, 2012, 33(8): 1006-1012. (in Chinese)
- [9] TAN Hua, PILLAI K M. Finite element implementation of stress-jump and stress-continuity conditions at porous-medium, clear-fluid interface[J]. Computers and Fluids, 2009, 38(6): 1118-1131.
- [10] YU Peng, ZENG Yan, LEE T S, et al. Steady flow around and through a permeable circular cylinder[J]. Computers and Fluids, 2011, 42(1): 1-12.
- [11] 安德森. 计算流体力学基础及其应用[M]. 吴松平, 刘赵森, 译. 北京: 机械工业出版社, 2007.
- [12] WU Zhiyong, CALIOT C, FLAMANT G, et al. Numerical simulation of convective heat transfer between air flow and ceramic foams to optimize volumetric solar air receiver performances[J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2011, 54(7/8): 1527-1537.
- [13] 陈学, 李洋, 夏新林, 等. 高温圆管内多孔介质耦合换热的

辐射作用[J]. 航空动力学报, 2016, 31(10): 2437-2442.

CHEN Xue, LI Yang, XIA Xinlin, et al. Effects of radiation on the coupled heat transfer in a high temperature tube filled with porous media[J]. Journal of Aerospace Power, 2016, 31(10): 2437-2442. (in Chinese)

[14] MODEST M. Radiative heat transfer[M]. 2nd ed. San Diego: Academic Press, 2003.

[15] 余其铮. 辐射换热原理[M]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学出版社, 2000.

[16] LORETZ M, COQUARD R, BAILLIS D, et al. Metallic foams: radiative properties/comparison between different models[J]. Journal of Quantitative Spectroscopy and Radiative Transfer, 2008, 109(1): 16-27.

[17] MENTER F R. Two-equation eddy-viscosity turbulence models for engineering applications [J]. AIAA Journal, 1994, 32(8): 1598-1605.

[18] EDWARDS J R, LIOU M S. Low-diffusion flux-splitting methods for flows at all speed[J]. AIAA Journal, 1998, 36(9): 1610-1617.

[19] LIOU M S. A sequel to AUSM: Part II AUSM+ -up for all speeds[J]. Journal of Computational Physics, 2006, 214(1): 137-170.

[20] DECHAUMPHAI P, THORNTON E A, WIETINGA R. Flow-thermal-structural study of aerodynamically heated leading edges[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1989, 26(4): 201-209.

[21] DE SCHAMPHELEIRE S, DE KERPEL K, AMEEL B, et al. A discussion on the interpretation of the Darcy equation in case of open-cell metal foam based on numerical simulations[J]. Materials, 2016, 9(6): 409. 1-409. 15.

[22] MOREIRA E A, INNOCENTINI M D M, COURY J R. Permeability of ceramic foams to compressible and incompressible flow[J]. Journal of the European Ceramic Society, 2004, 24(10): 3209-3218.

[23] BONNET J P, TOPIN F, TADRIST L. Flow laws in metal foams: compressibility and pore size effects[J]. Transport Porous Media, 2008, 73(2): 233-254.

[24] MIRONOV S G, KOLOTILOV V A, MASLOV A A. An experimental study of filtration characteristics of highly porous cellular materials[J]. Thermophysics and Aeromechanics, 2015, 5(22): 575-583.

(编辑: 陈 越)