

高超声速流动与换热数值仿真研究

王强, 徐涛, 姚永涛

Numerical Study on Hypersonic Flow and Aerodynamic Heating

WANG Qiang, XU Tao, and YAO Yongtao

在线阅读 View online: <https://doi.org/10.21656/1000-0887.420346>

您可能感兴趣的其他文章

Articles you may be interested in

一种改进的Roe格式及其稳定性分析

A Modified Roe Scheme and Stability Analysis

应用数学和力学. 2020, 41(10): 1110–1124 <https://doi.org/10.21656/1000-0887.400388>

柔性圆柱形微管道内的电动流动及传热研究

Electrokinetic Flow and Heat Transfer in Soft Microtubes

应用数学和力学. 2019, 40(4): 408–418 <https://doi.org/10.21656/1000-0887.390155>

眼内房水流动的数值研究

Numerical Study of Aqueous Humor Flow in Human Eyes

应用数学和力学. 2021, 42(2): 151–161 <https://doi.org/10.21656/1000-0887.410113>

电渗流中传热传质过程与熵的分析

Analysis of the Heat and Mass Transfer Process and Entropy in Electroosmotic Flow

应用数学和力学. 2017, 38(3): 310–320 <https://doi.org/10.21656/1000-0887.370182>

旋转流动的低模分析及仿真研究

Low-Dimensional Analysis and Numerical Simulation of Rotating Flow

应用数学和力学. 2017, 38(7): 794–806 <https://doi.org/10.21656/1000-0887.360342>

基于Monte-Carlo随机有限元方法的随机边界条件下自然对流换热不确定性研究

Uncertainty Research of Natural Convection Heat Transfer Under Stochastic Boundary Condition Based on the Monte-Carlo Stochastic Finite Element Method

应用数学和力学. 2017, 38(5): 581–593 <https://doi.org/10.21656/1000-0887.370224>



关注微信公众号, 获得更多资讯信息

高超声速流动与换热数值仿真研究*

王 强¹, 徐 涛¹, 姚永涛²

(1. 中北大学 能源动力工程学院, 太原 030051;
2. 特种环境复合材料技术国家级重点实验室, 哈尔滨 150001)

摘要: 基于有限差分法开发了高超声速流动与换热问题气热耦合仿真求解器, 运用该求解器对三种典型高超声速流动与换热问题开展了仿真研究, 得到了相应的气动参数、热流密度分布。高超声速后台阶的存在使表面气动参数、热流分布不再连续; 随着缝深的提高, 缝隙局部流速迅速降低, 对流换热效应减弱; 高超声速无限长圆管绕流中, 边界层外部区域气动参数随时间变化不大, 边界层内存在较大的温度梯度, 壁面温度随时间升高。三个算例的仿真结果均与试验测量值进行了对比, 验证了所开发的求解器的计算能力。

关键词: 高超声速流动; 气动热; 后台阶; 缝隙; 非定常; 气热耦合

中图分类号: V411 **文献标志码:** A **DOI:** 10.21656/1000-0887.420346

Numerical Study on Hypersonic Flow and Aerodynamic Heating

WANG Qiang¹, XU Tao¹, YAO Yongtao²

(1. School of Energy and Powering Engineering, North University of China, Taiyuan 030051, P.R.China;

2. National Key Laboratory of Science and Technology on Advanced Composites in Special Environments, Harbin 150001, P.R.China)

Abstract: A finite-difference unsteady coupled heat transfer solver was developed. This solver was utilized to simulate the hypersonic flow over a backward-facing step with a transverse gap, and the unsteady thermal conduction in an infinite circular pipe. The backward-facing step leads to local dramatically changing distributions of aerodynamic parameters and wall heat fluxes. The gas flow in the gap decelerates rapidly along with the increase of the gap depth, and there is rather weak convective heat transfer at the bottom of the gap. In the case of hypersonic flow around the infinitely long circular pipe, there exists large temperature gradient in the boundary layer, and the wall temperature increases with time, otherwise the aerodynamic parameters outside the boundary layer change quite slightly. The predicted results are in good agreement with the tested data. The comparison between numerical simulation results and tested data verifies the calculation ability of the developed solver.

Key words: hypersonic flow; aerodynamic heating; backward-facing step; gap flow; unsteady; coupled heat transfer

引 言

高超声速飞行器是 21 世纪航空航天的一个主要发展方向, 其总体技术涵盖气动力与气动热数值模拟、一体化设计、多学科优化设计、热防护与热管理技术等方面^[1]。气动热效应显著是高超声速飞行器的重要特征, 准确预测飞行器的气动力与热载荷是进行气动设计、热防护系统设计的前提。高超声速飞行器表面通常存在

* 收稿日期: 2021-11-15; 修订日期: 2022-04-13

作者简介: 王强(1982—), 男, 副教授, 博士, 硕士生导师(通讯作者。E-mail: qwang@nuc.edu.cn)。

引用格式: 王强, 徐涛, 姚永涛. 高超声速流动与换热数值仿真研究[J]. 应用数学和力学, 2022, 43(10): 1105-1112.

缝隙,如隔热瓦之间、控制舵与机体之间;由于安装、局部受热不均等影响,隔热瓦之间还存在一定的阶差.在飞行过程中,高速气流会流入隔热瓦缝隙中,导致隔热瓦表面的流动特性与传热方式发生变化^[2],阶差使隔热瓦表面的流动与换热情况进一步复杂化.此外飞行器头部一般为钝体结构,在高超声速来流作用下,局部气动热现象严重,准确预测该区域温度分布对飞行器的设计至关重要.

Hinderks等^[3]采用弱耦合方法实现了自编程序TAU以及商业求解器ANSYS的耦合,进行了缝隙流动、隔热瓦传热以及热变形的气-热-弹耦合仿真分析,其研究揭示了缝隙内的旋涡结构,同时由于隔热瓦热变形的缘故,缝隙几何形状会发生变化,进而影响缝隙内壁面的热流密度分布.应用多场耦合技术,沈淳等^[4]研究了缝隙-腔体密封结构在高速气流冲击下的整体流动、传热特征;殷超等^[5]采用FLUENT商业求解器对高超声速飞行器缝隙流动传热问题开展了数值仿真,研究了不同状态参数对缝隙流动与传热的影响.邱波等^[2]进行了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,对缝隙表面热流分布、缝隙内流动状况等进行了较系统的研究.

聂涛等^[6]采用有限体积法与有限元法分别求解了非定常Navier-Stokes方程与非稳态导热方程,基于准稳态假设对固体结构问题进行了分析,实现了高超声速飞行器前缘流固耦合的计算.基于热流计算的可靠性问题,李邦明等^[7]研究了高超声速飞行器前驻点热流数值模拟的物理准则.张昊元等^[8]对一种开缝前缘的简化模型进行了数值仿真,研究了缝隙诱导形成的三维旋涡的空间分布特征和旋涡运动对物面气动加热的影响规律,发现缝隙内主旋涡的再附导致了侧壁存在“非常规”的高热流区.

针对高超声速流动与换热问题,本课题组基于有限差分法开发了仿真求解器,并将该求解器分别用于高超声速台阶、缝隙流动以及非定常钝体绕流与换热问题的仿真求解,分析其流动与传热特点,并对求解器的计算能力进行了验证.

1 数学物理模型

任意曲线坐标系下,引入预处理技术的守恒变量形式的无量纲 Reynolds 平均 Navier-Stokes (Reynolds averaged Navier-Stokes, RANS) 方程为

$$\frac{\partial \mathbf{Q}}{\partial t} + \frac{\partial \mathbf{E}}{\partial \xi} + \frac{\partial \mathbf{F}}{\partial \eta} + \frac{\partial \mathbf{G}}{\partial \zeta} = \frac{\partial \mathbf{E}_v}{\partial \xi} + \frac{\partial \mathbf{F}_v}{\partial \eta} + \frac{\partial \mathbf{G}_v}{\partial \zeta}, \quad (1)$$

其中 $\mathbf{Q} = J \cdot (\rho \rho u \rho v \rho w e)$, ρ 为密度, u, v, w 为速度矢量在直角坐标系下的三个分量; $\mathbf{E}, \mathbf{F}, \mathbf{G}$ 和 $\mathbf{E}_v, \mathbf{F}_v, \mathbf{G}_v$ 分别为曲线坐标系的无黏通量与黏性通量; t 为时间; ξ, η, ζ 为自然曲线坐标系的坐标分量. 方程中的无黏通量采用AUSM+ - up格式^[9]离散,该差分格式为AUSM类差分格式最新发展的类型,该格式在构造过程中,考虑了低Mach数效应的影响,可以应用于全速域流动的仿真计算,具有扩展性好的优点;黏性通量采用中心差分格式离散.采用 $q-\omega$ 低Reynolds数二方程模型^[10]对RANS方程进行封闭,该模型本质上是一种低Reynolds数湍流模型,在壁面网格满足要求的条件下,不需要壁面函数,对边界层流动的预测精度较高,同时该模型对高超声速流动预测也较令人满意.采用预处理技术提高求解器对不同流域流动问题的求解能力^[11],离散后的代数方程组采用目前在计算流体力学领域广泛应用的LU-SGS隐式方法^[12]求解.

固体导热微分方程为

$$\frac{\partial(\rho C T)}{\partial t} = \nabla \cdot (\lambda \nabla T), \quad (2)$$

其中 C 为固体比热容, T 为温度, λ 为固体导热系数. 由于导热的扩散性质,在计算中采用中心差分离散,并采用Douglas-Rachford(D-R)交替隐式迭代法^[13]求解离散后的固体导热代数方程组.

对气热耦合仿真需要保证交接面处流固两侧壁温 T_w 相同,热流密度 q_w 连续,即涉及到热流密度计算,本文采用直接耦合方法实现流体与固体交界面处的数据传递,该方法避免了热流密度 q_w 的计算,通过流固两侧单元的温度、两侧网格单元距离交接面的距离 Δn 计算壁面温度,易于数据传递的实施,流固耦合交接面上温度计算如下:

$$T_w = \frac{(\lambda_s/\lambda_f) \cdot (\Delta n_f/\Delta n_s) T_s + T_f}{1 + (\lambda_s/\lambda_f) \cdot (\Delta n_f/\Delta n_s)} \quad (3)$$

非定常气热耦合计算包括流动控制方程以及固体导热方程的非定常计算, 必须要考虑到流场以及固体温度场的时间同步推进. 在计算中, 对流动控制方程, 采用双时间步法^[14]实现非定常隐式求解; 对非定常固体导热方程, 将 D-R 隐式迭代法中的时间替换成物理时间, 进行显式推进; 考虑到气动加热问题的强耦合属性, 为了保证计算的精度, 在计算中对两个物理场采用统一的物理时间步长.

在定常计算中, 当参数的平均残差小于 10^{-4} 或残差趋于水平后, 即终止迭代; 对非定常计算, 当迭代物理时间达到总的物理时间后计算终止.

2 高超声速流动与换热数值仿真

2.1 高超声速后台阶流动与换热

采用与 Grotowsky 与 Ballmann 相同的后台阶算例^[15]进行后台阶流动与传热的验证, 该算例试验数据来自于 Jesson 等^[16]的研究, 该算例文献中的模型如图 1 所示.

来流条件为: Mach 数 7.898, 温度 122.0 K, 压强 613 Pa, Reynolds 数 3.716×10^6 , 攻角 -15° . 台阶高度 H 为 6 mm、入口段长度 L 为 50 mm、出口位于台阶下游 120 mm 处, 计算中设置为超音速出口. 计算中壁面温度设置为 300 K. 出于对比目的, 壁面第一层网格单元距离为 1.0×10^{-5} m, 与文献 [15] 保持一致. 网格单元数为 26496 个, 与文献接近(25836 个), 计算网格如图 2 所示.

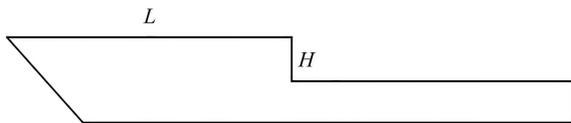


图 1 后台阶算例模型尺寸

Fig. 1 Geometry of the back-step model

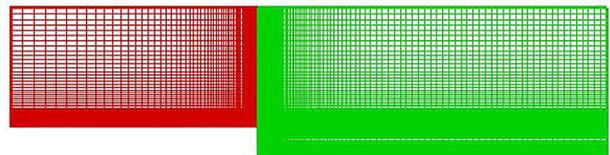


图 2 高超声速后台阶流动计算网格

Fig. 2 The computational mesh for hypersonic flow over backward facing step

图 3 给出了预测的密度等值线图, 图中参数用参考值 0.01251 kg/m^3 进行无量纲化处理. 以 -15° 攻角流经过入口段, 由于流动面积突变, 在入口段最前方产生一道斜激波, 气体流过斜激波, 由于流动突扩, 后台阶位置拐点处形成膨胀波系, 同时流动分流在拐角形成漩涡流动, 气流在台阶下游, $x \approx 82 \text{ mm}$ 处(文献给出的位置为 81.87 mm)再附, 并在该位置处产生一道再附激波.

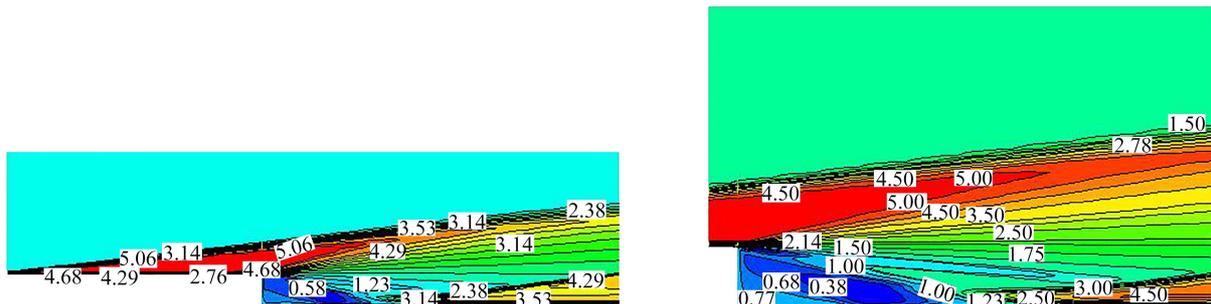


图 3 计算得到的密度等值线图

Fig. 3 Predicted density contours

注 为了解释图中的颜色, 读者可以参考本文的电子网页版本, 后同.

气动力与气动热是高超声速飞行器设计的重要参数, 图 4、图 5 分别给出了本程序预测的壁面压力与壁面热流参数, 并与文献中的计算结果、试验结果进行了对比. 在后台阶拐点之后, 出现膨胀波系, 加速流动导致局部的压强、密度等参数骤降, 壁面压力值降低约 70%, 直到再附点附近, 强压缩流动导致局部流动参数急剧提升, 与再附激波前压强值相比, 约增加 2 倍. 与压强变化相比, 壁面热流密度变化具有相同的趋势, 但是变化

的程度更大,从试验结果来看,台阶拐点前后、再附激波前后等区域热流密度值变化均在 10 倍以上.从对比结果来看,在后台阶角点之前的入口段、分离流动再附之后的区域,本程序计算的壁面压力与试验结果、文献计算结果吻合较好,误差约 9.6%,在 10% 以内;但是台阶角点后、再附点之前的区域($50\text{ mm} < x < 80\text{ mm}$)内,文献计算结果和本程序结果均与试验值存在较大的误差,该区域的预测也是目前湍流模型研究的一个难点问题,但是程序计算结果与文献结果相比,误差在 10% 以内.从热流分布结果来看,本程序计算的热流较文献计算结果更接近于试验结果,在 $50\text{ mm} < x < 80\text{ mm}$ 区域内,预测的热流与试验值吻合很好,误差在 5% 之内,较大的误差出现在再附激波以后的区域,该区域的文献结果与本程序预测结果均低于试验值,但是本程序预测结果更接近于试验值,但最大误差仍然超过了 25%,热流密度预测的精度对现有程序来说仍然是一个严峻的挑战.

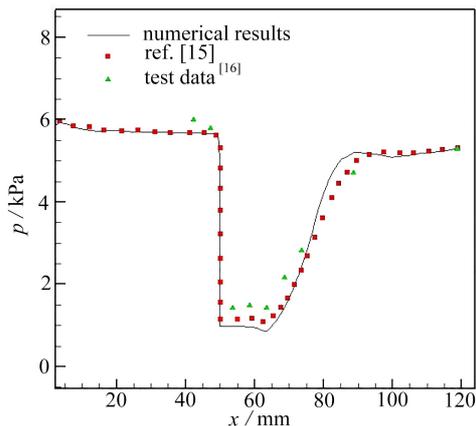


图4 壁面压力分布

Fig. 4 Distribution of the wall pressure

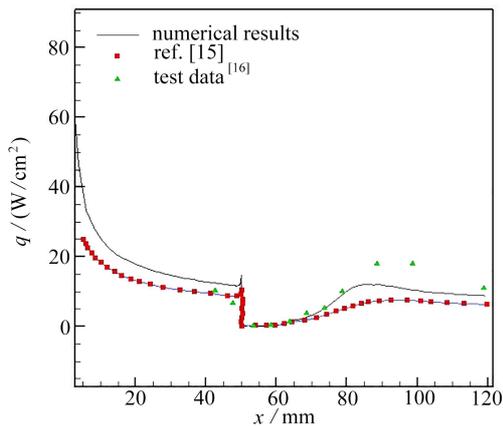


图5 壁面热流分布

Fig. 5 Distribution of the wall heat flux

2.2 高超声速缝隙流动与换热

以 Allan 的缝隙流动与换热试验^[17]为计算方案,验证程序对高超声速缝隙流动与换热的预测能力.缝隙几何参数如图 6 所示,缝隙的宽深比为 0.383.来流参数为: Mach 数 6.94, Reynolds 数 7.45×10^6 ,压强 3 527 Pa,温度 154.6 K,攻角 0° ;出口设置为超音速出口,壁温设置为 300 K.

研究表明^[18],计算网格对热流密度预测精度影响极大,第一层网格单元的网格 Reynolds 数 Re_c 保持在 8 左右时可以保证计算的收敛性以及热流的准确性, $Re_c = Re_\infty \times \Delta n$,其中 Re_∞ 与 Δn 分别表示来流 Mach 数与壁面第一层网格至壁面距离;在计算中,采用如图 7 所示的拓扑结构进行网格划分,壁面网格第一层单元距离壁面距离保持 $1.0 \times 10^{-6}\text{ m}$,网格增长率设置为 1.1,最终网格单元数目为 142 256 个.

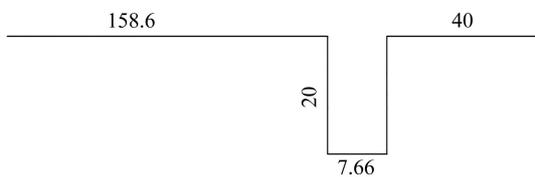


图6 缝隙几何参数(单位: mm)

Fig. 6 The gap geometry (unit: mm)

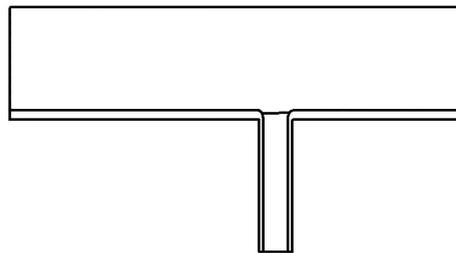


图7 缝隙流动网格拓扑结构示意图

Fig. 7 The mesh topology for the hypersonic gap flow

如图 8 所示,缝隙入口段上方区域存在一个漩涡,在该漩涡的诱导作用下,缝隙下方区域又形成两个强度较弱的漩涡,该分布符合试验测量的结果.图 9 为缝隙中心线上流向速度沿缝深变化的曲线,横坐标 x 表示距离缝隙入口的距离,即缝隙局部深度,该距离采用缝深参数 d 做无量纲化,纵坐标表示流向速度.从图中可以看出:与缝隙内漩涡分布相对应,流动速度存在波动,在顶部区域速度波动较大,从 170 m/s 迅速降至 -60 m/s ,但是在 x/d 约 0.5 左右,流动速度的波动已经很小,不超过 10 m/s 量级,随着深度的增加,速度波动趋向于 0,

对流换热对该区域的影响已经很小, 传热以导热方式为主。

图 10 对比了计算得到的缝隙后壁面热流分布, 横坐标定义与图 9 相同, 纵坐标表示壁面热流, 采用该位置无缝隙时平板的热流 q_{ref} 做无量纲化。从图中可以看出, 由于缝隙顶部存在强剪切流动, 对流换热效应显著, 局部热流密度较大, 随着缝深的增加, 对流换热效用逐渐减弱, 局部热流密度迅速降低; 预测的壁面热流与试验测量值的最大误差约为 14%。

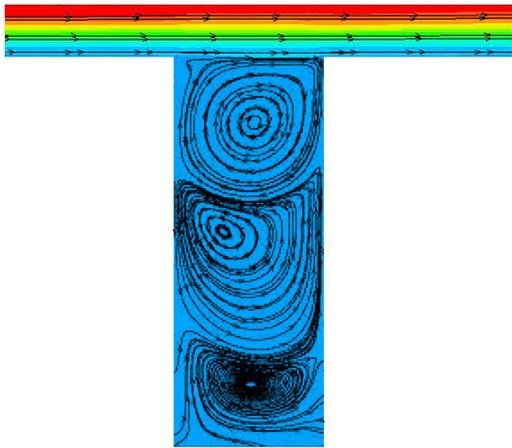


图 8 缝隙内流线

Fig. 8 Streamlines in the gap

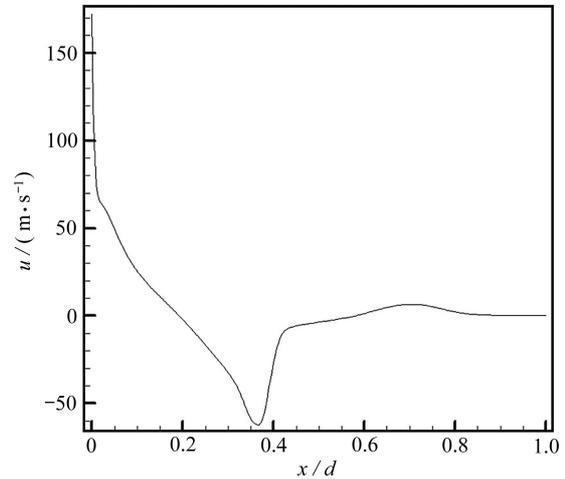


图 9 缝隙中线流向速度沿缝深变化

Fig. 9 The velocity distribution along the gap central line

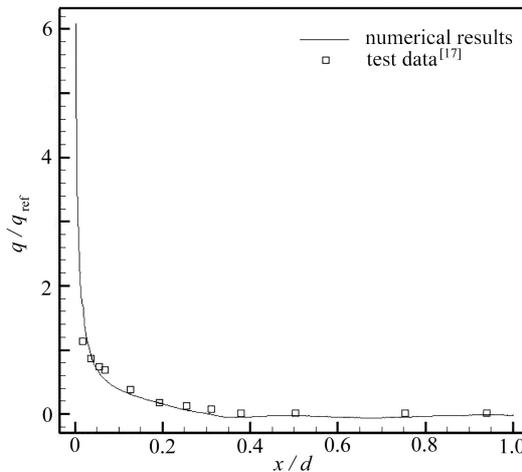


图 10 缝隙后壁面热流分布

Fig. 10 The heat flux on the rear surface of the gap

2.3 无限长圆管高超声速绕流非定常流动与传热

采用与 Dechaumphai 等^[19]、李佳伟等^[20]的研究中相同的计算算例, 来流参数为^[21]: Mach 数 6.47, 压强 648.1 Pa, 温度 241.5 K, Reynolds 数 1.22×10^5 , 攻角 0° , 圆管导热系数与密度参数按照不锈钢材料进行选取。圆管的内外半径分别为 25.4 mm 和 38.1 mm。采用结构化网格离散计算域, 流体区域壁面第一层网格离开壁面距离设置为 1.0×10^{-5} m, 网格增长率设置为 1.1; 固体区域沿着径向均匀分布; 最终流体与固体部分网格单元数目分别为 64×168 , 32×168 ; 计算网格如图 11 所示。

首先对流体域进行定常计算, 计算中设置固体温度恒定为 294.4 K, 收敛后流场参数以及恒定固体温度 294.4 K 作为非定常气热耦合计算的初始条件。模拟飞行时间为 2 s, 由于时间较短, 圆管内壁面与气体对流引起的热量交换还比较弱, 故在计算中将内壁面设置为绝热壁面。文献 [20] 的非定常耦合计算对本算例统一采用 1.0×10^{-3} s 的物理时间步长隐式推进, 由于本文在固体域采用显式推进, 考虑到推进的稳定性, 流场与固体温度场

统一采用 1.0×10^{-5} s 的物理时间步长推进求解。

图 12 为非定常气热耦合计算得到的对称线上不同时刻的温度分布曲线。程序预测的激波厚度约为 2 mm, 在激波内, 流体温度从来流值 241.5 K 迅速增加到 2 100 K 量级, 并对固体进行加热。从曲线图来看, 温度边界层厚度约为 1 mm; 在边界层以外区域, 不同时刻预测的温度分布差异很小, 在边界层内, 温度梯度很大, 固体表面(对应驻点区域)温度从初始温度 294.4 K 增加至 390.8 K, 而试验测得的 2 s 时刻驻点处温度为 388.72 K, 误差不超过 0.53%, 说明得到的固体温度结果是可信的。

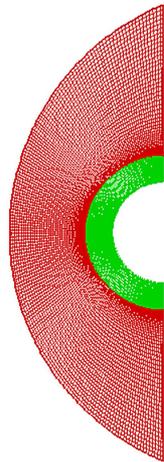


图 11 无限长圆管高超声速绕流计算网格

Fig. 11 Computational grids for the unsteady coupled heat transfer simulation of hypersonic flow over infinite-length pipe

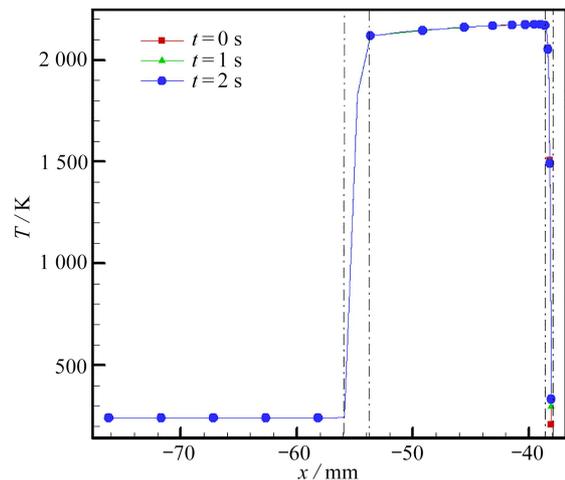


图 12 对称线上温度分布

Fig. 12 The temperature distribution along the centerline of the cylinder

图 13、图 14 给出了在 $t=0$ s 时刻流体壁面热流密度与压力分布曲线(均采用驻点处参数做归一化处理), 可以看出所开发的计算程序得到的计算结果与试验值吻合程度较好, 所得到的流场结果与热流结果是可信的; 同时计算得到的 $t=0$ s 时刻的驻点热流密度为 68.4 W/cm^2 , 试验值为 69 W/cm^2 , 误差不超过 1%。

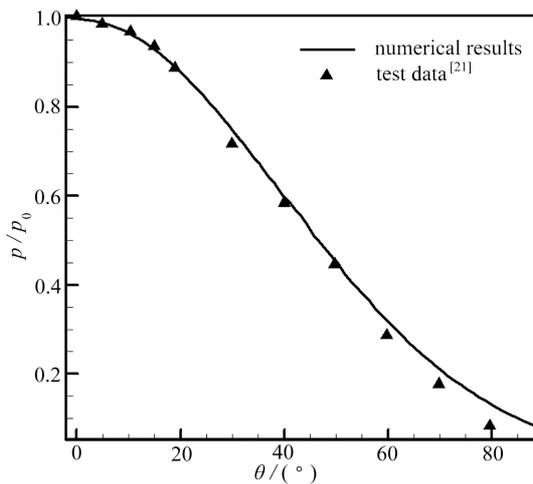


图 13 $t=0$ s 时刻, 流固交界面压力分布

Fig. 13 The pressure on the fluid-solid interface at $t=0$ s

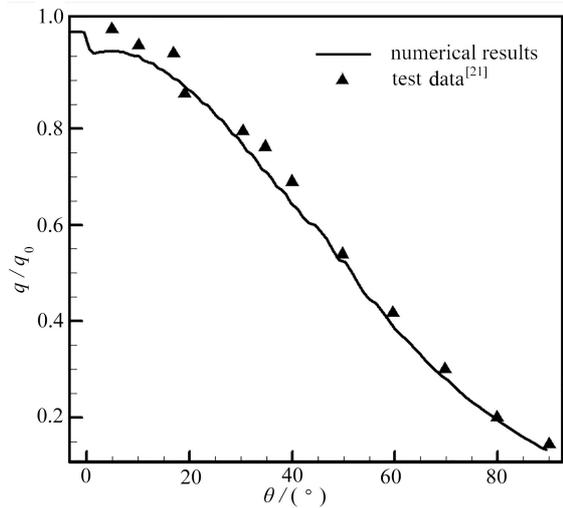


图 14 $t=0$ s 时刻, 流固交界面热流密度分布

Fig. 14 The heat flux density on the fluid-solid interface at $t=0$ s

3 结 论

笔者基于有限差分法开发了高超声速流动与换热气热耦合求解器, 运用该求解器分别对三个典型的高超声速流动与换热算例进行数值仿真, 并将计算结果与试验值进行了对比, 得到如下结论:

- 1) 以负攻角流过后台阶, 在台阶拐点处形成膨胀波, 台阶下游附近存在漩涡流动, 气体压强、温度等参数

降低, 热流密度强度减弱, 流动再附后形成再附激波, 局部压强、温度提高, 热流密度骤升。

2) 高超声速气流流过缝隙后, 在缝隙入口处存在强烈的剪切运动, 在顶部漩涡诱导作用下, 缝隙底部也存在漩涡流动, 但随着缝深的增加, 局部流动速度减小, 对流换热效应减弱。

3) 高超声速气流在钝体前方形成脱体激波, 激波后气体温度迅速增加; 流场内边界层外气动参数随时间变化差异很小, 温度边界层内存在较大的温度梯度, 壁面温度随时间持续升高。

4) 三个算例仿真得到的气动参数、壁面热流密度的分布与试验测量结果吻合得较好, 本文开发的仿真求解器计算能力得到一定的验证; 由于激波与附面层的相互干扰, 后台阶流动再附激波下游区域得到的热流密度偏离实验较大, 热流密度的预测精度有待提高。

致谢 本文作者衷心感谢“特种环境复合材料技术国家级重点实验室”基金(JCKYS2019603C003)对本文的资助。

参考文献(References):

- [1] 蔡国彪, 徐大军. 高超声速飞行器技术[M]. 北京: 科学出版社, 2012: 32. (CAI Guobiao, XU Dajun. *Hypersonic Vehicle Technology*[M]. Beijing: Science Press, 2012: 32. (in Chinese))
- [2] 邱波, 国义军, 张昊元, 等. 来流参数对隔热瓦横缝旋涡结构及热环境的影响[J]. 航空学报, 2016, **37**(3): 761-770. (QIU Bo, GUO Yijun, ZHANG Haoyuan, et al. Free stream parameters' effects on vortexes and aerodynamic heating environment in thermal protection tile transverse gaps[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2016, **37**(3): 761-770.(in Chinese))
- [3] HINDERKS M, RADESPIEL R. Investigation of hypersonic gap flow of a reentry nose cap with consideration of fluid structure interaction[C]//*Proceedings of AIAA Aerospace Sciences Meeting & Exhibit*. Reno, Nevada: AIAA, 2006.
- [4] 沈淳, 夏新林, 曹占伟, 等. 缝隙-腔体密封结构在高速气流冲击下的整体流动、传热特性分析[J]. 航空学报, 2012, **33**(1): 34-43. (SHEN Chun, XIA Xinlin, CAO Zhanwei, et al. Analysis of flow and heat characteristics of seal structure with gap and cavity under the impact of high speed airflow[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2012, **33**(1): 34-43.(in Chinese))
- [5] 殷超, 张军, 梁天, 等. 高超飞行器舵缝隙气动热环境数值模拟研究[C]//中国力学大会. 杭州: 中国力学学会, 2019. (YIN Chao, ZHANG Jun, LIANG Tian, et al. Numerical simulation study on aerodynamic thermal environment of hypersonic aircraft rudder gap[C]//*Proceedings of Chinese Congress of Theoretical and Applied Mechanics*. Hangzhou: The Chinese Society of Theoretical and Applied Mechanics, 2019. (in Chinese))
- [6] 聂涛, 刘伟强. 高超声速飞行器前缘流固耦合计算方法研究[J]. 物理学报, 2012, **61**(18): 184401. (NIE Tao, LIU Weiqiang. Study of coupled fluid and solid for a hypersonic leading edge[J]. *Acta Physica Sinica*, 2012, **61**(18): 184401.(in Chinese))
- [7] 李邦明, 鲍麟, 童秉纲. 高超声速飞行器前驻点热流数值模拟的物理准则研究[J]. 应用数学和力学, 2010, **31**(7): 801-811. (LI Bangming, BAO Lin, TONG Binggang. Physical criterion study on forward stagnation point heat flux CFD computations at hypersonic speeds[J]. *Applied Mathematics and Mechanics*, 2010, **31**(7): 801-811.(in Chinese))
- [8] 张昊元, 宗文刚, 桂业伟. 高超声速飞行器前缘缝隙流动数值模拟研究[J]. 宇航学报, 2014, **35**(8): 893-900. (ZHANG Haoyuan, ZONG Wengang, GUI Yewei. Numerical investigation of flow in leading-edge gap of hypersonic vehicle[J]. *Journal of Astronautics*, 2014, **35**(8): 893-900.(in Chinese))
- [9] LIOU M S. A sequel to AUSM, part II: AUSM + -up for all speeds[J]. *Journal of Computational Physics*, 2006, **214**(1): 137-170.
- [10] COAKLEY T J. Turbulence modeling methods for the compressible Navier-Stokes equations[C]//*Proceedings of 16th Fluid and Plasma Dynamics Conference*. Danvers, Massachusetts: AIAA, 1983.
- [11] 王强, 姜澎. 一种全速域的计算方法及其应用[J]. 应用数学和力学, 2016, **37**(6): 567-573. (WANG Qiang, JIANG Peng. A modified numerical method for arbitrary Mach number flows based on the preconditioning technique[J].

- Applied Mathematics and Mechanics*, 2016, **37**(6): 567-573.(in Chinese))
- [12] JAMESON A, YOON S. Lower-upper implicit schemes with multiple grids for the Euler equation[J]. *AIAA Journal*, 1987, **25**(7): 929-935.
- [13] 李荣华, 冯果忱. 微分方程数值解法[M]. 北京: 高等教育出版社, 1995: 330-332. (LI Ronghua, FENG Guoshen. *Differential Equation Numerical Resolution*[M]. Beijing: Higher Education Press, 1995: 330-332. (in Chinese))
- [14] ANTONY J. Time dependent calculations using multigrid with application to unsteady flows past airfoils and wings[C]//*Proceedings of 10th Computational Fluid Dynamics Conference*. Honolulu, HI: AIAA, 1991.
- [15] GROTHOWSKY I M G, BALLMANN J. Numerical investigation of hypersonic step-flows[J]. *Shock Waves*, 2000, **10**: 57-72.
- [16] JESSON C, VETTER M, GRÖNIG H. Experimental studies in the Aachen hypersonic shock tunnel[J]. *Zeitschrift für Flugwissenschaften und Weltraumforschung*, 1993, **17**(2): 73-81.
- [17] ALLAN R W. Experimental investigation of heat transfer distributions in deep cavities in hypersonic separated flow: NASA-TN-5908[R]. Washington DC: NASA, 1970.
- [18] 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))
- [19] DECHAUMPHAI P, THORNTON E A, WIETING A R. Flow-thermal-structural study of aerodynamically heated leading edges: AIAA paper88-2245[R]. 1988.
- [20] 李佳伟, 王江峰, 杨天鹏, 等. 高超声速飞行器前缘热-流-固一体化计算[J]. 国防科技大学学报, 2018, **40**(6): 9-16. (LI Jiawei, WANG Jiangfeng, YANG Tianpeng, et al. Fluid-thermal-structural study of integrated algorithm for aerodynamically hypersonic heated leading edges[J]. *Journal of National University of Defense Technology*, 2018, **40**(6): 9-16.(in Chinese))
- [21] WIETING A R, HOLDEN M S. Experimental study of shock wave interference heating on cylindrical leading edge at Mach 6 and 8[C]// *AIAA, 22nd Thermophysics Conference*. 1987.