

## 航空航天装备

## 气动加热对流换热系数随壁温变化研究

刘拓, 李若白, 任智毅, 岳岩松, 郝予琛, 许泉, 陈俊铭\*

(上海机电工程研究所, 上海 201109)

**摘要:** **目的** 获得更加精确的飞行器气动加热计算结果, 开展气动加热过程中随壁面温度升高的对流换热系数研究。**方法** 以典型的圆柱前缘气动加热过程为对象, 采用流动/传热紧耦合方法模拟该物理过程, 研究对流换热系数随壁面温度升高 (294.4~1 100 K) 的变化情况, 并与稳态冷壁计算结果进行对比。**结果** 随着壁面温度升高, 对流换热系数先骤降至最低值, 随后迅速增大, 最后变化趋于平缓, 其最大变化率为-8.8%, 变化率最大值出现在壁温为 300~340 K 时, 远离驻点变化率呈减小趋势。与流动/传热紧耦合方法相比, 稳态计算的冷壁对流换热系数普遍偏高, 其最大误差为 11.2%。**结论** 随着壁面温度升高, 对流换热系数出现较大变化, 以固定冷壁对流换热系数进行温度计算时需要考虑修正。

**关键词:** 气动加热; 壁面温度; 冷壁热流; 流动/传热耦合; 对流换热系数; 温度响应

中图分类号: V411.3

文献标志码: A

文章编号: 1672-9242(2025)05-0084-08

DOI: 10.7643/issn.1672-9242.2025.05.012

Variation of Convective Heat Transfer Coefficient with Wall Temperature  
in Aerodynamics Heating

LIU Tuo, LI Ruobai, REN Zhiyi, YUE Yansong, HAO Yuchen, XU Quan, CHEN Junming\*

(Shanghai Electro-Mechanical Engineering Institute, Shanghai 201109, China)

**ABSTRACT:** The work aims to study the convective heat transfer coefficient during the heating process as the wall temperature increases to obtain more accurate results for the aerodynamic heating of vehicles. The flow/heat transfer coupled method was used to simulate the physical process of a typical cylindrical anterior flange aerodynamic heating. The changes in the convective heat transfer coefficient as the wall temperature increased (from 294.4 K to 1 100 K) were investigated and compared with the steady-state cold wall calculation results. As the wall temperature increased, the convective heat transfer coefficient decreased dramatically, and then increased rapidly with the maximum change rate of -8.8%. The maximum change appeared when the wall temperature was 300-340 K, and the change away from the stagnation point tended to decrease. Compared with the flow/heat transfer coupling method, the maximum error of the cold wall heat transfer coefficient in the steady state was 11.2%. As the wall temperature increases, the convective heat transfer coefficient changes significantly. When calculating the tempera-

收稿日期: 2025-02-24; 修订日期: 2025-03-31

Received: 2025-02-24; Revised: 2025-03-31

基金项目: 国家重点研发计划 (2023YFB4605705); 国防基础科研计划项目 (JCKY2023XXX); 中国航天科技集团钱学森青年创新基金 (QXSCXJJ2023048)

Fund: National Key R&D Program of China (2023YFB4605705); National Defense Basic Research Projects (JCKY2023XXX); Tsien Hsue-shen Innovation Foundation for Young Scientists provided by China Aerospace Science and Technology Corporation (QXSCXJJ2023048)

引文格式: 刘拓, 李若白, 任智毅, 等. 气动加热对流换热系数随壁温变化研究[J]. 装备环境工程, 2025, 22(5): 84-91.

LIU Tuo, LI Ruobai, REN Zhiyi, et al. Variation of Convective Heat Transfer Coefficient with Wall Temperature in Aerodynamics Heating[J]. Equipment Environmental Engineering, 2025, 22(5): 84-91.

\*通信作者 (Corresponding author)

ture with a fixed cold wall convective heat transfer coefficient, it is necessary to consider correction.

**KEY WORDS:** aerodynamic heating; wall temperature; cold wall heat flux; flow/heat transfer coupling; convective heat transfer coefficient; thermal response

随着高速飞行器的快速发展, 气动加热问题变得日益突出, 需要对结构温度进行计算, 以指导热防护设计<sup>[1-6]</sup>。考虑到计算成本和时间, 目前工程上常用的气动加热结构温度计算方法为流动/传热单向耦合计算<sup>[7-9]</sup>。张成红等<sup>[10]</sup>研究了导弹气动热及结构温度的工程算法, 通过引入对流换热系数, 使用单向流动/传热耦合的方式先计算气动热, 再进行结构温度响应计算。这种方式计算效率非常高, 但是计算精度有待提高。流动/传热单向耦合计算方式将飞行器外表面设置为固定冷壁温度 (通常为 300 K) 进行纯流动计算, 以得到冷壁热流密度分布。同时, 结合壁面的恢复温度转化为对流换热系数, 通过冷壁对流换热系数和恢复温度在飞行器外表面施加第三类边界条件 (对流换热边界条件), 以进行结构传热计算<sup>[11-13]</sup>。在该计算过程中, 认为对流换热系数不受壁面温度变化的影响。实际上, 随着加热过程的进行, 壁面温度升高, 流体边界层内温度随之升高, 近壁面处流动状态发生变化, 表面对流换热系数随之发生改变<sup>[2,14-16]</sup>。这将导致表面的实时热壁热流计算出现误差, 从而影响到计算的结构温度时空分布。

通过紧耦合的方法可以较为精确地捕捉流场和结构温度的分布变化情况<sup>[14,17-23]</sup>, 但其计算成本太大, 时间太长, 工程应用性价比太低。董维中等<sup>[18]</sup>对高超声速飞行器表面温度分布与气动热耦合数值进行了研究, 研究结果表明, 表面温度分布对气动热的计算结果有较大影响, 因此建议在进行复杂飞行器表面气动热及温度预测时, 要进行多物理场紧耦合计算 (气动热/烧蚀/表面催化/热传导)。黄杰等<sup>[20]</sup>使用有限体积法对高超声速飞行器气动热与结构温度进行了一体化耦合研究分析, 该方法不仅考虑了气动热对结构温度的影响, 也考虑了温度对气动热的反作用, 其计算结果充分考虑了壁面热流与壁面温度的相互影响, 是一种精度极高的计算方法。但其计算速度十分缓慢, 很难用于热防护系统的迭代分析, 以本文的计算为例, 同等条件下紧耦合方法计算时间约为 1 周, 而单向耦合方法约为 1 d。

目前, 关于对流换热系数随壁面温度升高而变化的研究报道较少, 同时冷壁对流换热系数与实际热壁对流换热系数之间的误差还没有定量的分析。因此, 本文以典型的圆柱前缘气动加热过程为对象, 采用流动/传热紧耦合方法模拟该物理过程, 研究对流换热系数随壁面温度升高 (294.4~1 100 K) 的变化情况, 为后续提高气动热结构温度响应计算精度提供一定的借鉴作用。

## 1 计算模型验证

### 1.1 控制方程

本文采用 Fluent 软件进行计算, 湍流模型为  $k-\omega$  sst, 控制方程为三维非定常可压缩 N-S 方程组, 其微分形式:

$$\frac{\partial \mathbf{Q}}{\partial t} + \nabla \cdot \mathbf{F} = \nabla \cdot \mathbf{G} \quad (1)$$

式中:  $\mathbf{Q}$  为守恒变量;  $\mathbf{F}$  为对流量张量;  $\mathbf{G}$  为黏性通量张量。在笛卡尔坐标系下, 其具体表达式为:

$$\mathbf{Q} = [\rho \quad \rho u \quad \rho v \quad \rho w \quad \rho E]^T \quad (2)$$

$$\mathbf{F} = \begin{bmatrix} \rho u & \rho u^2 + p & \rho uv & \rho uw & \rho uh \\ \rho v & \rho uv & \rho v^2 + p & \rho vw & \rho vh \\ \rho w & \rho uw & \rho vw & \rho w^2 + p & \rho wh \end{bmatrix} \quad (3)$$

$$\mathbf{G} = \begin{bmatrix} 0 & \tau_{xx} & \tau_{xy} & \tau_{xz} & \phi_x \\ 0 & \tau_{xy} & \tau_{yy} & \tau_{yz} & \phi_y \\ 0 & \tau_{xz} & \tau_{yz} & \tau_{zz} & \phi_z \end{bmatrix} \quad (4)$$

$$\begin{aligned} \phi_x &= u\tau_{xx} + v\tau_{xy} + w\tau_{xz} + k \frac{\partial T}{\partial x} \\ \phi_y &= u\tau_{yx} + v\tau_{yy} + w\tau_{yz} + k \frac{\partial T}{\partial y} \end{aligned} \quad (5)$$

$$\phi_z = u\tau_{zx} + v\tau_{zy} + w\tau_{zz} + k \frac{\partial T}{\partial z}$$

式中:  $\rho$  为密度,  $u$ 、 $v$ 、 $w$  分别为  $x$ 、 $y$ 、 $z$  方向上的速度分量;  $p$  为压力,  $T$  为温度;  $E$  为单位质量的总能量,  $E = e + \frac{1}{2}(u^2 + v^2 + w^2)$  ( $e$  为单位质量的内能);  $h$  为单位质量的焓,  $h = E + \frac{p}{\rho}$ ;  $k$  为热传导系数。

假设空气为理想气体, 其状态方程为:

$$p = \rho RT, R \approx 287 \text{ J/(kg} \cdot \text{K)} \quad (6)$$

黏性系数  $\mu$  由 Sutherland 公式给出:

$$\frac{\mu}{\mu_{\text{ref}}} = \left( \frac{T}{T_{\text{ref}}} \right)^{1.5} \frac{T_{\text{ref}} + C}{T + C} \quad (7)$$

其中,  $\mu_{\text{ref}} = 1.789 \times 10^{-5} \text{ kg/(m} \cdot \text{s)}$ , 参考温度  $T_{\text{ref}}$  取 288.15 K,  $C = 110.4 \text{ K}$ 。

### 1.2 试验参数及计算模型

1987 年 Wieting<sup>[24]</sup>在高温风洞中所做的圆柱前缘气动加热试验如图 1 所示。来流马赫数为 6.47, 温度为 241.5 K, 压力为 648.13 Pa。圆柱管材料为不锈钢,

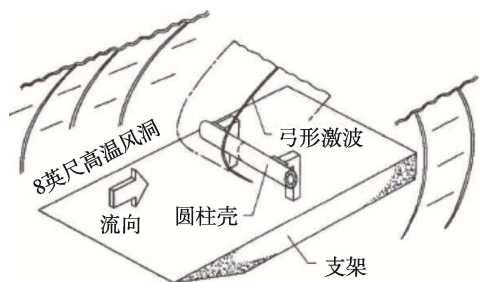


图1 试验装置<sup>[19]</sup>  
Fig.1 Experiment setup<sup>[19]</sup>

密度为  $8\,030\text{ kg/m}^3$ ，比热容为  $502.48\text{ J/(kg}\cdot\text{K)}$ ，导热率为  $16.27\text{ W/(m}\cdot\text{K)}$ ，管内半径为  $25.4\text{ mm}$ ，外半径为  $38.1\text{ mm}$ ，初始温度为  $294.4\text{ K}$ 。

计算区域设置及网格划分如图2、3所示，由于试验不锈钢管长径比较大，本文截取中间一段进行计算 ( $z=0\sim 0.02\text{ m}$ )，垂直于管长方向的两边截面设置为对称面边界。流场计算域采用结构化网格进行划分（网格划分软件为 ANSYS Meshing），在弧形激波的大概位置，对网格进行加密，以更好地捕捉激波流动，对边界层网格进行加密，以保证壁面热流密度计算准确，近壁面第一层网格高度为  $0.001\text{ mm}$ ，边界层网格增长率为  $1.1$ ，网格数量为  $34\text{ 万}$ 。

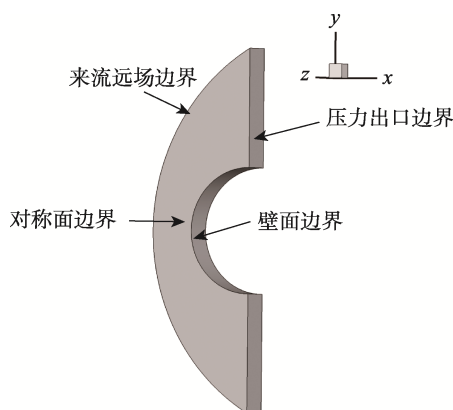


图2 计算域及边界条件  
Fig.2 Computing field and boundary conditions

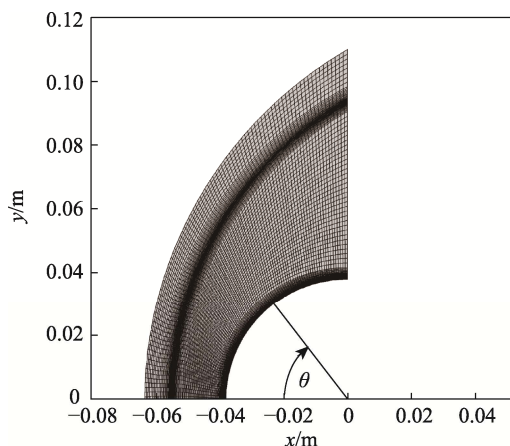
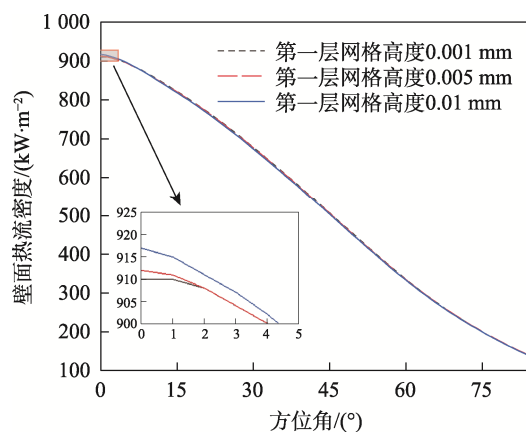


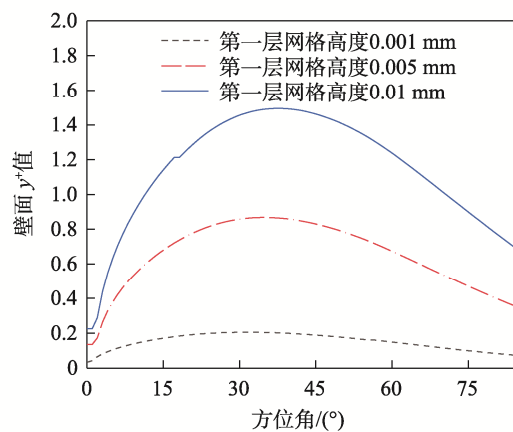
图3 计算网格  
Fig.3 Model mesh

### 1.3 网格无关性验证

由于壁面热流密度严重依赖于边界层近壁面第一层网格高度，本文采用3种不同近壁面网格高度来进行计算并对比，边界层网格增长率都为  $1.1$ ，近壁面第一层网格高度分别为  $0.001$ 、 $0.005$ 、 $0.01\text{ mm}$ ，网格数量分别为  $34\text{ 万}$ 、 $30\text{ 万}$ 和  $28\text{ 万}$ 。计算得到中间对称面处 ( $z=0.01\text{ m}$ ) 壁面热流分布曲线如图4a所示（驻点处为  $0^\circ$ ，沿  $y$  轴正方向角度为正），3种网格计算的冷壁热流密度分布趋势一致，3条曲线基本重合。第一层网格高度为  $0.001$ 、 $0.005$ 、 $0.01\text{ mm}$  计算得到驻点热流密度分别为  $910.4$ 、 $911.9$ 、 $916.8\text{ kW/m}^2$ 。由此可知，当边界层第一层网格高度减小时，驻点热流密度逐渐减小并趋于收敛。壁面  $y^+$  值分布曲线如图4b所示，第一层网格高度为  $0.001\text{ mm}$  时， $y^+$  值均小于  $1$ 。为了保证热流密度计算准确，本文均采用第一层网格高度为  $0.001\text{ mm}$  进行计算。



a 壁面热流密度分布



b 壁面  $y^+$  值分布

图4 网格无关性验证

Fig.4 Mesh independence validation: a) wall heat flux density distribution; b) wall  $y^+$  value distribution

### 1.4 计算结果及验证

计算得到的流场分布如图5所示。来流经过脱体激波后减速增压，温度、密度突增，离开驻点位置后，

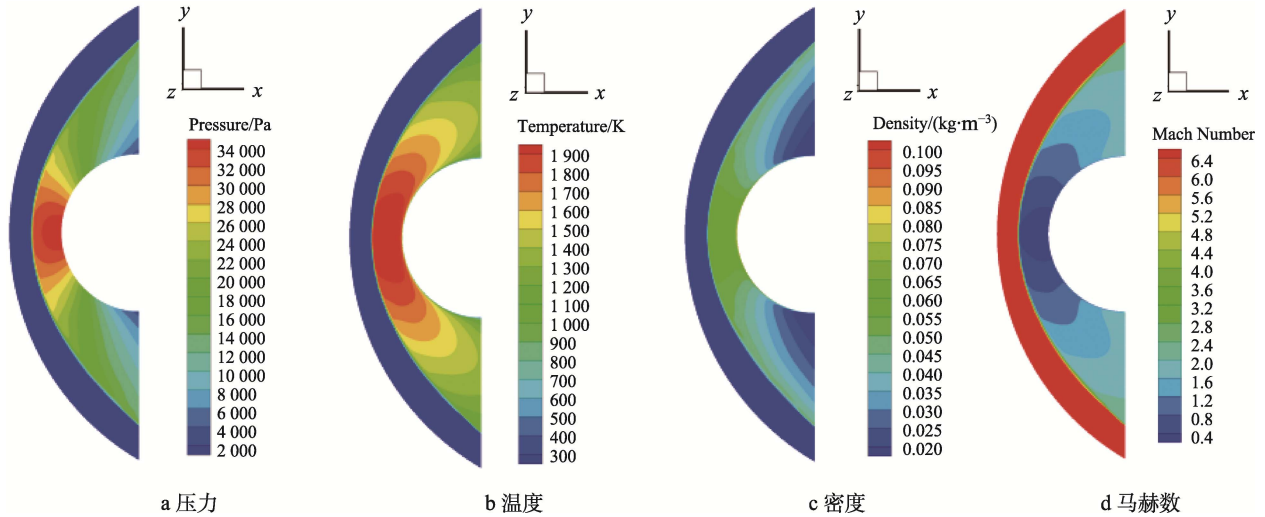


图 5 流场分布云图

Fig.5 Contour of flow field: a) pressure; b) temperature; c) density; d) Mach number

气流开始逐渐膨胀加速, 压力、温度、密度逐渐下降。在边界层内, 气流速度迅速下降为 0, 温度迅速下降到冷壁温度。同时, 流体密度受温度的影响迅速增大。

将本文计算得到的冷壁热流密度曲线与试验值进行对比, 结果如图 6 所示。对数据进行归一化处理, 由图 6 可知, 本文计算结果整体趋势与实验值吻合较好, 但整体分布较试验值偏小, 计算结果较为准确。

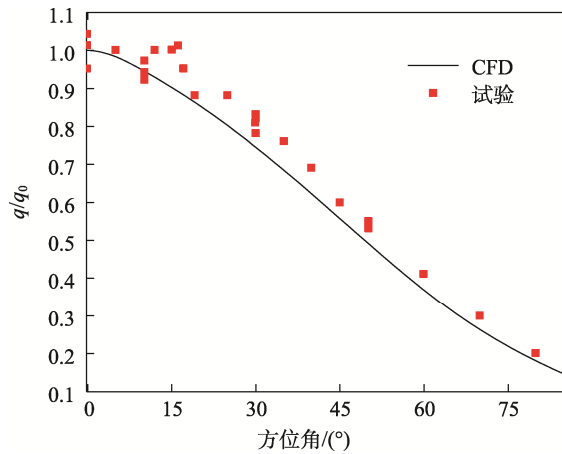


图 6 试验与仿真对比

Fig.6 Comparison between simulation and experiment

### 1.5 冷壁对流换热系数计算

对流换热系数的定义式见式 (8), 其中,  $q$  为壁面热流密度,  $T_w$  为壁面温度 (294.4 K),  $T_r$  为壁面附近流体的恢复温度。将本文算例的壁面设置为绝热边界条件进行计算, 得到壁面对称面处 ( $z=0.01$  m) 恢复温度分布, 如图 7 所示。取驻点处的恢复温度 1 998 K 进行后续计算, 得到冷壁对流换热系数曲线如图 8 所示。驻点处对流换热系数最高, 为

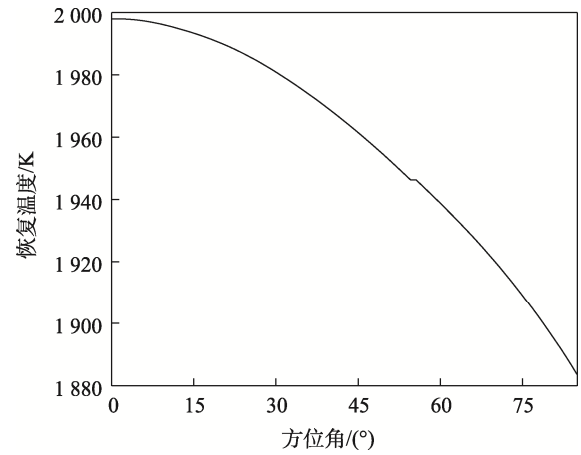


图 7 恢复温度分布

Fig.7 Distribution of recovery temperature

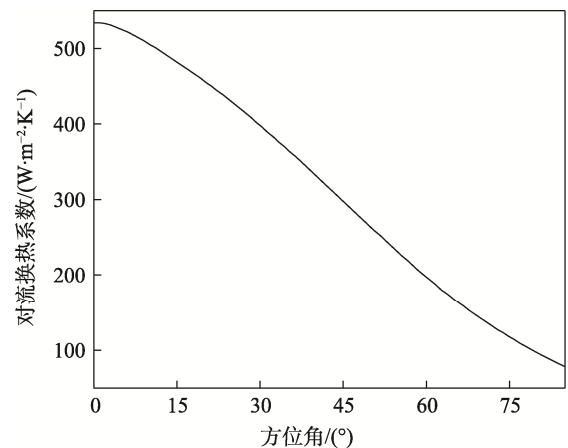


图 8 冷壁对流换热系数分布

Fig.8 Distribution of convective heat transfer coefficient

534.4 W/(m²·K), 远离驻点位置对流换热系数逐渐减小。

$$h = \frac{q}{T_r - T_w} \quad (8)$$

## 2 流动/传热紧耦合分析

在流动/传热单向耦合计算中,认为对流换热系数不受壁面温度变化的影响。实际上,随着加热的进行,流体边界层内温度升高,近壁面处流动状态发生变化,表面对流换热系数随之改变。本节将采用流动/传热紧耦合方法模拟该物理过程,以研究对流换热系数随壁面温度升高(294.4~1 100 K)的变化情况。

### 2.1 计算模型

计算域及边界条件设置如图9所示。在流体计算域的基础上加入固体计算域,流体与固体的接触界面为耦合边界,其余的固体边界均为绝热壁面。将稳态计算得到的结果作为流体域初始流场进行计算,不锈钢管初始温度为294.4 K,计算时间步长为0.001 s,计算总时间为60 s。

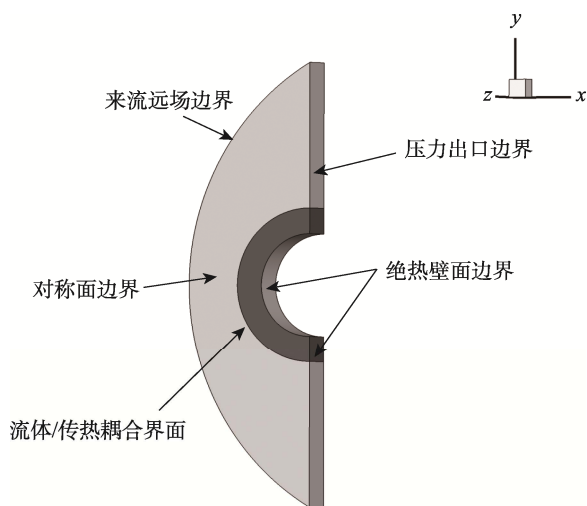


图9 计算域及边界条件  
Fig.9 Computing field and boundary conditions

### 2.2 计算结果及分析

计算得到钢管外壁特定方位角处的壁面温度随时间的变化曲线如图10所示。由图10可知,壁面温度随时间推进呈现出对数增长的趋势。同时,钢管外壁温度从均匀分布变为驻点温度最高、远离驻点位置温度逐渐降低。计算得到钢管外壁特定方位角处热流密度随时间的变化曲线如图11所示。由图11可知,壁面热流密度在初始阶段骤降,随后呈现出下降速率减缓的趋势。驻点热流密度最高,远离驻点位置热流密度逐渐降低。

将壁面热流密度代入式(8),得到对流换热系数随壁温变化的曲线,并与稳态计算得到的冷壁对流换热系数进行对比,如图12所示。由图12可知,稳态计算得到的冷壁对流换热系数普遍高于流体/传热紧耦合计算值。初始阶段,紧耦合计算值从略低于稳

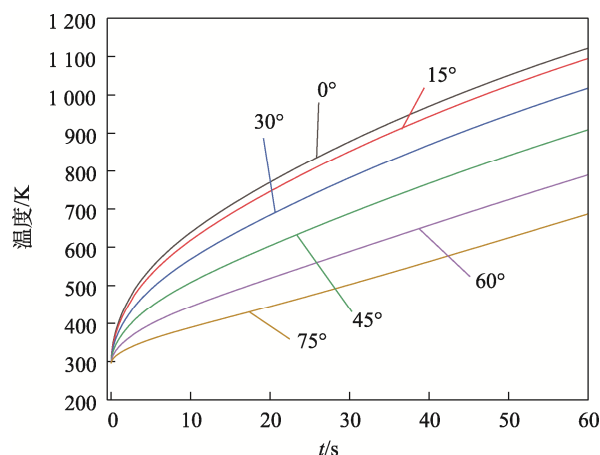


图10 壁面温度变化曲线  
Fig.10 Temperature curves of wall

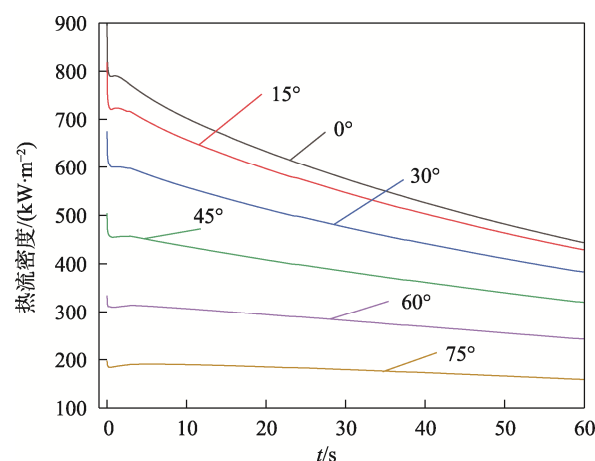


图11 壁面热流密度变化曲线  
Fig.11 Heat flux density curves of wall

态计算值开始骤降到最低,随后迅速升高并趋于平稳。方位角为0°、15°情况下,曲线在最后阶段缓慢下降;方位角为30°、45°情况下,曲线在最后阶段趋于平稳;方位角为60°、75°情况下,曲线在最后阶段缓慢上升,且高于对应的冷壁对流换热系数。

以0.001 s时刻的值为基准,得到对流换热系数随壁温升高的变化率,如图13所示。0°、15°、30°、45°、60°、75°方位角处,对流换热系数最大变化率分别为-8.7%、-8.8%、-8.1%、-7.4%、-6.1%、-6.4%。最大变化率出现在壁面温度300~340 K,随着方位角增大(远离驻点),最大变化率呈减小趋势,最大变化率对应的壁温降低。

以流体/传热紧耦合计算值为基准,得到稳态计算的冷壁对流换热系数误差随壁温的变化曲线,如图14所示。0°、15°、30°、45°、60°、75°方位角处,冷壁对流换热系数最大误差分别为11.1%、11.2%、10.3%、9.2%、7.6%、7.7%。最大误差值同样出现在壁面温度300~340 K,远离驻点,最大误差值呈减小趋势,最大误差对应的壁温降低。



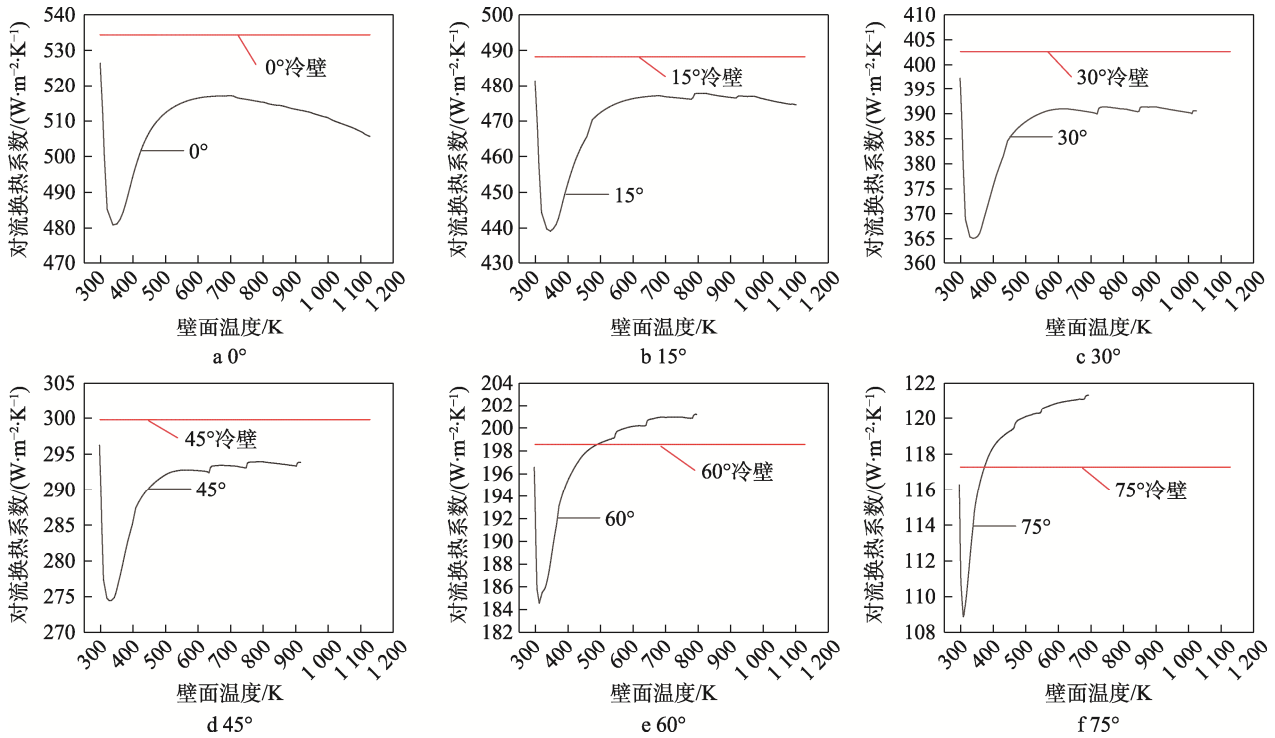


图 12 不同方位角下对流换热系数随壁温的变化曲线

Fig.12 Change curves of convective heat transfer coefficient under different azimuth angles

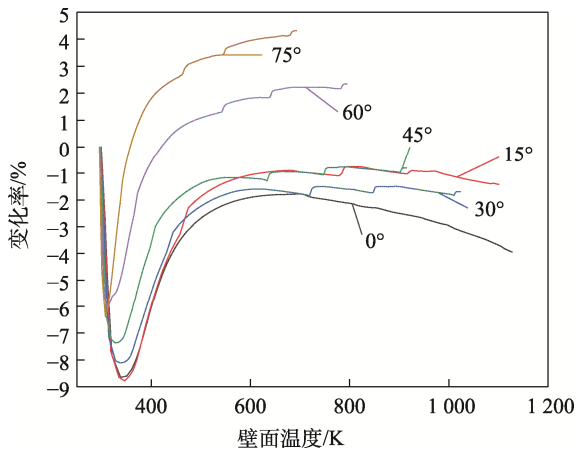


图 13 对流换热系数变化率曲线

Fig.13 Change rate of convective heat transfer coefficient

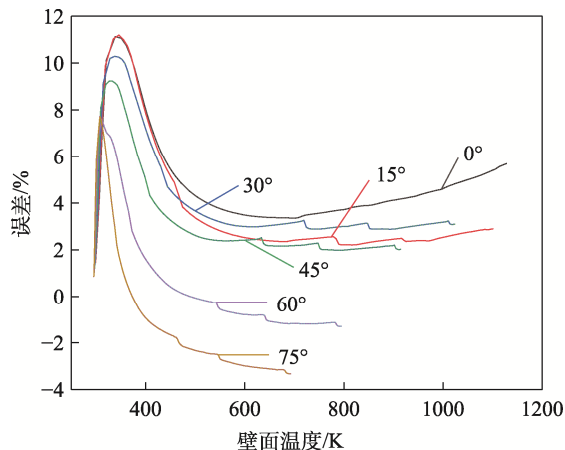


图 14 冷壁对流换热系数误差曲线

Fig.14 Error of cold wall convective heat transfer coefficient

### 3 结论

本文以典型的圆柱前缘气动加热过程为对象, 研究了不同壁面温度 (294.5~1 100 K) 条件下对流换热系数的变化情况。首先进行了算法验证, 本文计算的冷壁热流分布曲线与试验值吻合较好。随后进行了流动/传热紧耦合仿真计算, 研究了对流换热系数随壁面温度变化的规律, 研究结论如下:

1) 随着壁面温度升高, 对流换热系数先骤降到最低值, 随后迅速增大, 最后变化趋于平缓。随着位置远离驻点, 对流换热系数在最后阶段从缓慢下降逐渐过渡为缓慢上升。

2) 随壁温升高, 对流换热系数变化率最大为 -8.8%, 最大变化率出现在壁面温度 300~340 K, 远离驻点变化率呈减小趋势。

3) 稳态计算得到的冷壁对流换热系数普遍高于流体/传热紧耦合计算值, 其最大误差为 11.2%, 最大误差值出现在壁面温度 300~340 K, 远离驻点误差呈减小趋势。因此, 以固定冷壁对流换热系数进行温度计算时需要考虑修正。

### 参考文献:

- [1] 戴思明, 许自然, 窦怡彬, 等. 超高速流动中气膜冷却技术的研究综述[J]. 空天防御, 2023, 6(4): 24-30.  
DAI S M, XU Z R, DOU Y B, et al. Review on Film Cooling Technology in High Supersonic Flow[J]. Air & Space Defense, 2023, 6(4): 24-30.

- [2] UYANNA O, NAJAFI H. Thermal Protection Systems for Space Vehicles: A Review on Technology Development, Current Challenges and Future Prospects[J]. *Acta Astronautica*, 2020, 176: 341-356.
- [3] 杜晨慧. 高超声速飞行器综合热管理及关键技术研究进展[J]. *装备环境工程*, 2023, 20(1): 43-51.  
DU C H. Research Progress on Integrated Thermal Management and Key Technology of Hypersonic Vehicles[J]. *Equipment Environmental Engineering*, 2023, 20(1): 43-51.
- [4] 夏吝时, 杨海龙, 那伟, 等. 飞行器隔热瓦 1200℃性能测试中接触热阻影响仿真与验证[J]. *装备环境工程*, 2023, 20(2): 42-49.  
XIA L S, YANG H L, NA W, et al. Simulation and Verification of Effects of Contact Thermal Resistance on Performance Test of Aircraft Thermal Insulation Tile at 1 200 °C [J]. *Equipment Environmental Engineering*, 2023, 20(2): 42-49.
- [5] 李亮, 任智毅, 王鹏, 等. 轻质树脂基防隔热一体化材料研究进展[J]. *空天防御*, 2024, 7(6): 58-75.  
LI L, REN Z Y, WANG P, et al. Research Progress on Lightweight Resin-Based Thermal Protection Materials[J]. *Air & Space Defense*, 2024, 7(6): 58-75.
- [6] 陈志勇. 高超声速飞行器用高温钛合金研究进展与发展趋势[J]. *空天防御*, 2024, 7(6): 38-45.  
CHEN Z Y. Research and Development of High-Temperature Titanium Alloys for Hypersonic Aircraft[J]. *Air & Space Defense*, 2024, 7(6): 38-45.
- [7] 李佳伟, 王江峰, 程克明, 等. 高超声速全机外形气动加热与结构传热快速计算方法[J]. *空气动力学学报*, 2019, 37(6): 956-965.  
LI J W, WANG J F, CHENG K M, et al. Rapid Method for Calculating Aero-Heating Coupled with Structure Heat Transfer on Hypersonic Vehicles[J]. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2019, 37(6): 956-965.
- [8] 李建林, 唐乾刚, 霍霖, 等. 复杂外形高超声速飞行器气动热快速工程估算[J]. *国防科技大学学报*, 2012, 34(6): 89-93.  
LI J L, TANG Q G, HUO L, et al. The Rapid Engineering Aero-Heating Calculation Method for Complex Shaped Hypersonic Vehicles[J]. *Journal of National University of Defense Technology*, 2012, 34(6): 89-93.
- [9] 洪元, 刘亮堂, 杨立明, 等. 气动加热环境下壁面热响应的快速分析方法[J]. *弹箭与制导学报*, 2022, 42(1): 82-85.  
HONG Y, LIU L T, YANG L M, et al. A Fast Method to Analyze Thermal Response of Shell to Aerodynamic Heating[J]. *Journal of Projectiles, Rockets, Missiles and Guidance*, 2022, 42(1): 82-85.
- [10] 张成红, 张成光. 地空导弹厚壁气动加热温度计算[J]. *沈阳航空工业学院学报*, 2010, 27(1): 14-17.  
ZHANG C H, ZHANG C G. Surface Heating Temperature Calculation of Landed Missile Heavy Wall Aerodynamic[J]. *Journal of Shenyang Institute of Aeronautical Engineering*, 2010, 27(1): 14-17.
- [11] 吕远征, 杨志甫, 赵明明, 等. 一种基于工程化气动加热算法的天线热防护设计[J]. *遥测遥控*, 2024, 45(1): 67-73.  
LYU Y Z, YANG Z F, ZHAO M M, et al. A Thermal Insulation Design of Hyper-Sonic Antenna Based on Engineering Algorithm of Aerodynamic Heating Effect[J]. *Journal of Telemetry, Tracking and Command*, 2024, 45(1): 67-73.
- [12] SHI S B, LIANG J, YI F J, et al. Modeling of One-Dimensional Thermal Response of Silica-Phenolic Composites with Volume Ablation[J]. *Journal of Composite Materials*, 2013, 47(18): 2219-2235.
- [13] HENDERSON J B, WIEBELT J A, TANT M R. A Model for the Thermal Response of Polymer Composite Materials with Experimental Verification[J]. *Journal of Composite Materials*, 1985, 19(6): 579-595.
- [14] TABIEI A, SOCKALINGAM S. Multiphysics Coupled Fluid/Thermal/Structural Simulation for Hypersonic Reentry Vehicles[J]. *Journal of Aerospace Engineering*, 2012, 25(2): 273-281.
- [15] MILLS A F. Convective Heat and Heat Transfer to Reentry Vehicles[D]. Los Angeles: California University, 1978.
- [16] 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.  
WANG Q, XU T, YAO Y T. Numerical Study on Hypersonic Flow and Aerodynamic Heating[J]. *Applied Mathematics and Mechanics*, 2022, 43(10): 1105-1112.
- [17] 吴洁, 阎超. 气动热与热响应的耦合研究[J]. *导弹与航天运载技术*, 2009(4): 35-39.  
WU J, YAN C. Research on the Coupling of Aerodynamic Heating and Thermal Response[J]. *Missiles and Space Vehicles*, 2009(4): 35-39.
- [18] 董维中, 高铁锁, 丁明松, 等. 高超声速飞行器表面温度分布与气动热耦合数值研究[J]. *航空学报*, 2015, 36(1): 311-324.  
DONG W Z, GAO T S, DING M S, et al. Numerical Study of Coupled Surface Temperature Distribution and Aerodynamic Heat for Hypersonic Vehicles[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2015, 36(1): 311-324.
- [19] 赵晓利, 孙振旭, 安亦然, 等. 高超声速气动热的耦合计算方法研究[J]. *科学技术与工程*, 2010, 10(22): 5450-5455.  
ZHAO X L, SUN Z X, AN Y R, et al. Coupled Flow-Thermal Analysis Approach for Hypersonic Aerodynamic Heating[J]. *Science Technology and Engineering*, 2010, 10(22): 5450-5455.
- [20] 黄杰, 姚卫星, 单先阳. 高超声速气动热/结构温度场一体化耦合分析[J]. *机械设计与制造工程*, 2021, 50(8): 55-58.  
HUANG J, YAO W X, SHAN X Y. Integrated Coupling Analysis for Hypersonic Aerodynamic Heating/Structural Temperature Field[J]. *Machine Design and Manufactur-*

- ing Engineering, 2021, 50(8): 55-58.
- [21] 龙丽平, 韩俊, 万田, 等. 再入飞行器端头烧蚀的耦合计算方法[J]. 强度与环境, 2021, 48(2): 8-14.  
LONG L P, HAN J, WAN T, et al. Research of Coupling Computational Method about the Nose-Tip Ablation of Reentry Vehicle[J]. Structure & Environment Engineering, 2021, 48(2): 8-14.
- [22] 陈自发, 张晓晨, 王振峰, 等. 高超声速飞行器碳基头锥烧蚀外形计算[J]. 航空学报, 2016, 37(S1): 38-45.  
CHEN Z F, ZHANG X C, WANG Z F, et al. Hypersonic Aircraft's Carbon-Based Nose Ablation Shape Calculation[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2016, 37(S1): 38-45.
- [23] TABIEI A, SOCKALINGAM S. Multiphysics Coupled Fluid/Thermal/Structural Simulation for Hypersonic Reentry Vehicles[J]. Journal of Aerospace Engineering, 2012, 25(2): 273-281.
- [24] WIETING A R. Experimental Study of Shock Wave Interference Heating on a Cylindrical Leading Edge[R]. Washington: NASA. 1987.