

高超声速气流中头锥逆喷防热流热耦合分析*

尹亮¹, 刘洪鹏², 刘伟强²

(1. 湖南文理学院 机械工程学院, 湖南 常德 415000; 2. 国防科技大学 空天科学学院, 湖南 长沙 410073)

摘要:作为一种主动冷却方式,逆向喷流结构对高超声速飞行器的热防护具有显著效果。为了对头锥逆喷的防热特性进行准确预测,采用流热耦合方法,对6马赫下的头锥逆喷结构的流动和传热进行数值研究。通过数值计算和实验对比,验证了湍流模型和流热耦合算法的准确性,获得了不同逆喷总压比下的流动特性,并且对不同逆喷总压比对流动和传热的影响进行了分析。此外,讨论了攻角和固体材料对结构防热的效果影响。研究表明:逆喷总压比的提高使得气动加热降低,并且固体结构内的温度分布更加均匀;随着攻角的增大,经过60s的热考核计算,结构内温差显著增大,导致逆喷冷空气进一步流向背风面,强化了背风面上的头部冷却效果;对于IN718和C-103两种不同材料,在头部冷气流回流区和再压缩激波影响显著的区域,气动加热的差异可以忽略,而采用C-103作为结构材料时结构内的温度分布更加均匀。

关键词:高超声速;头锥;逆向喷流;流热耦合;热防护

中图分类号:V411.4 **文献标志码:**A **文章编号:**1001-2486(2022)01-099-09

Investigation on thermal protection of opposing jet for nosecone in hypersonic flow using a fluid-thermal coupled method

YIN Liang¹, LIU Hongpeng², LIU Weiqiang²

(1. College of Mechanical Engineering, Hunan University of Arts and Science, Changde 415000, China;

2. College of Aerospace Science and Engineering, National University of Defense Technology, Changsha 410073, China)

Abstract: As one of the active cooling methods, the opposing jet shows its advantages on the aerodynamic thermal reduction for hypersonic flight. To accurately predict the thermal protection properties of the opposing jet, the numerical investigation on the flow and heat transfer characteristics for the opposing jet of nosecone at Mach 6 was conducted by using a fluid-thermal coupling strategy. The related turbulent model and fluid-thermal coupled method were validated by the comparison of the numerical and experimental results. Flow patterns of the opposing jet with different total pressure ratio were gained, and the influence of the total pressure ratio of the opposing jet on the heat transfer between fluid and solid structure was discussed. Besides, the influences of attack angle and solid materials on structural heat reduction were also investigated. The numerical results indicate that: the increase of total pressure ratio of the opposing jet brings obviously further heating reduction, and accordingly the solid structure temperature presents more uniformity; calculation of the heating in 60 s indicates that the positive attack angle enlarges the temperature difference in the solid structure, which induces the lower temperature air flowing to the leeward side furtherly, so the cooling for the leeward side of nosecone is enhanced; for alloy IN718 and C-103 two different materials, their discrepancy of heating can be neglected at the cooling recirculation region of nosecone and the area where the recompression shock influence obviously; in comparison, the use of C-103 shows its advantage of even distribution of temperature in the internal system of structure.

Keywords: hypersonic; nosecone; opposing jet; fluid-thermal coupling; thermal protection

对于高超声速飞行器,特别是其头锥和前缘等尖锐部件,由于高速空气滞止和摩擦作用,其表面面临严重的气动加热环境,这给飞行器的安全设计带来巨大挑战^[1-4]。对于长时间飞行,传统的烧蚀结构不再适于承担防热任务:一方面,烧蚀由于质量的减损,飞行器表面结构的改变带来了气动环境的改变,表面粗糙度的增加还增大了摩

擦阻力;另一方面,烧蚀结构不满足可重复性使用,增加了飞行器的使用成本。而作为一种主动冷却技术^[1,5-6],逆向喷流技术在减阻和防热方面具有显著效果^[7-8]。

逆向喷流技术的减阻和防热前景,最初由 Lopatoff^[9]和 Warren^[10]提出,他们采用先进的试验和数值计算工具,进行了相关机理性研究。

* 收稿日期:2020-05-17

基金项目:湖南省教育厅科学研究资助项目(19C1271);湖南文理学院博士启动基金资助项目(19BSQD25)

作者简介:尹亮(1988—),男,湖南邵阳人,讲师,博士,E-mail:yl88222@126.com;

刘洪鹏(通信作者),男,工程师,博士,E-mail:541928869@qq.com

Hayashi 等^[11-12]采用试验和数值方法对单孔逆向喷流的减阻和防热特性进行了研究,其中自由来流马赫数为 3.98,数值计算采用 $k-\omega$ 湍流模型,其研究表明逆向喷流总压和自由来流总压的比值对逆向喷流的流动模式起着关键作用。Li 等^[13]研究了乘波体前缘多孔逆喷结构的减阻和防热特性,采用 $k-\omega$ 湍流模型进行数值计算,结果表明多孔喷流相对于缝隙喷流的防热效果更加优越;当喷流孔径一定时,存在最佳喷孔间隔,使得减阻和防热效果达到最优。Huang 等^[14-15]还研究了逆向喷流和其他防热措施的组合热防护性能,包括激波针和凹腔等结构,其研究表明组合结果的防热效果更佳,并且由逆喷所带来的流场振荡和其他结构之间的非稳态模型之间存在相互耦合效应。

目前,大部分的数值计算研究是基于固体结构表面的均匀冷壁温假设而开展的,忽略了流体和固体结构之间的热交互作用,这主要会带来气动热环境的过考核问题。此外,这种与物理事实不相符合的假设,不利于对防热机理的进一步认识。事实上,固体结构气动加热的降低是和壁面温度相关的。

为了对逆向喷流中的流动和传热特性进行更好的理解,本文采用共轭传热方法,对 6 马赫飞行条件下的头锥逆喷结构中的流热交互过程进行数值分析。首先介绍所采用的数值计算模型和流热耦合方法,并分别与相关试验结果对比,验证其准确性。然后对不同喷流压力情况下的减阻和防热效果进行数值计算,并进一步讨论不同攻角对防热效果的影响。为了研究固体结构的热响应情况,分别采用 IN718 和 C-103 高温难熔合金材料,对其传热特性进行对比分析。

1 物理模型和数值方法

1.1 物理模型

物理模型如图 1 所示,由于对称性,图中仅给出了纵向截面的 1/2 结构。其中,头部半径为 6 mm,半楔角 φ 为 10° ,头锥长度 L 为 100 mm,逆喷喷口直径 d 为 1.2 mm。飞行高度假定为 25 km,飞行马赫数为 6。逆喷相比于自由来流的总压,即总压比(Pressure Ratio, PR)为 0.092。逆喷气流温度为 300 K,逆喷马赫数为 1。头锥材料采用高温难熔合金 IN718 和 C-103,头锥结构厚度设定为 3 mm。

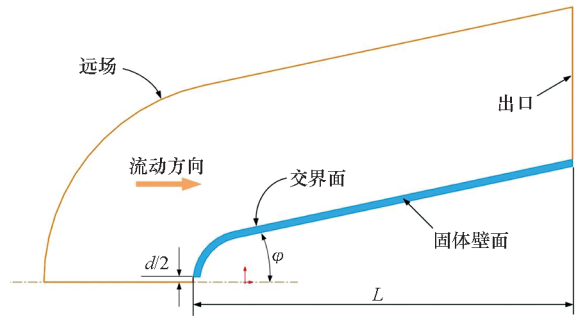


图 1 物理模型简图

Fig. 1 Diagram of physical model

1.2 数值方法

对于气动环境的预测,采用三维 Navier-Stokes (N-S) 方程作为控制方程。为了提高计算准确性,对流项采用 AUSM-DV 格式和 MUSCL 方法近似处理,黏性项采用中心差分格式。由于逆喷和自由来流之间,以及边界层附近强烈的流动剪切作用,数值计算采用 $k-\omega$ (SST) 模型。固体域采用热传导控制方程,并在固体表面增加向周围环境的热辐射项,金属固体表面辐射系数假定为 0.8。

流热耦合采用如下方法:

步骤 1: 初始时刻 t_0 , 为固体结构指定均温温度 300 K, 并将流固交界面的温度传输至流体域, 并作为流动计算的边界条件。

步骤 2: 采用传输至流体域的温度边界条件, 对流场进行稳态计算, 得到流固交界面上的气动热环境。

步骤 3: 将流固交界面上的气动热分布传输至固体域, 并基于该气动热边界条件计算 t_0 至 $t_0 + \Delta t_c$ 时刻固体域的瞬态传热。

步骤 4: 将计算所得的 $t_0 + \Delta t_c$ 时刻流固交界面温度传输至流体域, 并作为新的边界条件进行流场计算。

步骤 5: 重复以上步骤 2~4, 直至完成所有时间步计算。

2 数值方法验证

2.1 湍流模型验证

流体域的计算采用 FLUENT 商业软件, 结构传热采用 Abaqus 软件, 通过编程实现数据传输。为了验证湍流模型的准确性, 将计算结果与文献[11]中的实验结果进行了对比。相关实验设置参数如表 1 所示。图 2 给出了数值计算和实验测量的流场密度分布对比, 可以看出流场计算中,

马赫盘、回流区和再压缩激波均得到了较好的捕捉,并且和实验结果较为一致。

表 1 实验参数
Tab. 1 Test parameters

条件参数	马赫数	压强/MPa	温度/K
自由来流	3.98	1.370	397
逆向喷流	1.0	0.548	300
壁面			295

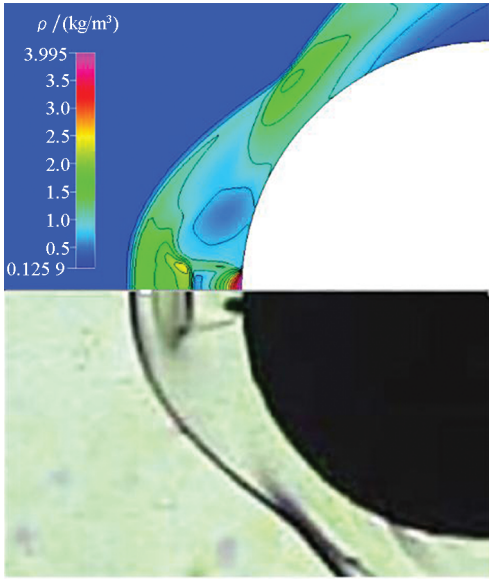


图 2 密度分布的计算和实验结果对比

Fig. 2 Comparison of density distribution between numerical and experimental results

图 3 为固体表面的斯坦顿数 (St) 分布,其中 θ 为球头外表面和自由来流方向间的夹角。斯坦顿数是一个无量纲数,用于测量传递到流体中的热量与流体的热容量之比。由图 3 可以看出,数值计算和实验结果的分布趋势较为一致。除了左边第一个测点,大部分的结果偏差在 15% 以内。

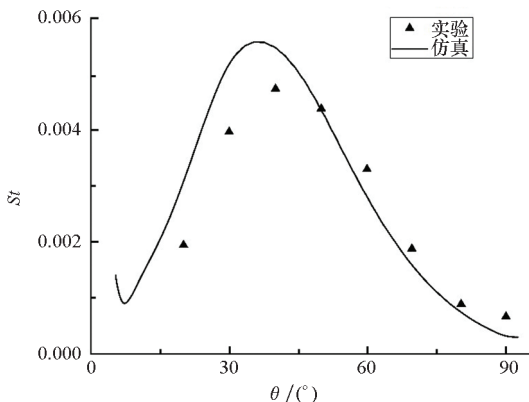


图 3 St 分布对比

Fig. 3 Comparison of St distribution

该偏差可能是由数值计算模型的假设以及实验测量误差所引起的。总的来说,数值计算和实验测量的流场和传热分布结果吻合较好,证明了逆向喷流所采用的数值模型的适用性。

2.2 流热耦合方法验证

为了验证流热耦合方法的准确性,将计算结果与实验测量结果进行对比。其中,实验结果采用 1987 年于 NASA 兰利中心开展的高速气流中的圆管气动加热实验,来流马赫数为 6.47,管材为不锈钢,其他实验参数参照文献[16]。

为了节省计算资源,仅对气动加热严重的圆管前半部分进行数值计算。为了保证气动热计算的准确性,流体域近壁面第一层网格厚度取 1×10^{-5} m,固体域第一层网格厚度取 1×10^{-4} m,流固交界面附近的固体域和流体域均进行了网格加密,如图 4 所示。

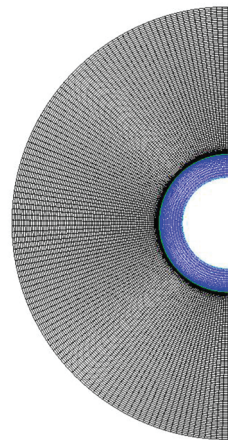


图 4 流体域和固体域网格分布

Fig. 4 Grid distribution of fluid domain and solid domain

图 5 为圆柱表面热流分布随时间的变化,实验数据为冷壁温时的测量结果^[16]。其中 q 为任意时刻圆柱驻点热流, q_0 为 0 s 时圆柱驻点热流。由图 5 可以看出,0 s 时数值计算和实验结果较为一致。数值结果表明,在加热时间 1 s 内,驻点位置的气动热流值迅速下降,而后部区域的热流降低幅度较小。这表明,采用流热耦合方法对准确计算气动热分布是非常重要的,而采用均匀的冷壁温边界条件假设将使气动热计算过考核。

图 6 为不同时间圆管表面的温度分布,其中实验值为约 5 s 时的数据。由图 6 可以看出,大部分的实验数据位于计算所得的 4 s 和 5 s 曲线之间,其中 5 s 时的驻点温度比实验值高约 3%,证明了数值计算和实验结果吻合良好。从图 6 还

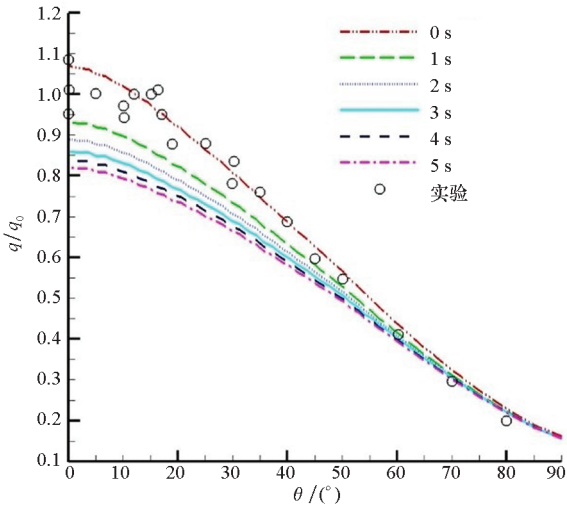


图 5 热流分布对比

Fig. 5 Comparison of heat flux distribution

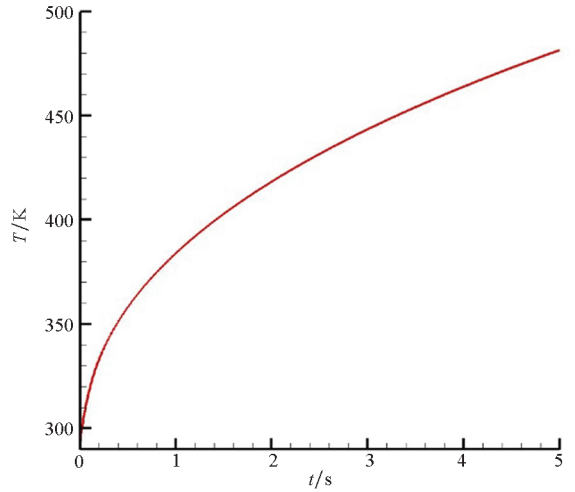


图 7 驻点温度随时间的变化

Fig. 7 Stagnation temperature changes with time

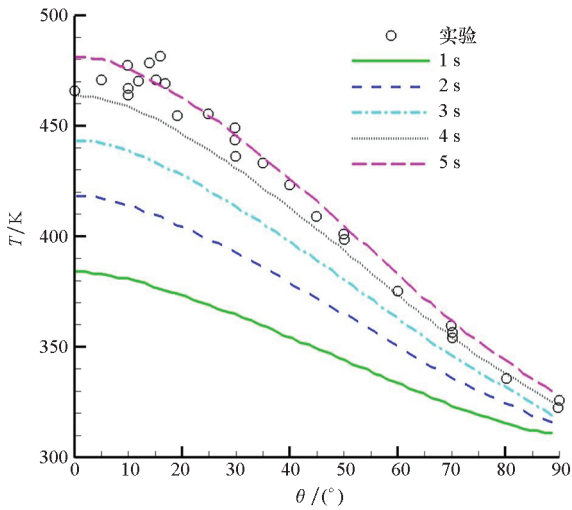


图 6 表面温度分布对比

Fig. 6 Comparison of surface temperature distribution

可以看出,随着气动加热时长增加,驻点温度上升速度远远高于圆管尾部温度上升速度,即驻点和尾部温差随之增大,这意味圆管要承受的热应力也将随之增加。

此外,驻点温度随时间的变化如图 7 所示。在气动加热的前 1 s 内驻点温度快速上升,1 s 后温度上升速度较为趋缓。当驻点固体壁面温度升高时,空气滞止温度和固体壁面温度间的温差随之减小,对固体域的气动加热热流也随之减小,这可与图 5 中的热流分布加以相互印证。5 s 时固体结构中的温度云图如图 8 所示。驻点区域固体壁面由于气动加热最为严重,其温度最高。温度云图的温度梯度分布清晰表明固体内由圆管外壁面向内壁面的导热以及沿着圆管周向上由驻点向尾部的导热。

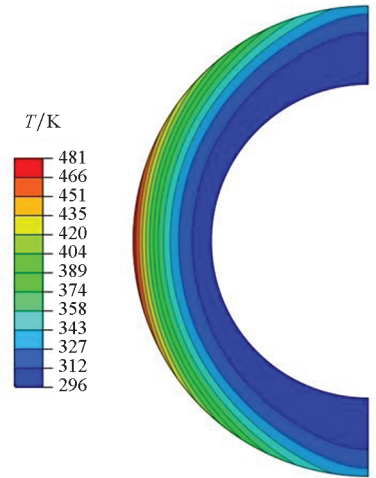


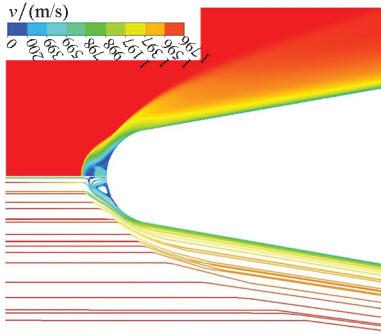
图 8 固体温度分布($t = 5$ s)

Fig. 8 Solid domain temperature distribution($t = 5$ s)

3 计算结果

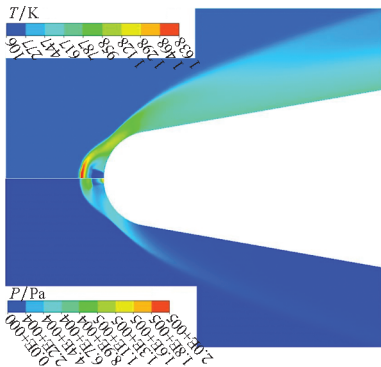
3.1 流动与传热性能

采用 IN718 作为结构材料,对逆喷总压比 $PR = 0.092$ 的工况进行数值计算,温度、压力和流体速度计算结果如图 9 所示。由图 9 可以看出,气体自喷口逆向喷出后迅速膨胀,形成马赫盘,该马赫盘主要是激波后压力和逆喷压力的平衡结果。逆喷和自由来流相互作用结果对减低气动加热起到了直接作用:一是逆向喷流将激波推离固体壁面,并且将高温气体封装于远离固体壁面处;二是环喷口附近形成了低温低压回流区,这对头部区域冷却具有积极作用。此外还可以看到,在气体再附层的下游形成了再压缩激波,此处高温高压的气流流向近壁面区域,会造成此处气动热的升高。



(a) 速度场分布

(a) Velocity distributions



(b) 温度场和压力场分布

(b) Temperature and pressure distributions

图 9 速度场、温度场及压力场分布 ($PR = 0.092$)

Fig. 9 Velocity, temperature and pressure distributions ($PR = 0.092$)

图 10 为热流分布随时间变化的计算结果。可以看出,在 2 s 时,固体壁面的最大热流由 1.29 MW/m^2 降低至 0.78 MW/m^2 ,降低幅度约为 40%;60 s 时,最大热流值降低至 0.29 MW/m^2 ,降低幅度约为 78%。此外,60 s 时尾端的热流降低幅度约为 68%。显然,采用均匀的冷壁温边界

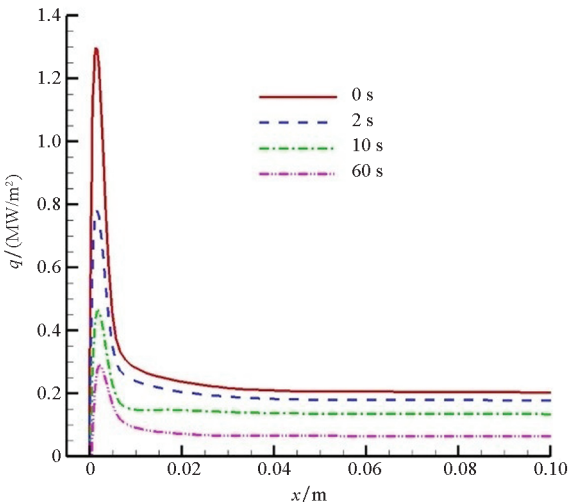


图 10 不同时刻热流分布

Fig. 10 Heat flux distribution at different times

条件假设,将带来气动热环境的严重高估,这对结构设计提出了更为苛刻的要求。固体壁面的温度变化如图 11 所示。可以看出,固体壁面的最高温度位于气流再压缩区域,同时可以看到固体壁面受气动加热后的升温过程。60 s 时固体表面的温度分布云图如图 12 所示。可以看出,60 s 时固体表面最高温度位于气流的再压缩区。

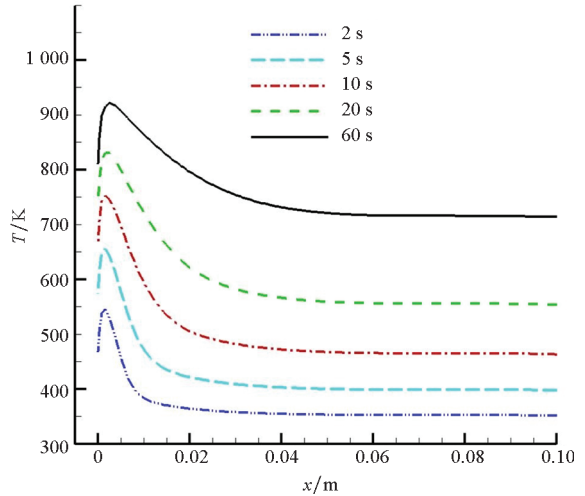


图 11 不同时刻结构表面温度分布

Fig. 11 Surface temperature distribution at different times

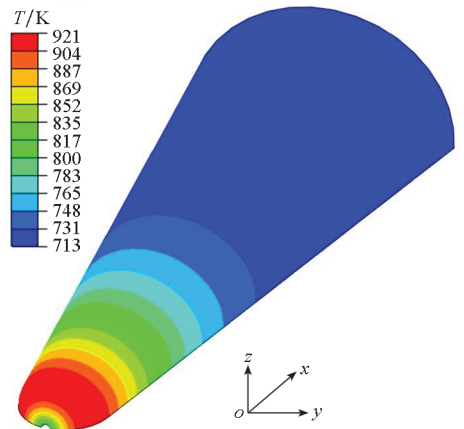


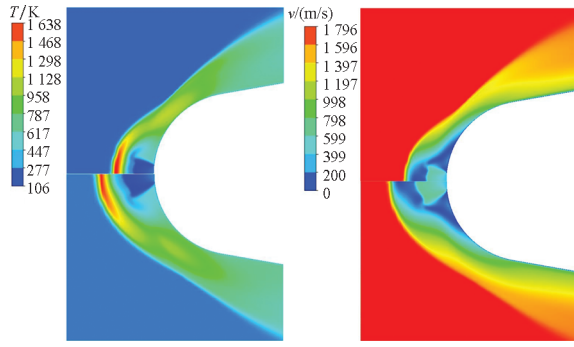
图 12 60 s 时固体表面温度分布云图

Fig. 12 Solid surface temperature distribution at $t = 60 \text{ s}$

3.2 总压比的影响

图 13 比较了总压比 $PR = 0.092$ (图中上半部分)和 $PR = 0.184$ (图中下半部分)的流场计算结果。可以看出,当总压比增大到 0.184 时,弓形激波和高温气体均被进一步推离头锥的头部区域。从图中还可以看出,总压比增大时,逆向喷流的出流膨胀角有所增大,环出流的低温回流区域也有所增大,这将有利于头部区域的进一步冷却。此外,再压缩区域也受到总压比增大的影响,总压比增大时,再压缩激波同样被进一

步推离固体壁面,这将使得肩部附近的最大热流值有所降低。



(a) 温度分布云图 (b) 速度分布云图

(a) Temperature distributions (b) Velocity distributions

图 13 不同总压比时温度场和速度场分布

Fig. 13 Temperature and velocity distributions at different total pressure ratio

图 14 比较了没有逆喷、逆喷总压比 $PR = 0.092$ 和 $PR = 0.184$ 时壁面热流分布的对比。可以看出,在数值模拟时间段的起始和最终时刻,采用逆喷结构后壁面的最高热流均有了大幅度的下降;当总压比 PR 由 0.092 增大到 0.184 时,壁面最高热流有了更进一步降低,这主要是由于流场结构改变的结果。

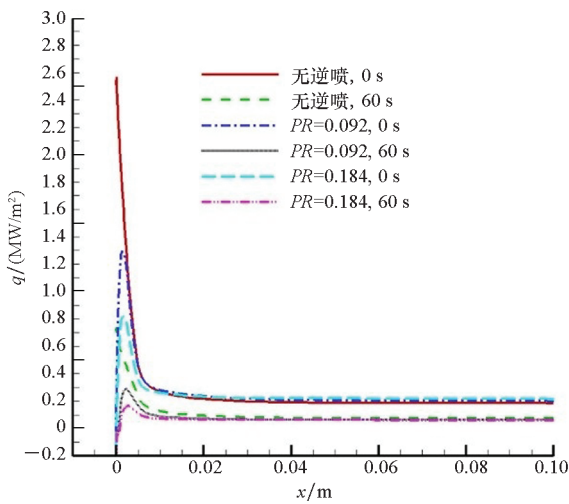


图 14 不同总压比时热流分布

Fig. 14 Heat flux distribution at different total pressure ratio

此外,图 14 中可以看到,逆喷总压比变化时,环出流的气流回流区和再压缩区域是受影响最显著的区域。由于逆向喷流冷空气的注入,固体表面得到冷却,其温度也随之得到了大幅度的降低,并且固体结构的温度分布整体上更加均匀;其中, $PR = 0.092$ 时固体表面温差降低了 55.5% , $PR = 0.184$ 时固体表面温差降低了 83.1% ,如图 15 所示。

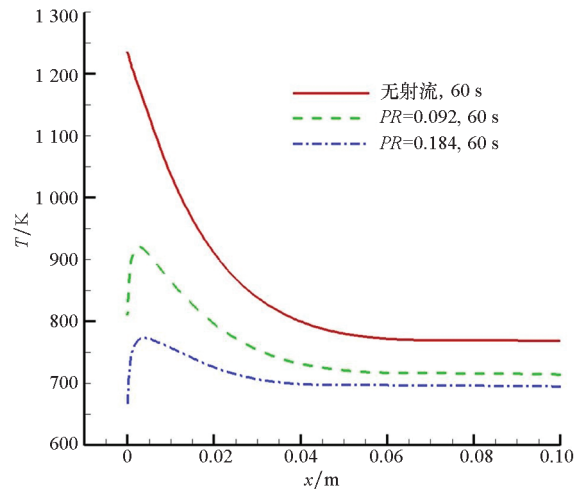
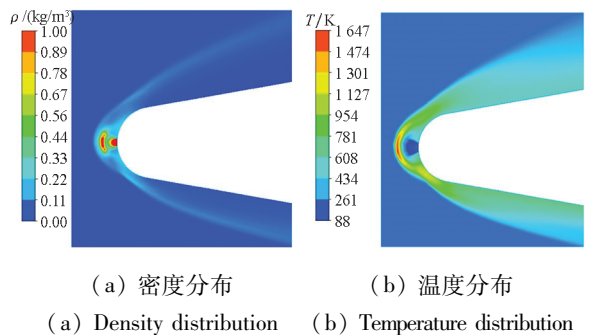


图 15 不同总压比时固体壁面温度分布

Fig. 15 Solid surface temperature distribution at different total pressure ratio

3.3 攻角的影响

本小节通过数值计算比较不同攻角对气动加热环境的影响,其中设定 $PR = 0.138$,攻角分别取 0° 、 2° 和 5° 。其中 5° 攻角时,对称面上的流场密度和温度分布云图如图 16 所示。可以看出,迎风面上的再压缩激波明显薄于背风面,这意味着在肩部区域,迎风面处的高温气流更加流向固体表面,这也必然带来此处气动加热环境的恶化。



(a) 密度分布 (b) 温度分布

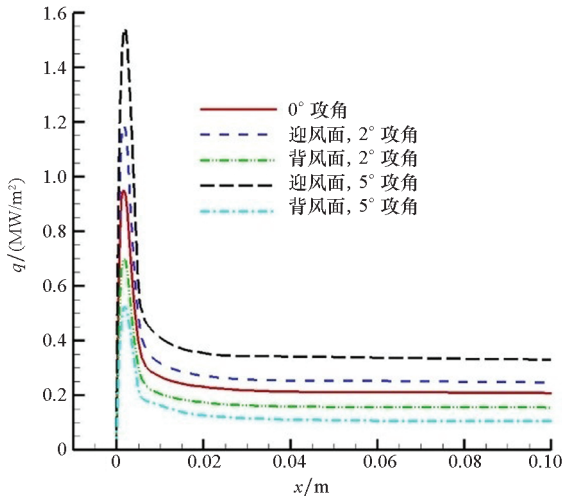
(a) Density distribution (b) Temperature distribution

图 16 5° 攻角时流场云图

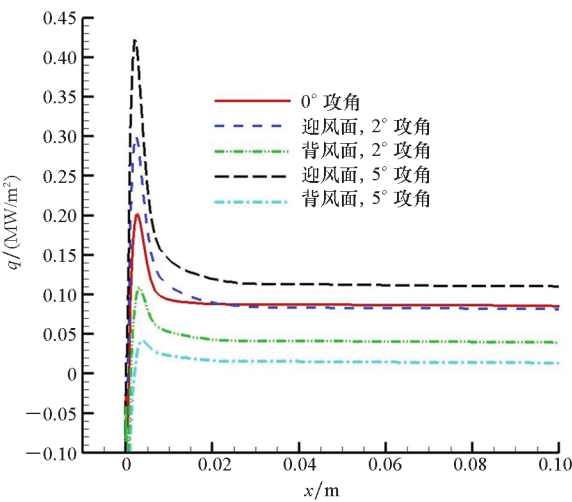
Fig. 16 Flow field contour when the attack angle is 5°

图 17 为 0 s 和 60 s 时迎风面和背风面中心线上的热流分布。由图 17(a) 可以看出,随着攻角的增加,迎风面肩部区域的热流值增大幅度较大,当攻角增大到 5° 时,最大热流值相比于无攻角时增大超过 60% ,而背风面的热流值相应得到大幅度降低。这主要是攻角的增大使得迎风面和背风面的激波厚度均得以改变所致,如图 16 所示。相应地,在头锥尾部区域的迎风面和背风面上,气动热流也分别有不同程度的增大和减小。 60 s 时固体表面的热流分布如图 17(b) 所示,在

球头的肩部区域,迎风面中心线上的热流随攻角的增大而增大,背风面中心线上的热流随攻角的增大而减小。当攻角为 2° 时,在头锥的尾部区域,60 s 时迎风面中心线上的热流分布相较于 0° 时变化不大,这主要是由于攻角增大幅度较小时,尾部区域激波厚度变化相对不显著,并且受流体和固体之间的耦合传热以及固体内部的导热所影响。此外还可以看出,60 s 时喷口附近的热流为负值,并且在背风面处负值区域相对更大,这是由于攻角导致逆向出流更容易流向流场压力较低的背风面,从而使背风面得到冷气流更好的冷却效果。



(a) 0 s 时的热流分布
(a) Heat flux distribution at 0 s



(b) 60 s 时的热流分布
(b) Heat flux distribution at 60 s

图 17 不同攻角下的热流分布

Fig. 17 Heat flux distribution at different attack angle

增大,这对材料的耐高温性能和力学性能提出了更严苛的要求。

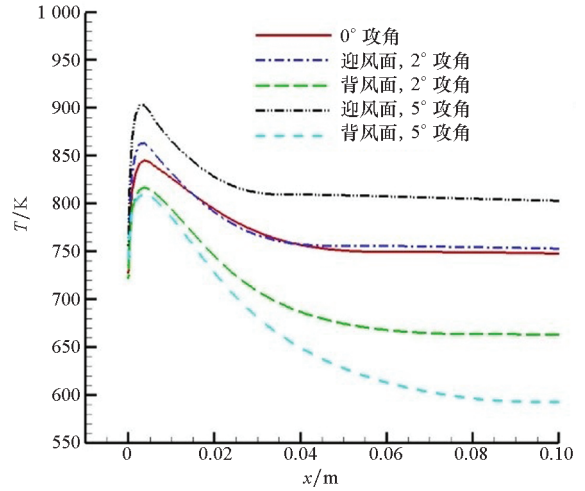


图 18 不同攻角下温度分布

Fig. 18 Temperature distribution at different attack angle

3.4 材料的影响

如前所述,逆向喷流中的传热实际上是流体和固体结构间的动态交互过程,所以本小节对材料的影响进行对比研究,其中头锥飞行攻角为 0°, $PR = 0.184$ 。图 19 为 10 s 和 60 s 时刻固体壁面的热流分布,固体材料分别为 IN7118 和 C-103。可以看出,不同材料下头部区域的热流分布比较一致,尾部区域差异相对明显,这是因为:头部区域受逆向出流的影响较为显著,回流区中的对流冷却对头部区域的防热占主导因素;而尾部区域则以固体结构内部的热传导为主,不同材料的热物性导致固体内部的传热速度不同,从而进一步影响了流体和固体表面的耦合传热情况。图 20 为固体结构内表面和外表面的温度分布,可以看出选用 C-103 为固体结构材料时结

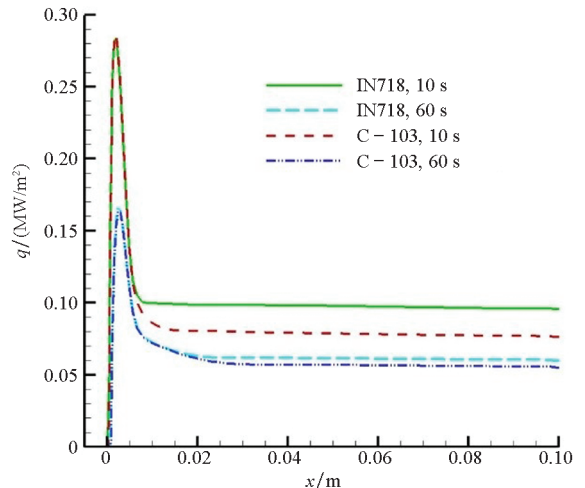


图 19 不同材料热流分布

Fig. 19 Heat flux distribution of different materials

图 18 为 60 s 时固体表面的温度分布,可以看出攻角的增大使得固体表面的温差得以大幅度

构温度分布更为均匀,这主要是因为 C - 103 有着更大的导热系数,从而使加热过程中固体结构内部的温差更小。图 21 为固体结构最高温度随时间的变化,可以看出不同材料下固体最高温度的变化较为一致,这与图 19 中不同时刻下不同材料表面的最高热流较为一致是相吻合的。

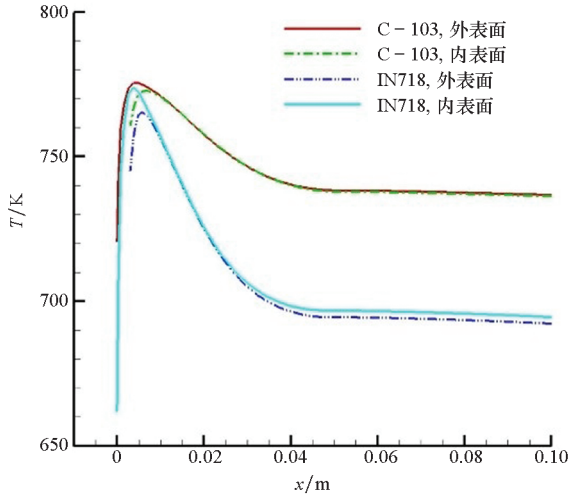


图 20 结构内外表面温度分布 ($t = 60 \text{ s}$)

Fig. 20 Inner surface and outer face temperature distribution ($t = 60 \text{ s}$)

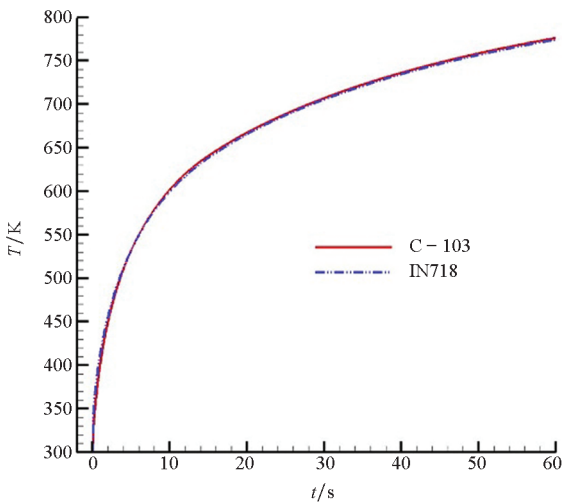


图 21 不同材料结构表面最高温度随时间的变化

Fig. 21 Maximum surface temperature for different materials with time

4 结论

采用流热耦合方法,对 6 马赫下的头锥逆喷结构的流动与传热特性进行了数值研究。基于对湍流模型和流热耦合方法的验证,针对不同逆喷总压比、攻角和材料对头锥防热效果的影响进行了对比研究。主要结论如下:

1) 对于逆向喷流结构,为了获得准确的气动加热环境,采用流热耦合进行相关计算非常必要。与流热耦合数值计算方法相比,基于均匀冷壁温边界条件假设的热流计算值被严重高估。

2) 冷气流回流区和再压缩激波对逆喷结构的防热起着关键作用。随着总压比的增大,冷气流回流区域增大,再压缩激波被进一步推离固体表面,致使固体结构得到更大幅度的冷却。采用逆向喷流结构以后,固体结构温度下降显著,结构整体温度分布更加均匀。

3) 当头锥攻角大于 0° 时,迎风面热流得以增大,背风面热流减小;头部环出流的冷气流回流区和再压缩激波的厚度受影响明显。攻角增大时,固体结构内的温差增大幅度显著,这给固体材料的热和力学性能提出了更严苛要求。

4) 对于 IN718 和 C - 103 两种不同材料,其在头部气动加热环境的差异可以忽略。整体上,采用 C - 103 作为结构材料时,结构内的温度分布更为均匀,这主要得益于 C - 103 较大的导热系数。

参考文献 (References)

- [1] GLASS D E. Ceramic matrix composite (CMC) thermal protection systems (TPS) and hot structures for hypersonic vehicles[C]//Proceedings of 15th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, 2008.
- [2] LIU H P, LIU W Q. Thermal-structural analysis of the platelet heat-pipe-cooled leading edge of hypersonic vehicle[J]. Acta Astronautica, 2016, 127: 13 - 19.
- [3] 孟竹喧, 胡凡, 彭科, 等. 高超声速飞行器边界层外缘参数仿真分析[J]. 国防科技大学学报, 2016, 38(2): 31 - 36.
MENG Z X, HU F, PENG K, et al. Simulation analysis of outer edge boundary parameters for hypersonic-glide vehicle[J]. Journal of National University of Defense Technology, 2016, 38(2): 31 - 36. (in Chinese)
- [4] 王振清, 吕红庆, 雷红帅. 钝体前缘喷流热防护数值分析[J]. 宇航学报, 2010, 31(5): 1266 - 1271.
WANG Z Q, LYU H Q, LEI H S. A numerical analysis of protection of blunt leading edge from aerodynamic heating by opposed jet[J]. Journal of Astronautics, 2010, 31(5): 1266 - 1271. (in Chinese)
- [5] 苑朝凯, 李进平, 陈宏, 等. 高超声速溢流冷却实验研究[J]. 力学学报, 2018, 50(1): 1 - 8.
YUAN C K, LI J P, CHEN H, et al. Experimental study of hypersonic overflow cooling [J]. Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics, 2018, 50(1): 1 - 8. (in Chinese)

- [6] ZHU Y H, PENG W, XU R N, et al. Review on active thermal protection and its heat transfer for airbreathing hypersonic vehicles [J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2018, 31(10): 1929 – 1953.
- [7] SUN X W, HUANG W, OU M, et al. A survey on numerical simulations of drag and heat reduction mechanism in supersonic/hypersonic flows [J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2019, 32(4): 771 – 784.
- [8] GUO J H, LIN G P, BU X Q, et al. Parametric study on the heat transfer of a blunt body with counterflowing jets in hypersonic flows[J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2018, 121: 84 – 96.
- [9] LOPATOFF M. Wing-flow study of pressure-drag reduction at transonic speed by projecting a jet of air from the nose of a prolate spheroid of fineness ratio 6[R]. Washington: NACA, 1951.
- [10] WARREN C H E. An experimental investigation of the effect of ejecting a coolant gas at the nose of a bluff body [J]. Journal of Fluid Mechanics, 1960, 8(3): 400 – 417.
- [11] HAYASHI K, ASO S, TANI Y. Experimental study on thermal protection system by opposing jet in supersonic flow[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2006, 43(1): 233 – 235.
- [12] HAYASHI K, ASO S, TANI Y. Numerical study of thermal protection system by opposing jet [C]// Proceedings of 43rd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 2005.
- [13] LI S B, HUANG W, LEI J, et al. Drag and heat reduction mechanism of the porous opposing jet for variable blunt hypersonic vehicles [J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2018, 126: 1087 – 1098.
- [14] HUANG W. A survey of drag and heat reduction in supersonic flows by a counterflowing jet and its combinations[J]. Journal of Zhejiang University-SCIENCE A (Applied Physics & Engineering), 2015, 16(7): 551 – 561.
- [15] HUANG W, CHEN Z, YAN L, et al. Drag and heat flux reduction mechanism induced by the spike and its combinations in supersonic flows; a review[J]. Progress in Aerospace Sciences, 2019, 105: 31 – 39.
- [16] WIETING A R, HOLDEN M S. Experimental study of shock wave interference heating on a cylindrical leading edge at Mach 6 and 8 [C]// Proceedings of AIAA 22nd Thermophysics Conference, 1987.