

专题: 热传导及其相关交叉领域研究 • 封面文章

非封闭式热斗篷热防护特性*

苗钰钊 唐桂华†

(西安交通大学能源与动力工程学院, 热流科学与工程教育部重点实验室, 西安 710049)

(2023年8月2日收到; 2023年9月13日收到修改稿)

高超声速飞行器在飞行过程中产生大量气动热, 高效的热防护技术对保证其正常工作具有重要意义. 本文基于热超材料调控热流传播路径思想, 针对高超声速飞行器头锥, 采用坐标变换法设计非封闭式点变换热斗篷及简化近似的多层结构. COMSOL 数值模拟研究表明, 两种结构均有效实现导热和辐射热流的热绕流, 使部分热量沿头锥表面传播, 头锥前端温度显著降低, 机体升温速率减缓. 但其热防护性能的提升要求材料固相和辐射热导率低于原隔热材料. 进一步设计了非封闭式域变换热斗篷, 材料固相和辐射热导率均可高于原隔热材料. 模拟结果表明, 热绕流显著提升了域变换热斗篷的热防护能力, 相比于纯隔热材料, 头锥前端温度降低达 100 K, 机体降温达 10 K, 展现出重要的热防护应用潜力.

关键词: 热超材料, 坐标变换, COMSOL, 热防护

PACS: 44.10.+i, 44.40.+a, 81.05.Xj

DOI: 10.7498/aps.73.20231262

1 引言

当高超声速飞行器以高超声速长航时飞行时, 飞行器表面与周围空气发生剧烈摩擦, 头锥和前缘等尖锐部件气动热高达几十 MW/m^2 量级, 给飞行器的安全设计带来巨大挑战^[1,2]. 发展先进的热防护系统, 满足飞行器外层防热、内层隔热的基本需求, 对于飞行器结构稳定及内部仪器设备的安全运行至关重要^[3]. 根据防热原理不同, 热防护系统可分为被动防热、半被动防热和主动防热三类. 发汗冷却^[4-6]、热管冷却^[7,8]等主动/半主动防热技术具有优越的热防护性能, 但其结构和技术复杂, 仍处于探索阶段. 以隔热材料为代表的被动防热技术可靠, 结构简单, 在热防护系统中使用最为广泛. 面对严酷的热力学环境, 高速飞行器所用的隔热材料必须具有轻质、高效及耐高温等特点^[9]. 王飞等^[10]设计了“耐高温层+隔热缓冲层+核心隔热层”的多功能多层次一体化热防护结构. 由外至内, 耐高温

层抵御高温冲击, 维持气动外形, 隔热缓冲层进一步降低温度, 核心隔热层具有极佳的隔热性能. 气凝胶是目前隔热性能最好的固体材料^[11], 且满足高超声速飞行器的轻质化要求^[12], 可用作核心隔热层材料. 然而, 高温辐射传热使气凝胶等效热导率显著增大^[13]. 面对高超声速飞行器的极端气动加热环境, 同时抑制向机体的导热及辐射传热是提升热防护性能的有效方法, 这对隔热材料提出了新的要求与挑战.

近年来, 热超材料以其卓越的热流调控能力, 得到了快速发展^[14-18]. 基于变换热学设计的热隐身斗篷, 可以使热流沿斗篷绕过内部区域后恢复原来的传播路径, 理论上既可以阻止热量向内部传递, 又可以避免对外部温度场的扰动, 展现重要热防护应用潜力. 针对热传导, Narayana 等^[19]构建了环形多层结构热隐身斗篷, 数值和实验研究发现其隔热性能优于组成材料聚酰亚胺. 2020年, Xu 等^[20]提出同时控制导热及辐射传热的热变换理论, 为设计热隐身斗篷同时控制导热和辐射传热进而

* 国家自然科学基金 (批准号: 52130604, 51825604) 资助的课题.

† 通信作者. E-mail: ghtang@mail.xjtu.edu.cn

提升热防护性能提供了理论基础.

然而, 热隐身斗篷的研究多局限于简单几何结构^[21,22], 且要求完全包裹被保护区域. 对于高超声速飞行器, 其复杂外形增大了设计难度, 难以采用整体包裹式的热隐身斗篷实现热防护. 因此, 以高超声速飞行器头锥为研究对象, 本文提出非封闭式热斗篷, 作为核心隔热层的防护材料, 利用导热及辐射的高温热绕流特性, 实现复杂几何区域热防护, 通过有限元软件 COMSOL Multiphysics 进行数值仿真验证, 为高超声速飞行器的热防护提出了新的途径.

2 模型与设计方法

在不改变飞行器气动外形的前提下, 为提升头锥热防护性能, 本文围绕气凝胶构成的核心隔热层进行坐标变换设计非封闭式热斗篷. 气凝胶作为参与性辐射介质, 热辐射在气凝胶骨架结构上会发生吸收、发射和散射等过程^[13]. 由于满足光学厚介质假设, 气凝胶内部的辐射传热可用 Rosseland 模型描述^[23]. 基于傅里叶导热模型与 Rosseland 辐射模型, Xu 等^[20]通过坐标变换实现对导热和辐射热流的同时控制, 变换参数为

$$\begin{aligned} (\rho C)' &= \rho_0 C_0 / \det \mathbf{A}, \quad n' = n_0, \\ \beta' &= \mathbf{A}^{-\tau} \beta_0 \mathbf{A}^{-1} \det \mathbf{A}, \quad \kappa' = \mathbf{A} \kappa_0 \mathbf{A}^{\tau} / \det \mathbf{A}, \end{aligned} \quad (1)$$

其中, κ 是热导率, β 是 Rosseland 平均消光系数, n 是相对折射率, ρ 和 C 分别是密度和热容, 下标 0 表示变换前的均质材料, \mathbf{A} 为雅克比变换矩阵^[24], \mathbf{A}^{τ} 表示矩阵 \mathbf{A} 的转置.

高超声速飞行器飞行时的壁面热流分布情况如图 1(a) 所示, 头锥和机翼前缘的壁面热流密度最大^[25]. 以头锥热防护为研究目标, 本文设计了如图 1(b) 所示的二维简化模型. 头锥外形可视为由椭圆曲线与倾斜直线相连而成, 因此, 以 θ_1 为分界, 在极坐标系中对头锥外形曲线作分段描述. 对于倾斜直线段, 分别以分界处椭圆极径长度 R_0 与倾斜直线的极径长度 R 表示辅助线 OD 的长度, 根据几何关系, 得到如下等式:

$$R_0 \sin(\gamma + \theta_1) = R \cos[\theta - (\pi/2 - \gamma)]. \quad (2)$$

于是, 头锥曲线在极坐标系中可表示为

$$R = \begin{cases} \frac{ab}{\sqrt{a^2 \sin^2 \theta + b^2 \cos^2 \theta}}, & 0 \leq \theta \leq \theta_1, \\ \frac{R_0 \sin(\gamma + \theta_1)}{\cos[\theta - (\pi/2 - \gamma)]}, & \theta_1 < \theta \leq \theta_2, \end{cases} \quad (3)$$

式中, a, b 分别是椭圆的长短轴, R_0 表示椭圆段末端的极径长度, θ_1 和 θ_2 分别为倾斜段起点和末端的极角, γ 为倾斜段与水平方向的夹角.

基于宏观热流调控思想, 作如下点变换:

$$r' = \frac{R_2 - R_1}{R_2} r + R_1, \quad \theta' = \theta, \quad (4)$$

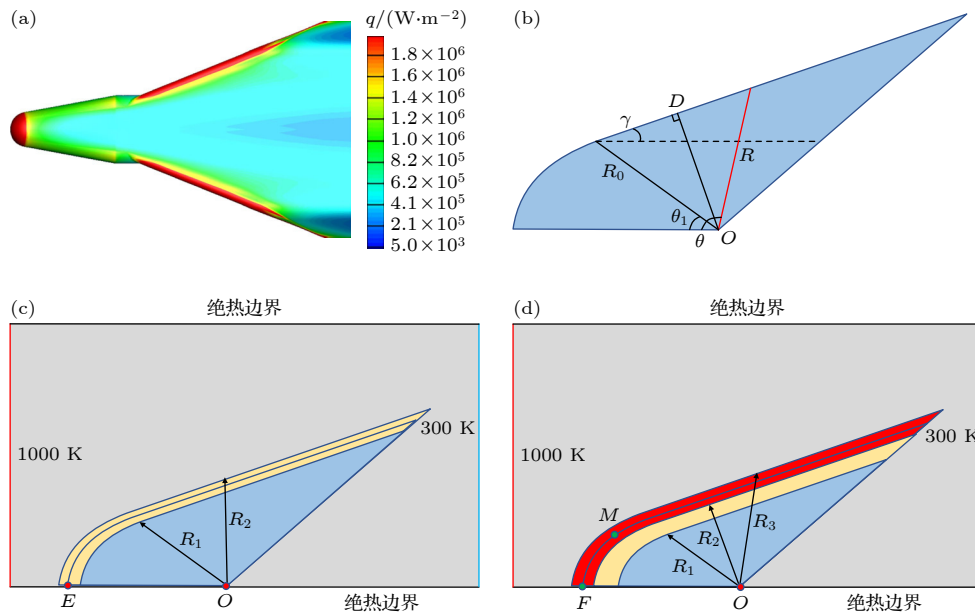


图 1 几何变换与计算模型 (a) 高超声速飞行器壁面热流分布; (b) 头锥二维简化模型; (c) 点变换热斗篷; (d) 域变换热斗篷

Fig. 1. Schematic of thermal cloak and computational model: (a) Heat flux of hypersonic vehicle surface; (b) simplified geometry of nose cone; (c) point transformation thermal cloak; (d) region transformation thermal cloak.

其中, 头锥曲线 R_2 由 (3) 式表达, $a = 0.2 \text{ m}$, $b = 0.1 \text{ m}$, $\gamma = 15^\circ$, $\theta_1 = 40^\circ$, $\theta_2 = 144^\circ$, $R_1 = 0.8R_2$. 如图 1(c) 所示, 区域 Ω_2 ($R_1 < r < R_2$) 表示由气凝胶隔热材料构成的核心隔热层, 经过坐标变换, 将头锥区域 Ω_1 ($0 < r < R_2$) 压缩为区域 Ω_2 ($R_1 < r < R_2$), 代替气凝胶材料形成非封闭热斗篷, 其理论热导率和消光系数由 (1) 式计算得到. 理论上, 导热及辐射热流将绕过机体, 在热斗篷层内传递, 形成热绕流, 起到热防护效果.

由于点变换热斗篷内边界的理论参数具有奇异性, 本文进一步提出如图 1(d) 所示的域变换, 变换关系如下:

$$r' = \frac{R_3 - R_2}{R_3 - R_1}r + \frac{R_2 - R_1}{R_3 - R_1}R_3, \quad \theta' = \theta, \quad (5)$$

其中, R_3 由 (3) 式表示, $a = 0.2 \text{ m}$, $b = 0.1 \text{ m}$, $\gamma = 15^\circ$, $\theta_1 = 40^\circ$, $\theta_2 = 144^\circ$, $R_2 = 0.9R_3$, $R_1 = 0.7R_3$. 经坐标变换, 原核心隔热层 Ω_3 ($R_1 < r < R_3$) 被压缩形成热斗篷 Ω_4 ($R_2 < r < R_3$), 以“热斗篷 Ω_4 ($R_2 < r < R_3$) + 气凝胶 Ω_5 ($R_1 < r < R_2$)”构成新的核心隔热层, 热流在斗篷内部传递, 无奇异参数.

以上两种变换, 结合头锥热防护的具体目标, 将传统环形热斗篷变换 (4) 与 (5) 所用的封闭环形曲线 r 改为 (3) 式所示的非封闭分段曲线 R . 此外, 针对变换 (5), 将环形斗篷中为去除参数奇异性所引入的虚拟内边界 R_1 扩大, 以隔热层内边界作为 R_1 , 赋予其实际物理意义.

3 结果与讨论

3.1 非封闭式点变换热斗篷

头锥热流密度在驻点区最大, 沿着头锥表面热流密度逐渐下降 [26]. 对于核心隔热层, 其温度分布应与头锥外表面一致. 为对比纯隔热材料与非封闭式热斗篷的热防护性能, 对边界条件作简化处理, 近似实现头锥前端温度最高, 沿表面温度逐渐降低的温度分布. 如图 1(c) 所示, 将飞行器头锥置于长前端 0.8 m 、宽 0.4 m 的矩形背景内, 设左边界温度为 1000 K , 右边界温度为 300 K , 上下边界绝热, 初始温度为 300 K . 在图 1(c) 所示结构中, 原核心隔热层为气凝胶隔热材料, 现以热斗篷代替气凝胶, 进行对比研究. 基于数值模拟验证热斗篷防热机理, 对材料参数并无严格要求, 以 κ_b , β_b 和 κ_i , β_i 分别表示背景和隔热材料的热导率、消光系数,

参考 Xu 等 [20] 关于热隐身的模拟研究, 取 $\kappa_b = 1 \text{ W}/(\text{m}\cdot\text{K})$, $\beta_b = 100 \text{ m}^{-1}$, $\kappa_i = 0.05 \text{ W}/(\text{m}\cdot\text{K})$, $\beta_i = 800 \text{ m}^{-1}$. 为了控制变量, 所有材料相对折射率设为 1, 密度与热容之积均设为 $1.0 \times 10^6 \text{ J}/(\text{m}^3\cdot\text{K})$, 分别取不同的 κ_0 和 β_0 , 通过 COMSOL 进行数值模拟, 探究非封闭式热斗篷的热绕流特性及热防护性能.

图 2(a) 为热斗篷内部点 O 的升温曲线. 从图 2(a) 可看出, 当 $\kappa_0 = \kappa_i = 0.05 \text{ W}/(\text{m}\cdot\text{K})$, $\beta_0 = \beta_i =$

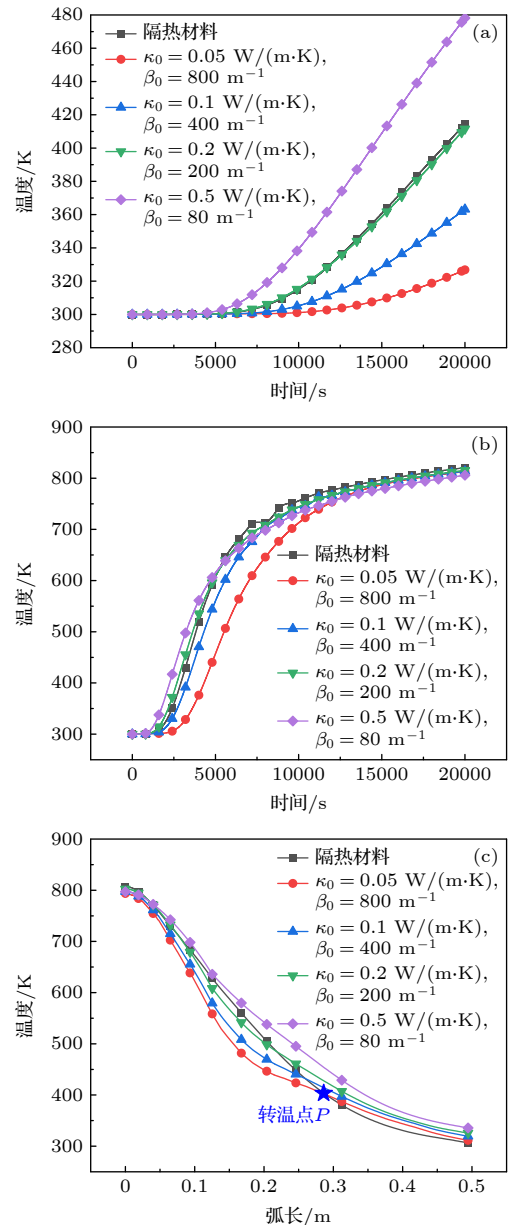


图 2 点变换热斗篷的热防护特性 (a) O 点升温曲线; (b) E 点升温曲线; (c) 曲线 $R = 0.9R_2$ 的温度分布

Fig. 2. Thermal protection characteristics of point transformation thermal cloak: (a) Temperature variation at point O against time; (b) temperature variation at point E against time; (c) temperature profile on the curve $R = 0.9R_2$.

800 m⁻¹, 热斗篷的 *O* 点温度显著低于隔热材料, 具有更优异的热防护性能. 然而, 随着热导率 κ_0 增大, 消光系数 β_0 减小, 热斗篷 *O* 点的升温速率逐渐增大, 其热防护性能最终低于隔热材料. 图 2(b) 表示热斗篷前端 *E* 点随时间的升温曲线. 可以看出, 当 $\kappa_0 = \kappa_i = 0.05$ W/(m·K), $\beta_0 = \beta_i = 800$ m⁻¹, 热斗篷前端温度显著低于隔热材料, 随着传热过程的进行, 两者温差逐渐减小并趋于稳定. 为进一步分析热斗篷的热绕流特性, 对 20000 s 时隔热材料与热斗篷同一曲线 $R = 0.9R_2$ 上的温度分布进行测试, 如图 2(c) 所示. 可以看出, 当 $\kappa_0 = \kappa_i = 0.05$ W/(m·K), $\beta_0 = \beta_i = 800$ m⁻¹, 与理论设计相一致, 热斗篷内部存在热绕流现象, 部分热流沿斗篷向后传递, 导致 *P* 点左侧热斗篷温度低于隔热材料, *P* 点右侧热斗篷温度高于隔热材料. 定义 *P* 点所在位置为转温点, 转温点的存在表明热斗篷具有热绕流特性, 其越接近热斗篷前端, 热绕流特性越显著. 随着热导率 κ_0 增大, 消光系数 β_0 减小, 热斗篷的转温点前移, 热绕流特性增强.

上述分析表明, 非封闭式点变换热斗篷可以实现导热及辐射的热绕流, 当 κ_0, β_0 分别与隔热材料的热导率、消光系数相等时, 其具有更优异的热防护性能, 可应用于高超声速飞行器等复杂目标区域的高温热防护.

3.2 简化多层结构热斗篷

由坐标变换设计得到的点变换热斗篷参数具有各向异性与非均质性, 天然材料难以实现 [27]. 根据等效介质理论 [28], 两种各向同性材料交替堆叠并形成一定倾角的多层结构能够呈现各向异性. 因此, 采用多层结构作为点变换热斗篷的简化近似, 以隔热层作为最内层, 与导热层交替排布, 每层厚度为 2 mm, 共 10 层, 设置两组参数进行模拟研究, 模拟条件与热斗篷相同. 其中, 两组结构的隔热层的热导率与消光系数依次分别为 0.05 W/(m·K), 800 m⁻¹; 0.025 W/(m·K), 1600 m⁻¹. 两组结构的导热层的热导率与消光系数依次分别为 20 W/(m·K), 12.5 m⁻¹; 40 W/(m·K), 6.25 m⁻¹.

对比隔热材料与点变换热斗篷 ($\kappa_0 = \kappa_i = 0.05$ W/(m·K), $\beta_0 = \beta_i = 800$ m⁻¹), 分析多层结构的热绕流特性与热防护性能. 图 3(a) 为 *O* 点升温曲线, 多层结构 1 的隔热层参数与隔热材料相

同, 其等效径向热导率大于隔热材料, 因此 *O* 点升温速率大于隔热材料. 随着传热过程的进行, 多层结构 2 的 *O* 点温度逐渐低于隔热材料, 表现出更好的热防护性能, 但与点变换热斗篷仍存在较大差距. 如图 3(b) 和图 3(c) 所示, 进一步测试前端 *E* 点的升温曲线和 20000 s 时曲线 $R = 0.9R_2$ 上的温度分布. 可以看出, 与点变换热斗篷相比, 多层结构前端 *E* 点的升温速率显著减缓, 转温点 *Q* 前移, 热绕流特性更加显著.

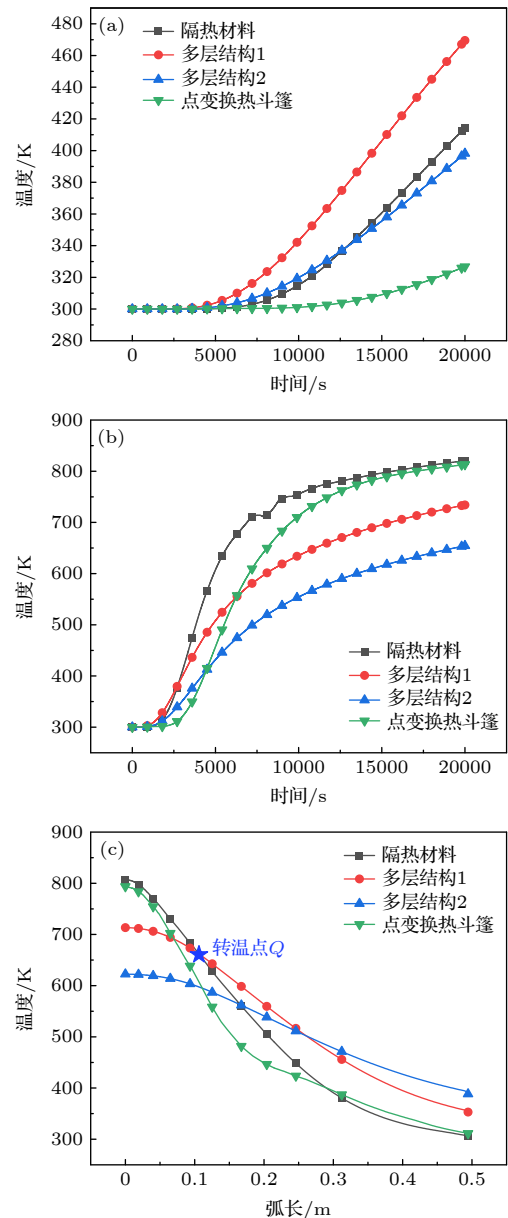


图 3 多层结构热防护特性 (a) *O* 点升温曲线; (b) *E* 点升温曲线; (c) 曲线 $R = 0.9R_2$ 温度分布

Fig. 3. Thermal protection characteristics of multilayers cloak: (a) Temperature variation at point *O* against time; (b) temperature variation at point *E* against time; (c) temperature profile on the curve $R = 0.9R_2$.

导热层的存在使得沿头锥表面的热流传递更加迅速, 从而提升热绕流效果, 但为了实现热防护, 需增强多层结构隔热层的隔热能力.

3.3 非封闭式域变换热斗篷

如图 1(d) 所示, 以“域变换热斗篷 + 隔热材料”代替原核心隔热层, 域变换消除了热斗篷理论参数的奇异性, 其内边界径向等效热导率最小. 以 κ_{eff} 表示原隔热材料的等效热导率, 当 $\kappa_0 = \kappa_i, \beta_0 = \beta_i$, 由计算可知, 域变换热斗篷内部最小径向等效热导率等于 $0.2593\kappa_{\text{eff}}$. 为使斗篷各处热导率均不小于原隔热材料, 增大 κ_0 , 减小 β_0 使热斗篷最小径向等效热导率等于 κ_{eff} . 于是得到域变换斗篷 1 和域变换斗篷 2, 其 κ_0, β_0 分别为 0.05, 0.19 W/(m·K) 和 800, 207 m⁻¹.

图 4(a) 为点 O 的升温曲线. 可以看出, 两组域变换斗篷的 O 点升温速率均慢于隔热材料, 热防护性能更加优异. 为探究域变换斗篷热防护性能提升的原因, 分别测试隔热材料、域变换斗篷前端

点 F 的升温曲线与 20000 s 时曲线 $R = 0.96R_3$ 上的温度分布, 如图 4(b) 和图 4(c) 所示. 可以看出, 两组域变换斗篷的 F 点温度均低于隔热材料, 转温点 S 接近曲线 $R = 0.96R_3$ 的末端. 可见, 域变换斗篷内部同样存在热绕流, 但相比于多层结构, 其热绕流现象较为微弱.

$$\begin{bmatrix} q_x \\ q_y \end{bmatrix} = -\kappa \cdot \nabla T = - \begin{bmatrix} \kappa_{xx} & \kappa_{xy} \\ \kappa_{yx} & \kappa_{yy} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \frac{\partial T}{\partial x} \\ \frac{\partial T}{\partial y} \end{bmatrix}. \quad (6)$$

(6) 式为热流密度的计算式, 定义向头锥内侧机体的热流 (水平向右, 竖直向下) 为正. 分析域变换热斗篷的热导率值, 发现热导率张量主对角元素值恒为正, 副对角元素存在负值, 由此计算出的局部热流可能为负. 因此, 选取域变换斗篷 2 内一点 M 进行测试, 得到图 4(d) 所示的热流密度变化曲线. 可以看到, 随着传热过程的进行, 纵向热流首先增大, 随后逐渐减小直至为负, 发生热流反转. 当横向热流为正, 纵向热流为负, 总热流将沿着头锥表面方向传播, 充分证明域变换热斗篷内部存在

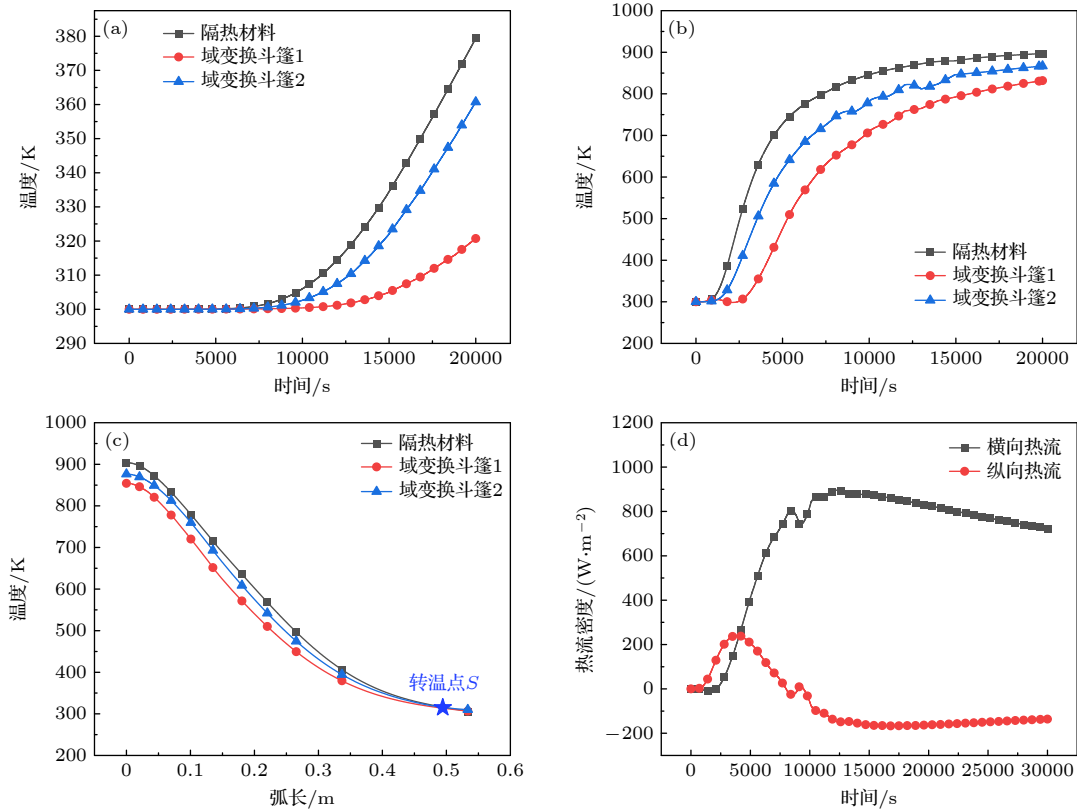


图 4 域变换热斗篷热防护特性 (a) O 点升温曲线; (b) F 点升温曲线; (c) 曲线 $R = 0.96R_3$ 温度分布; (d) M 点热流密度变化曲线

Fig. 4. Thermal protection characteristics of region transformation thermal cloak: (a) Temperature variation at point O against time; (b) temperature variation at point F against time; (c) temperature profile on the curve $R = 0.96R_3$; (d) heat flux at point M against time.

热绕流现象. 考虑实际高超声速飞行器的极端热环境, 另外对 3000 K 高温边界条件下的域变换热斗篷进行了模拟研究, 发现同样存在热绕流现象, 且热防护性能优于纯隔热材料.

特别注意的是, 相比于点变换热斗篷与多层结构, 域变换热斗篷 2 内各点的径向等效热导率均高于原隔热材料, 然而利用宏观热绕流特性成功实现了热防护性能的提升, 其内部点 O 降温达 10 K, 头锥前端降温达 100 K.

对于各向同性的隔热材料, 其热导率和消光系数数值决定了其热防护能力的极限. 基于坐标变换理论设计的域变换热斗篷, 通过选取合适的 κ_0 , β_0 , 使斗篷内部各点的热导率大于原隔热材料, 消光系数小于原隔热材料, 由于具备热绕流特性, 其热防护能力反而优于原隔热材料, 成功突破了现有隔热材料热防护能力的极限. 域变换热斗篷的热防护特性可以通过机器学习^[29]等智能算法进一步优化, 在热防护领域中展现重要应用潜力.

4 结 论

本文基于坐标变换理论, 针对飞行器头锥分别设计了非封闭式点变换及无奇异值的域变换热斗篷, 采用 COMSOL 有限元法模拟验证了导热及辐射热绕流特性并将隔热材料和多层结构进行对比, 得到如下结论:

1) 对于非封闭式热防护层, 点变换热斗篷、多层结构和域变换热斗篷均具有导热和辐射的热绕流特性;

2) 点变换热斗篷层内各点的径向热导率均小于 κ_0 , 径向消光系数均大于 β_0 , 当 κ_0 和 β_0 分别与隔热材料的热导率和消光系数相等时, 点变换热斗篷的热防护性能显著优于隔热材料;

3) 多层结构导热层的存在使得其热绕流特性十分显著, 但只有当隔热层的热导率足够小, 消光系数足够大, 整体径向等效热导率低于隔热材料径向热导率时才具有更优异的热防护性能;

4) 域变换消除了热斗篷的参数奇异性. 合理改变 κ_0 和 β_0 , 即使采用热导率更大、消光系数更小的各向异性材料, 基于热绕流效应也可以有效提升热防护性能, 从宏观热流调控的角度突破了隔热材料热防护能力的极限.

参考文献

- [1] Du C H 2023 *Equip. Environ. Eng.* **20** 43 (in Chinese) [杜晨慧 2023 *装备环境工程* **20** 43]
- [2] Gui Y W, Liu L, Wei D 2020 *Acta Aerod. Sin.* **38** 641 (in Chinese) [桂业伟, 刘磊, 魏东 2020 *空气动力学学报* **38** 641]
- [3] Xie Y W, Xia Y, Xu X W, Li Z, Lu H, Xu K L 2022 *Aerosp. Technol.* **4** 73 (in Chinese) [谢永旺, 夏雨, 许学伟, 李峥, 陆浩, 许孔力 2022 *空天技术* **4** 73]
- [4] Su H, Wang J H, He F, Chen L, Ai B C 2019 *Int. J. Heat Mass Transfer* **129** 480
- [5] Bohrk H 2015 *J. Spacecr. Rockets* **52** 674
- [6] Luan Y, He F, Wang J H 2023 *J. Propul. Technol.* **44** 22010020 (in Chinese) [栾芸, 贺菲, 王建华 2023 *推进技术* **44** 22010020]
- [7] Liu H P, Liu W Q 2016 *Acta Astronaut.* **118** 210
- [8] Chen L Z, Ou D B 2010 *J. Exp. Fluid Mech.* **24** 51 (in Chinese) [陈连忠, 欧东斌 2010 *实验流体力学* **24** 51]
- [9] Li J, Zhang F, Zhang L J, Li W J, Zhao Y M 2019 *Trans. Beijing Inst. Technol.* **39** 1051 (in Chinese) [李健, 张凡, 张丽娟, 李文静, 赵英民 2019 *北京理工大学学报* **39** 1051]
- [10] Wang F, Wang Q Y, Sun C, Kang H L 2023 *J. Aerosp. Power* **38** 1075 (in Chinese) [王飞, 王秦阳, 孙创, 康宏琳 2023 *航空动力学报* **38** 1075]
- [11] Hu P, Jiang Y G, Zhang Z M, Feng J Z, Li L J, Feng J 2020 *Mater. Rep.* **34** 07082 (in Chinese) [瑚佩, 姜勇刚, 张忠明, 冯军宗, 李良军, 冯坚 2020 *材料导报* **34** 07082]
- [12] Gou J Z, Xiao S, Hu J X, Gao G, Gong C L 2022 *J. Astronaut.* **43** 983 (in Chinese) [苟建军, 肖爽, 胡嘉欣, 高戈, 龚春林 2022 *宇航学报* **43** 983]
- [13] Zhao Y 2015 *Ph. D. Dissertation* (Xi'an: Xi'an Jiaotong University) (in Chinese) [赵越 2015 博士学位论文 (西安: 西安交通大学)]
- [14] Fan C Z, Gao Y, Huang J P 2008 *Appl. Phys. Lett.* **92** 251907
- [15] Guenneau S, Amra C, Veynante D 2012 *Opt. Express* **20** S207
- [16] Narayana S, Sato Y 2012 *Phys. Rev. Lett.* **108** 214303
- [17] Lou Q, Xia M G 2023 *Chin. Phys. Lett.* **40** 094401
- [18] Zhang J, Zhang H C, Huang Z L, Sun W B, Li Y Y 2022 *Chin. Phys. B* **31** 014402
- [19] Narayana S, Savo S, Sato Y 2013 *Appl. Phys. Lett.* **102** 201904
- [20] Xu L J, Dai G L, Huang J P 2020 *Phys. Rev. Appl.* **13** 024063
- [21] Yang S, Wang J, Dai G L, Yang F B, Huang J P 2021 *Phys. Rep.* **908** 1
- [22] He B, Yang W, Liu F H 2019 *Appl. Math. Lett.* **94** 99
- [23] Maleki H 2016 *Chem. Eng. J.* **300** 98
- [24] Huang S Y 2021 *M. S. Thesis* (Wuhan: Huazhong University of Science and Technology) (in Chinese) [黄诗瑶 2021 硕士学位论文 (武汉: 华中科技大学)]
- [25] Nie C S, Huang J D, Wang X, Li Y 2017 *Acta Aerod. Sin.* **35** 760 (in Chinese) [聂春生, 黄建栋, 王迅, 李宇 2017 *空气动力学学报* **35** 760]
- [26] Jiang Z J 2008 *M. S. Thesis* (Changsha: National University of Defense Technology) (in Chinese) [姜志杰 2008 硕士学位论文 (长沙: 国防科技大学)]
- [27] Sha W, Xiao M, Zhang J H, Ren X C, Zhu Z, Zhang Y, Xu G Q, Li H G, Liu X L, Chen X, Gao L, Qiu C W, Hu R 2021 *Nat. Commun.* **12** 7228
- [28] Vennuri K P, Bandaru P R 2013 *Appl. Phys. Lett.* **103** 133111
- [29] Ji Q X, Qi Y C, Liu C W, Meng S H, Liang J, Kadic M, Fang G D 2022 *Int. J. Heat Mass Transfer* **189** 122716

SPECIAL TOPIC—Heat conduction and its related interdisciplinary areas • COVER ARTICLE

Thermal protection characteristics of non-enclosed thermal cloak*Miao Yu-Zhao Tang Gui-Hua[†]

(MOE Key Laboratory of Thermo-Fluid Science and Engineering, School of Energy and Power Engineering,
Xi'an Jiaotong University, Xi'an 710049, China)

(Received 2 August 2023; revised manuscript received 13 September 2023)

Abstract

The aerodynamic heat of hypersonic vehicle nose cone can reach tens of MW/m² during flight, which could be transferred to the interior of hypersonic vehicle in the form of conduction and radiation. High efficient thermal insulation technology is of significance in keeping internal electronic components working safely. Thermal metamaterials can regulate the macroscopic heat flow path, and they are developing rapidly and have a wide application prospect in the field of thermal protection. In this work, a non-enclosed point transformation thermal cloak is designed to guide heat flow around hypersonic vehicle nose cone by using the transformation multithermotics, which can control thermal conduction and radiation simultaneously. A multi-layer structure is designed as cloak's simplified approximation due to the anisotropic parameters. Based on the software COMSOL, the thermal protection characteristics and heat transfer mechanism of the point transformation cloak and multi-layer structure are studied numerically. The results show that heat can flow around the object in the form of conduction and radiation in both point transformation thermal cloak and multi-layer structure, so the heat transferred to the inner area decreases. Comparing with the thermal insulation material, the heating rate of the protected area slows down, and the temperature in the front of the hypersonic vehicle nose cone is significantly reduced. However, the improvement of the thermal protection performance of point transformation cloak and multi-layer structures requires that the solid thermal conductivity and radiative thermal conductivity of the material are lower than those of the original thermal insulation material. To solve this problem, a non-enclosed region transformation thermal cloak is further proposed. The solid thermal conductivity and radiative thermal conductivity of region transformation thermal cloak are non-singular, which could be higher than those of the original thermal insulation material. Numerical simulation results show that the region transformation thermal cloak can guide heat flow around object, so the thermal protection capability is improved significantly. Comparing with the thermal insulation materials, the temperature of the front of the hypersonic vehicle nose cone is reduced by 100 K, and the temperature of the inner central zone of the hypersonic vehicle nose cone is reduced by 10 K. The non-enclosed region transformation thermal cloak provides a new approach to realizing thermal protection and is suitable for complex target areas, showing great application potential in thermal protection.

Keywords: thermal metamaterial, coordinate transformation, COMSOL, thermal protection

PACS: 44.10.+i, 44.40.+a, 81.05.Xj

DOI: [10.7498/aps.73.20231262](https://doi.org/10.7498/aps.73.20231262)

* Project supported by the National Natural Science Foundation of China (Grant Nos. 52130604, 51825604).

† Corresponding author. E-mail: ghtang@mail.xjtu.edu.cn



非封闭式热斗篷热防护特性

苗钰钊 唐桂华

Thermal protection characteristics of non-enclosed thermal cloak

Miao Yu-Zhao Tang Gui-Hua

引用信息 Citation: *Acta Physica Sinica*, 73, 034401 (2024) DOI: 10.7498/aps.73.20231262

在线阅读 View online: <https://doi.org/10.7498/aps.73.20231262>

当期内容 View table of contents: <http://wulixb.iphy.ac.cn>

您可能感兴趣的其他文章

Articles you may be interested in

基于热超构材料的能量收集与热电转换特性

Energy harvesting and thermoelectric conversion characteristics based on thermal metamaterials

物理学报. 2022, 71(20): 207304 <https://doi.org/10.7498/aps.71.20221061>

平板式螺旋相位板的设计与应用

Design and application of flat spiral phase plate

物理学报. 2019, 68(5): 054102 <https://doi.org/10.7498/aps.68.20181677>

热智能材料及其在空间热控中的应用

Thermal smart materials and their applications in space thermal control system

物理学报. 2022, 71(1): 014401 <https://doi.org/10.7498/aps.71.20211889>

非热等离子体材料表面处理及功能化研究进展

Recent progress of non-thermal plasma material surface treatment and functionalization

物理学报. 2021, 70(9): 095203 <https://doi.org/10.7498/aps.70.20202233>

纳米组装相变储热材料的热设计前沿

Thermal design frontiers of nano-assembled phase change materials for heat storage

物理学报. 2022, 71(1): 016501 <https://doi.org/10.7498/aps.71.20211776>

多孔结构体材料热整流效应

Thermal rectification enhancement based on porous structure in bulk materials

物理学报. 2021, 70(23): 236501 <https://doi.org/10.7498/aps.70.20211285>