

稀薄流航天器鼻锥迎风凹腔气动力和 气动热性能研究*

张 帅, 方蜀州, 许 阳

(北京理工大学 宇航学院, 北京 100081)

摘 要: 为探究稀薄流流域迎风凹腔的气动防热特性, 采用直接模拟蒙特卡罗 (DSMC) 方法, 对稀薄流流域中航天器鼻锥迎风凹腔气动力与气动热性能进行了研究。得到了鼻锥外壁面、凹腔侧壁面以及凹腔底面的热流密度分布情况, 分析了不同凹腔深宽比对鼻锥冷却效率以及凹腔腔体内气体参数的影响。以深宽比为1的凹腔为基准, 研究了凹腔唇口钝化半径对航天器气动热与气动力的影响。数值结果表明, 稀薄流流域中迎风凹腔能够使鼻锥外壁面的热流密度下降7%左右; 当凹腔深宽比达到1之后, 凹腔侧壁面热流变化趋于一致, 热流密度最低点的轴向位置不随深宽比改变, 且凹腔底部热流很小, 仅为 $L/D=0.5$ 算例的28.66%; 凹腔近底部气体均由稀薄流转化为连续流, 凹腔内气体压力不断振荡; 唇口钝化没有明显优势, 虽然可以降低鼻锥峰值热流, 但是会带来严重的气动力性能下降。

关键词: 航天器; 鼻锥; 稀薄流; 凹腔; 气动力; 气动热; 热流

中图分类号: V423.6 **文献标识码:** A **文章编号:** 1001-4055 (2021) 09-2002-09

DOI: 10.13675/j.cnki.tjjs.190880

Aerodynamics and Aerothermodynamics Analyses of Space Vehicle Nose with Forward-Facing Cavity in Rarefied Flow

ZHANG Shuai, FANG Shu-zhou, XU Yang

(School of Aerospace Engineering, Beijing Institute of Technology, Beijing 100081)

Abstract: To investigate the thermal protection characteristics of forward-facing cavity in rarefied flow, a numerical study in aerodynamic and aerothermodynamics performance on the space vehicle applying the forward-facing cavity in rarefied flow was conducted via Direct Simulation Monte Carlo (DSMC) method. Heat flux distributions along the nose outer wall surface, cavity side wall surface and cavity base wall surface were obtained, afterwards, the thermal-cooling effect and the gas conditions in the forward-facing cavity with different length-depth ratios were analyzed. Moreover, on the basis of the model with length-depth ratios of 1, the variation in the aerodynamic and aerothermodynamics performance with nose lip bluntness radius was quantified to study the effect. The results show that the outer wall surface bears approximately 7% lower heat flux by creating a forward-facing cavity. When the length-depth ratio reaches 1, the trend of heat flux distributions along the cavity side wall surface is very similar, and the axial position where the heat flux drops to the lowest point no longer changes, meanwhile the heat flux along the cavity base wall surface is very small, which is only 28.66% of the model

* 收稿日期: 2019-12-20; 修订日期: 2020-04-23。

作者简介: 张 帅, 硕士生, 研究领域为稀薄气体动力学及DSMC方法。

通讯作者: 方蜀州, 博士, 教授, 研究领域为航空宇航推进技术及稀薄气体动力学。

引用格式: 张 帅, 方蜀州, 许 阳. 稀薄流航天器鼻锥迎风凹腔气动力和气动热性能研究[J]. 推进技术, 2021, 42(9): 2002-2010. (ZHANG Shuai, FANG Shu-zhou, XU Yang. Aerodynamics and Aerothermodynamics Analyses of Space Vehicle Nose with Forward-Facing Cavity in Rarefied Flow[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2021, 42(9): 2002-2010.)

with length–depth ratios of 0.5. The gas near the bottom of the cavity changes from rarefied flow to continuous flow and the gas pressure oscillates. In conclusion, there would be no apparent advantages of heat reduction due to the great increment of drag coefficient employing cavity lip bluntness. Although it can reduce peak heat flux, it would result in more severe aerodynamic degradation.

Key words: Space vehicle; Nose; Rarefied flow; Cavity; Aerodynamic; Aerothermodynamic; Heat flux

1 引言

航天器在再入大气层过程中,头部要经历严苛的气动热载荷,巨大的热量会烧蚀舱体材料,因此如何设计气动防热系统以降低高温烧蚀一直是人们关心的问题。目前,在各种高速飞行器防热方案设计中,迎风凹腔、喷雾冷却、逆向喷流等防热手段具有很强的实际应用背景。迎风凹腔就是在飞行器头部开槽,在凹腔的作用下,头部激波发生高频振荡消耗能量从而降低热流。

这种结构最早被 Hartmann^[1]作为一种声源发生器提出,腔体部位气体发生高频振荡从而产生了声源声波。20世纪60年代初, Burbank等^[2]首先利用计算流体力学方法对柱状腔体的气动热进行分析,计算得到了高马赫数下传热系数和压力的分布。结果表明,凹腔结构能在一定程度上降低前缘鼻锥热流,并在此基础上提出了迎风凹腔防热方法。

国外, Yuceil等^[3]使用红外摄像方法研究了马赫数4.9条件下的凹腔结构气动热特性,发现了“凹腔冷环”现象,即在凹腔内部会形成一圈热流较低的区域,并且较大直径的浅凹腔能够降低腔体周围的温度。Silton等^[4]通过风洞实验与热导模拟的方法研究了马赫数5条件下的凹腔结构鼻锥烧蚀随着时间的变化情况,实验结果表明,数值模拟与实验的烧蚀情况相一致。Seiler等^[5]对无凹腔、有凹腔等三种结构模型进行了分析,通过实验与数值仿真的方式研究了凹腔的防热特性,得出了最深的凹腔具有最小的热通量的重要结果。Selvaraj等^[6]将凹腔应用于高超声速钝头导弹外形中,通过实验以及数值方法,研究了马赫数8弹体头部气动传热特性。结果表明,最小的凹腔直径具有最高的升阻比,腔内的热通量减少量也达到最大。

国内,陆海波等^[7-9]利用计算流体力学方法对凹腔尺寸、凹腔与逆向喷流组合进行了研究,结果表明,凹腔与逆向喷流手段的组合能显著降低前缘鼻锥的热流,且冷却效果远远优于单一的迎风凹腔。孙喜万等^[10-11]利用求解平均雷诺N-S方程的方法对凹腔与逆向喷流组合进行设计优化,分析了射流工

作参数、来流条件、结构参数变化以及攻角等对表面压力和热流的影响。

值得注意的是,这些研究局限于连续流流域阶段,国内外均未开展稀薄流流域迎风凹腔的防热性能研究。另一方面,通过提高再入航天器在高空稀薄流中升力和升阻比等气动性能,采用可控再入轨道,提高航天器在高空稀薄流中减速过程消耗能量的比例,降低低空连续流中的最大热流密度,降低热防护要求和避免结构破坏,是航天器返回和重复使用技术的发展方向。随着在稀薄流中减速消耗能量比例的提高,再入航天器表面最大热流密度也可能出现在稀薄流中。因此,开展稀薄流流域迎风凹腔的防热性能研究也是十分必要的。

航天器的气动加热受气动性能和再入轨道的影响很大,图1给出了几种锥体航天器典型位置的热流沿弹道的变化情况^[12]。由图可知,再入轨道航天器表面最大热流出现的高度,随气动性能的提高和再入轨道的优化而升高,文中气动性能最好的航天器在70km高度,热流密度达到了最大。航天器在80km以上的高空大气环境中高速飞行,其流动表现出明显的稀薄气体效应^[13]。随着航天器气动性能的不不断提高,未来航天器再入过程中热流峰值也可能出现在稀薄流之中。

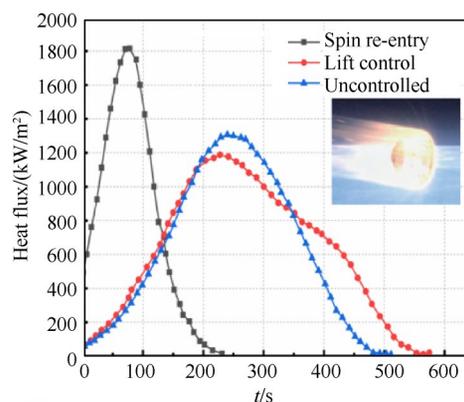


Fig. 1 Heat flux of spacecraft's typical position in the re-entry process for different trajectories^[12]

图2给出了研究中的高性能升力体航天器USV-X再入过程中再入高度和峰值热流随着再入时间的

合成变化曲线^[14],由图2可知,在整个再入过程中,峰值热流首先出现在110km附近处,此时气体环境处于稀薄流流域范围内。考虑到升力体航天器球头部分也是钝锥结构,研究并应用迎风凹腔结构可以进一步提高耐热能力。

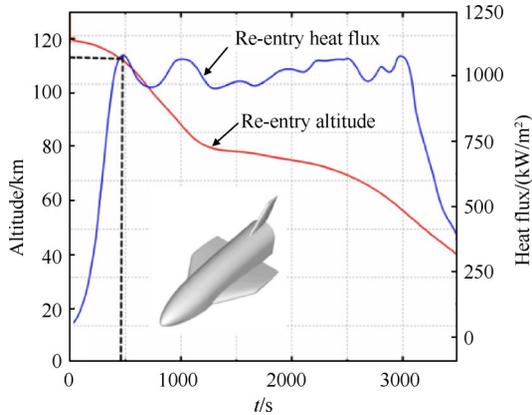


Fig. 2 Time-altitude and time-heat flux maps of USV-X in the re-entry process^[13]

从稀薄流到连续流是一个渐变过程,没有截然的界限,作为划分标准的克努森数中特征长度的确定有一定的主观性。再入航天器再入过程飞行区域遍历稀薄流与连续流,在两种流动区分不是很清晰的高度下,采用DSMC方法进行流动分析较能保证正确性,只是可能计算量要大。而求解N-S方程的方法所要求的连续性假设不一定成立。所以将划分模糊的流动领域当作稀薄流,应用DSMC方法分析较为适当。对一些再入航天器而言(特定的特征长度),60~90km高度恰好处于稀薄流和连续流划分模糊的流域,也是热流密度可能最高的高度。因此有必要将稀薄流域分析方法得到的迎风凹腔的气动性能与连续流分析方法结果进行对比分析。

本文基于已有的连续流的计算结果,采用DSMC方法,对稀薄流的流动条件下的航天器鼻锥迎风凹腔结构的热防护效果进行分析讨论,旨在进一步发展迎风凹腔结构的概念。

2 模型及方法校验

2.1 计算方法

稀薄流中的计算一般采用DSMC方法^[15]。该计算方法不依赖于连续性假设,在计算机中用大量模拟粒子代表真实气体分子。通过采样的方法确定每个网格中的粒子状况并得到模拟区域的流场结果。完全漫反射模型是一种以物面温度为平衡条件的非弹性碰撞模型^[16],模拟粒子碰撞物面之后遵循平衡

的Maxwell散射。漫反射粒子的分布函数满足:

$$f(C_r) = n_r \left(\frac{m}{2\pi kT} \right)^{1.5} \exp\left(-\frac{m}{2\pi kT} C_m^2\right) \quad (1)$$

稀薄流动要处理的问题的模型一般都是非封闭的,既存在入口又存在出口,那么模拟流场就会有粒子不断流入和流出边界,假设远方来流速 C_0 ,速度与远场边界的网格的外法向矢量的夹角 θ ,那么每个时间步内由入口流入计算域的模拟粒子数可由下式给出,即

$$N_i = \frac{n_\infty C_m S_i \Delta t}{2f\sqrt{\pi}} \left[\exp(-s^2 \cos^2 \theta) + \sqrt{\pi} \cos \theta \{1 + \operatorname{erf}(s \cos \theta)\} \right] \quad (2)$$

式中 n_∞ 代表自由来流的分子数密度; C_m 为来流速度的最概然速度; S_i 为远场边界网格的来流面面积; Δt 为时间步长; f 为每一个模拟粒子代表的真实粒子的个数; s 为分子的速度比,其值为来流的宏观速度 C_0 与来流速度的最概然速度 C_m 之比,即

$$s = C_0 \beta = \frac{C_0}{C_m} = \frac{C_0}{(2RT)^{1/2}} \quad (3)$$

$\operatorname{erf}(\alpha)$ 的定义为

$$\operatorname{erf}(\alpha) = (2/\sqrt{\pi}) \int_0^\alpha \exp(-x^2) dx \quad (4)$$

阻力系数、传热系数以及克努森数分别定义为

$$C_d = F_0 / \left(\frac{1}{2} \rho_\infty v_\infty^2 \right) \quad (5)$$

$$C_h = q_w / \left(\frac{1}{2} \rho_\infty v_\infty^3 \right) \quad (6)$$

$$Kn = \lambda/l \quad (7)$$

式中 F_0 为模型单位面积上所受的阻力; Kn 为克努森数; q_w 为壁面的法向热流,即单位时间内气体传递到单位表面积模型上的热量。DSMC方法通过计算碰撞壁面的模拟粒子的净能量通量来计算 q_w ; ρ_∞ 为自由来流的密度; v_∞ 为自由来流的速度; λ 为粒子平均自由程; l 为物体特征长度,基于锥体前缘半径, $L = R_n$ 。

2.2 算例校验

本文DSMC计算程序采用美国Sandia国家实验室的SPARTA程序。分别对文献[16]中的平板与文献[17]中的三角锥算例进行了仿真校验,模型和计算状态与文献完全相同。

算例1中的平板长度100mm,厚度5mm。平均自由程 $\lambda=1.6\text{mm}$, $Kn=0.016$,采用硬球模型,漫反射壁面。来流条件: $v_\infty=1504\text{m/s}$, $T_w=290\text{K}$, $n_\infty=3.716 \times 10^{20}/\text{m}^3$ 。图3为本文SPARTA程序计算的平板上表面热流数据和压力数据与自由喷流风洞试验测得的

上板表面热流数据和压力数据以及另外一种采用 DSMC 方法的 DAC 程序计算结果的对比。可见结果一致性良好,且 SPARTA 程序计算结果更加接近风洞实验数据。

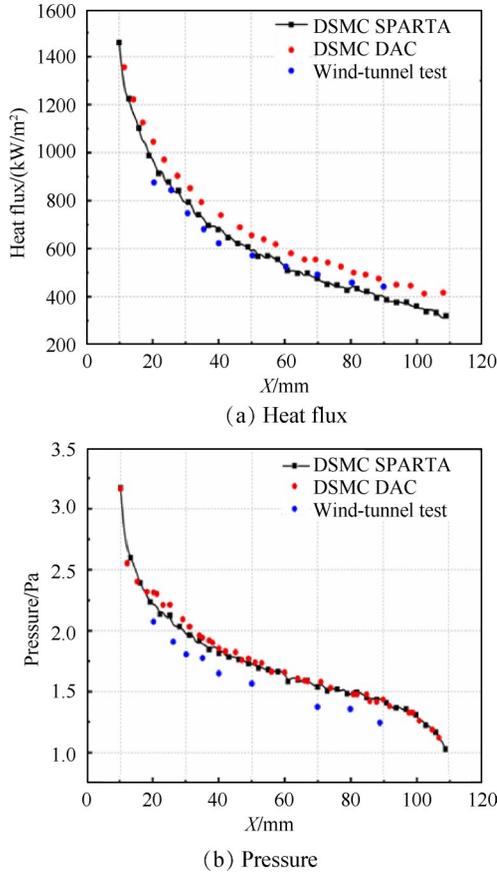


Fig. 3 Results along the upper surface of SPARTA code against wind-tunnel test and DAC code

算例 2 中的三角锥模型以及参数如图 4 所示。采用硬球模型,漫反射壁面,全氮气填充。来流条件: $v_\infty=5640\text{m/s}$, $n_\infty=3.8692\times 10^{20}/\text{m}^3$ 。图 5 为本文 SPARTA 程序计算的锥体表面热流密度与文献中实验测试数据的对比。由图可知,在三角锥头部热流密度较高,并且在迎风面,热流保持同一水平,肩部的热流密度急剧降低,而在支杆处又有上升趋势。仿真与实验数据整体上一致性较好,在一定程度上证明了 SPARTA 计算程序的正确性与可靠性。只是在肩部位置,由于参数变化梯度较大,SPARTA 仿真计算得到的数据与实验数据差别较大。

3 计算条件、结果与分析

3.1 凹腔几何形状与计算条件

计算构型选用 DASA 公司的钝体双锥,它能更好地满足内部布局约束(有效载荷装载)与运载系统的

约束,本文仅取前半部分锥体进行分析。图 6 给出了结构外形参数图,图中 L 为凹腔的深度, D 为凹腔的宽度,下文用 L/D 表示深宽比。

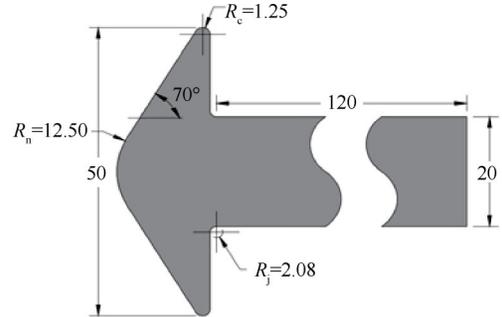


Fig. 4 Pyramid structure diagram (mm)

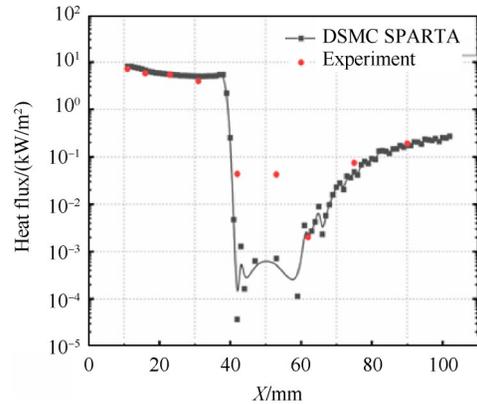
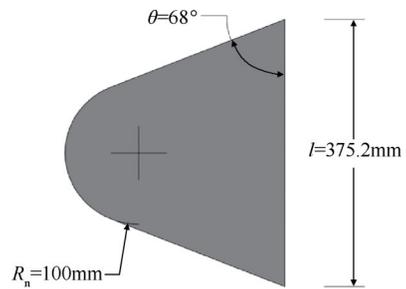
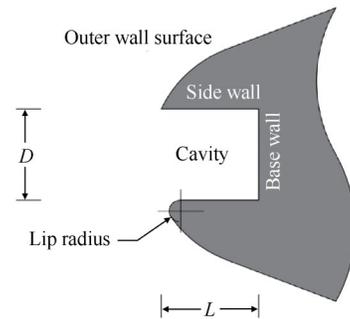


Fig. 5 Heat flux results comparison between SPARTA and experiment



(a) Normal model



(b) Forward-facing cavity model

Fig. 6 Model diagram

航天器再入大气层过程中,驻点热流随着再入高度呈现出先增高后降低的趋势,现根据文献[13]

的讨论,研究80km高度处(气体流域主要处于滑移流区域)迎风凹腔结构的气动特性。当 $Kn>0.01$ 时,开始出现滑移流,随着气体变得越来越稀薄,当 Kn 达到0.1和10时,其流动特征分别处于过渡流区和自由分子流区^[17]。通过航天器返回舱“再入走廊”^[18]确定再入速度。来流速度为6370m/s,分子数密度为 $3.8317\times 10^{20}/\text{m}^3$, Kn 约为0.04。采用硬球模型,漫反射壁面。坐标原点位于前缘驻点。计算网格采用基于自由程 $\Delta x\sim(1/3)\lambda$ 的正交自适应结构网格,为了方便宏观气体性质取样,网格尺寸要小于当地平均自由程。上下以及右边界条件采用自由出流边界,左边界条件为自由来流边界,来流方向平行于凹腔侧壁面。计算网格划分情况如图7所示,其中, Δx 为划分网格的边长, λ_{local} 为局部平均自由程,通过 $\Delta x/\lambda_{\text{local}}$ 来表征局部网格划分尺寸与局部平均自由程的关系,根据Bird的经验,当此值 >0.33 ,即网格尺寸约为局部平均自由程1/3倍时,计算即可满足精度要求。由图可知,程序在腔体内部进行了三级自适应网格划分,近壁面气体分子与壁面碰撞激烈,分子局部自由程变小,相应网格较密。 Z 轴方向网格依附 X - Y 平面网格划分,每个网格体均为正交正方体网格,整体上网格的划分满足计算精度要求。

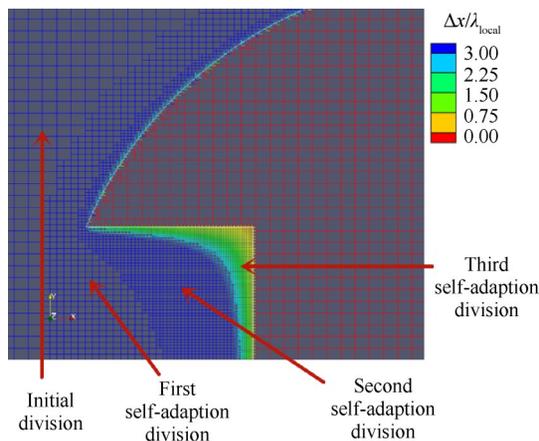


Fig. 7 Schematic diagram of computing grid division

为了消除由于网格划分的疏密程度导致的计算结果的偏差,对基于不同自由程($\Delta x/\lambda_{\text{local}}=0.33$, $\Delta x/\lambda_{\text{local}}=0.25$, $\Delta x/\lambda_{\text{local}}=0.20$)的正交自适应结构网格进行了计算,鼻锥外壁面热流计算结果如图8所示。由图可知,三种不同密度的自适应网格计算结果差别很小。当网格尺寸约为局部平均自由程1/3倍时,计算结果已经能够保证一定精度,为了节省计算资源,最终选用基于自由程 $\Delta x\sim\frac{1}{3}\lambda$ 的正交自适应结构网格进行计算。

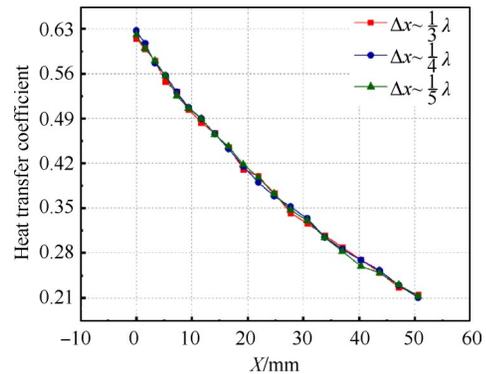


Fig. 8 Grid assessment

3.2 深宽比对头部气动热的影响

不同算例参数设置情况如表1所示,其中,深宽比为0,表示无凹腔。图9给出了各算例计算所得到的壁面热流分布情况。

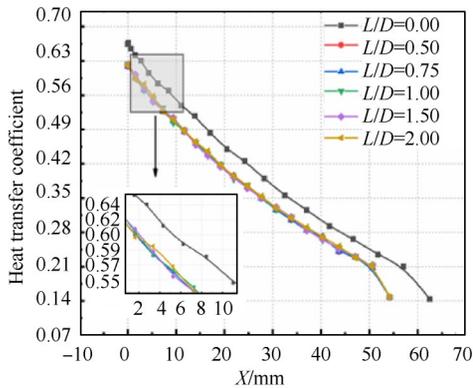
Table 1 Calculation examples with different L/D

Example	L/D	L/mm	D/mm
1	0.00	0	0
2	0.50	40	80
3	0.75	60	80
4	1.00	80	80
5	1.50	120	80
6	2.00	160	80

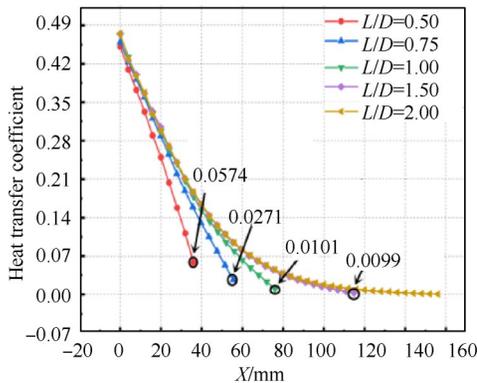
图9(a)给出了各个算例沿着鼻锥外壁面的传热系数分布情况。由图可知,在高超声速稀薄流流域中,热流密度在鼻锥驻点处达到最大,迎风凹腔能降低鼻锥处的热流密度,改善驻点热环境。不同深宽比的凹腔对防热效率没有造成明显影响,外壁面热流密度分布趋势受凹腔的影响很小。这与连续流中的计算结果有一定区别,在超声速连续流中,热流密度最大值出现的位置不在驻点处,而在驻点之后,且凹腔的深度越大,凹腔壁面的热流密度值越低。即深宽比越大,防热效率越高。稀薄流中,无凹腔鼻锥驻点传热率达0.675,迎风凹腔鼻锥驻点传热率基本维持在0.628左右,相对下降率约为6.96%,相较于连续流流域中的防热效率有所下降。

图9(b)给出了各个算例沿着凹腔侧壁面的传热系数分布情况。由图可知,不同深宽比凹腔侧壁面传热系数沿着轴向的变化趋势大体一致。当 $L/D\geq 1$ 时,热流密度最低点的轴向位置不再改变,在轴向且距离 $>80\text{mm}$ 位置的热流都接近于0,直至凹腔底部。在 $L/D<1$ 时,热流沿着轴向位置下降速率较快,而 $L/D>1$ 时则较为缓慢。

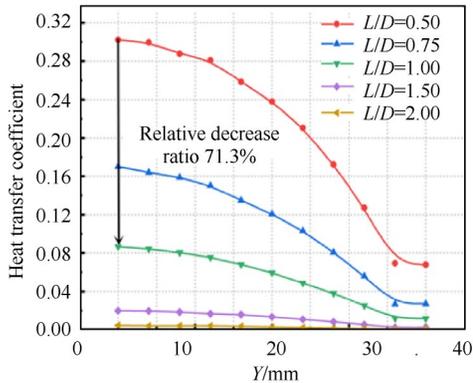
凹腔底面的传热系数分布情况如图 9(c)所示,各算例热流均呈现出由中部向两端降低的趋势,除了 $L/D=0.5$ 与 $L/D=0.75$ 的算例之外,其余算例底部热流均维持在较低水平,当深宽比达到 1 之后,底部热流几乎可忽略不计, $L/D=1$ 算例的底部峰值热流仅为 $L/D=0.5$ 算例底部峰值热流的 28.66%。由文献[8]中连续流域的计算结果也可以得到相似的结论。



(a) Coefficient along the outer wall surface



(b) Coefficient along the cavity side wall surface

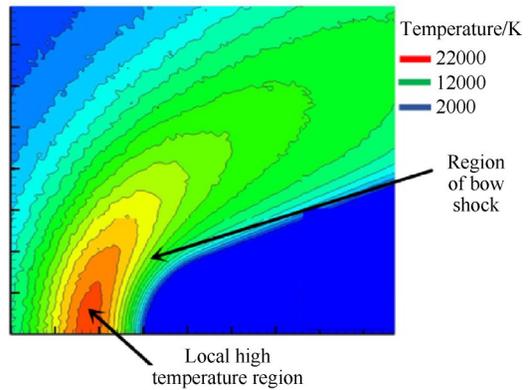


(c) Coefficient along the cavity base wall surface

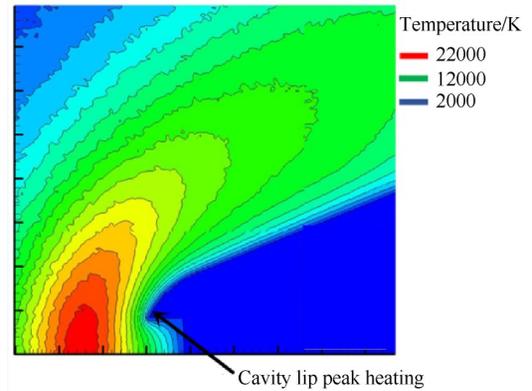
Fig. 9 Heat transfer coefficient distributions

图 10 给出了无凹腔鼻锥与迎风凹腔鼻锥处的气体等温分布图,可以发现,鼻锥前缘弓形激波厚度较厚。在鼻锥驻点前,经过激波后,温度急剧上升,形成了明显的高温带,温度激发的位置到鼻锥驻点有

一定的距离。凹腔结构鼻锥处形成的高温带区域略大于无凹腔结构鼻锥的高温带区域,且温度激发的位置距离鼻锥处更远。除此之外,凹腔没有明显改变锥体头部激波的形状,而驻点位置发生变化,对应的最大热流出现的位置也发生变化。凹腔腔体内部的气体温度均保持较低水平。



(a) Normal model



(b) Forward-facing cavity model

Fig. 10 Isothermal distribution of the normal model and forward-facing cavity model

为了更为直观地观察迎风凹腔的冷却作用,图 11 分别给出了无凹腔钝锥模型与迎风凹腔模型的外壁面热流分布情况。由图可知,在头部开槽之后,最大热流驻点处被移除,热流最大值开始出现在凹腔唇口处,唇口处的热流明显降低。沿着凹腔内壁面热流不断降低,在凹腔底部时,热流值已经很小,但在凹腔底部,中心处热流较周围热流更高一些。

3.3 克努森数对头部气动热的影响

以下采用深宽比为 1 的模型进行分析,计算条件与上文保持一致。图 12 给出了不同克努森数 Kn 情况下凹腔侧壁面热流密度分布图,图 13 给出了凹腔鼻锥外侧、凹腔唇口侧壁处以及凹腔底部的峰值热流随着 Kn 的变化曲线。

由图 12 可知,当 Kn 由 0.05 变化到 0.1 和 0.3 时,

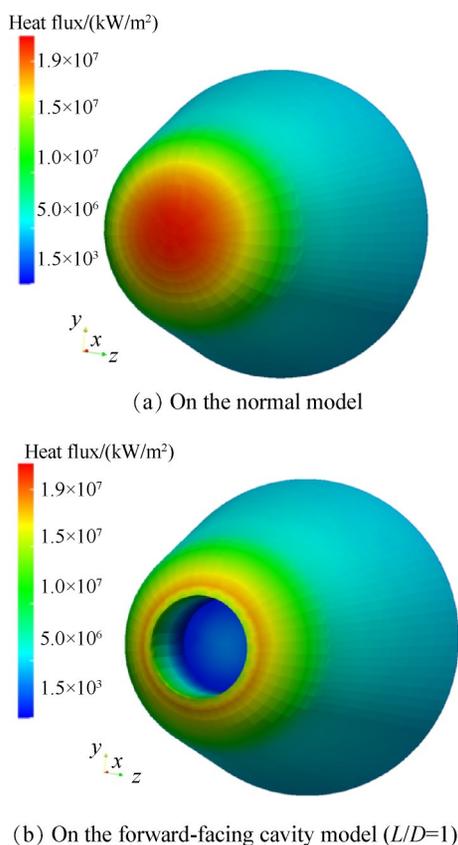


Fig. 11 Heat flux distributions

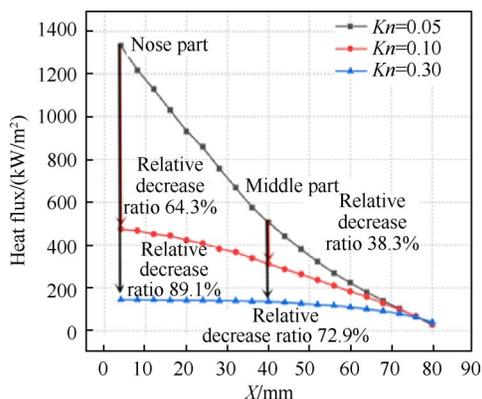


Fig. 12 Heat flux on the cavity side wall surface vs Kn

凹腔唇口部热流分别下降了 64.3% 和 89.1%，而这一值在凹腔中部时变为 38.3% 和 72.9%。结合图 13 可知，凹腔唇口处的热流受稀薄效应的影响较大，这是因为唇口处于激波附近，而前缘激波对稀薄效应较为敏感，这就导致鼻锥处热流受 Kn 的影响较大，这种影响在凹腔内部沿着轴向有所减弱，这导致凹腔底面的峰值热流受 Kn 的影响减弱。除此之外，各个部位热流在 Kn 为 0.01~0.3 内受影响最为强烈，而当 Kn 达到 0.3 后，热流随着 Kn 的变化不再明显，各部位峰值热流均维持在同一较低水平。

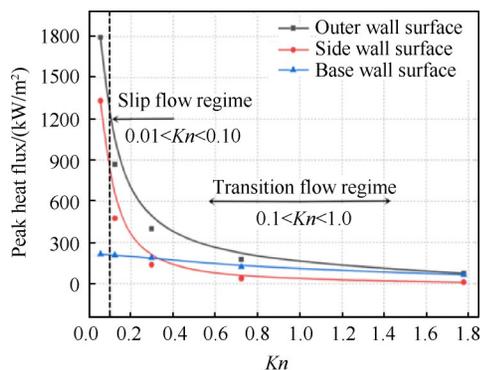


Fig. 13 Peak heat flux vs Kn

3.4 凹腔对气体参数的影响

为了进一步分析讨论凹腔内部气体状态情况，图 14(a) 和 14(b) 分别给出了凹腔中轴线的克努森数变化曲线和压力变化曲线。

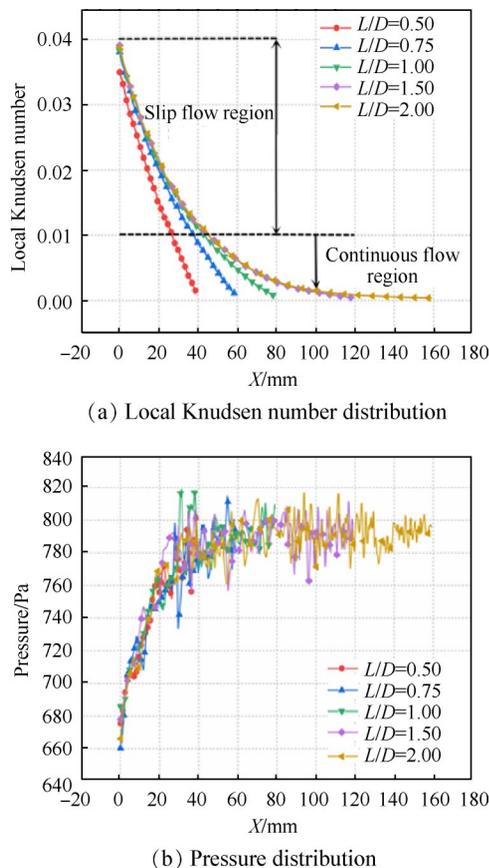


Fig. 14 Gas conditions along the centerline in the cavity

由图 14(a) 可知，随着凹腔轴向距离的增加， Kn 不断下降，这意味着气体的密度不断增高，气流在凹腔近底部不断堆积，逐步由稀薄流转化为连续流。在 $L/D=0.5$ 时，气流在轴向距离 33mm 时开始由稀薄流(滑移流)转化为连续流，而当 $L/D>0.75$ 时，由稀薄流转化为连续流的轴向位置为 45mm，且不再改变。

这种变化趋势与凹腔侧壁面传热系数沿着轴向的变化趋势大体相当。

由图 14(b)可知,随着轴向距离的增加,气流在凹腔内不断减速甚至在凹腔底部速度减为 0,形成滞止气流,使得压力不断增大。由于气体冲击到凹腔底部时会形成气流反弹,形成逆向流动,而与此同时,受高速来流的影响,凹腔内部又有与来流方向一致的气流,如此一来,腔体内的流动就会有自发振荡的特点。除此之外,由于凹腔唇口对高超声速气流的切削作用,凹腔内部会形成高强度的非连续频率的噪声,压力受自由来流噪声的扰动较为敏感,腔体内部也会产生微弱的振动流动。由图 14(b)可见,在轴向距离 35mm 左右,压力达到最大并且在 790Pa 左右振荡。

图 15 给出了 20.0, 20.5, 21.1ms 时,中轴线上唇口上游温度变化曲线。程序在计算到 4.5×10^4 步时,总模拟粒子数、单位时间与壁面碰撞粒子数、单位时间粒子与粒子碰撞个数已经基本达到稳定。由图可知,在定常假设下,激波也具有非定常性的特点。在腔体内部纵向压力不断振荡变化的影响下,温度激发的位置随着时间的变化而发生改变,唇口前缘激波在往复运动,仿真结果与连续流中的现象相一致,这也是迎风凹腔热防护效果的主要来源。

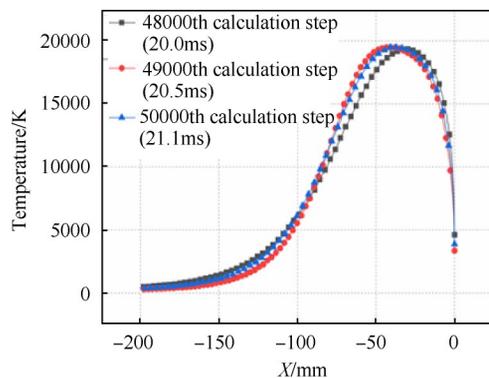


Fig. 15 Temperature distribution along the centerline around the nose

当激波向凹腔唇口移动时,激波与壁面之间形成的流域空间变窄,气体压缩剧烈,激波强度变强,波后马赫数下降,温度随着激波向近壁面靠近而升高,而在能量守恒的情况下,波后气流的能量下降,滞止温度降低,从而实现了削弱气动加热的效果。而当激波背向凹腔唇口移动时,波后马赫数上升,滞止温度升高,然而随着激波的前移,下游的低温气体不断补充变宽的流域,在鼻锥附近形成“气膜”,在一

定程度上避免了热空气的影响,降低了气动加热。

3.5 凹腔唇口钝化半径对气动力、气动热的影响

图 16 给出了驻点处传热系数与阻力系数随鼻锥钝化半径变化曲线。由图可知,当鼻锥钝化半径小于 5mm 时,热流受钝化半径的影响较小。当钝化半径为 2mm 时,热流几乎无变化;当钝化半径为 5mm 时,相较于无限尖锐的鼻锥驻点热流仅下降了 1.78%。这是因为较小的鼻锥钝化半径不会对流场结构造成明显的影响,当钝化半径达到一定值后,激波脱体距离变大,相应的壁面热流显著下降。而阻力系数对钝化半径变化较为敏感,当钝化半径为 2mm 时,阻力系数增加了 3.98%,当钝化半径为 5mm 时,阻力系数增加了 9.29%,这是因为随着前缘半径的增大,相应的驻点区域面积增大,从而增加阻力。

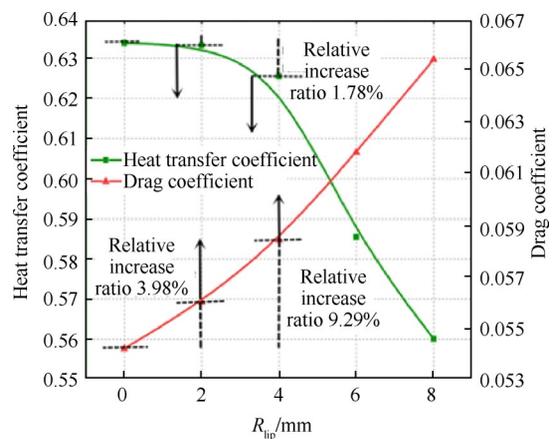


Fig. 16 Comparison of drag coefficient and heat transfer coefficient for different lip radius

通过数值仿真研究发现,相较于无限尖锐的凹腔鼻锥,鼻锥前缘钝化没有明显的优势。在较小的钝化半径时,驻点热流下降不明显,但阻力系数增加较多;而当钝化半径较大时,虽然热流有很大程度的下降,但相应的阻力系数增加幅度更大。因此在超声速稀薄流中进行凹腔结构气动防热设计时,应避免凹腔唇口钝化。

4 结论

本文利用直接模拟蒙特卡洛方法对飞行器稀薄流流场进行数值模拟,研究该流域下迎风凹腔对飞行器气动防热的影响,旨在拓展迎风凹腔结构的应用范围,研究结果表明:

(1)在稀薄流流域中,热流密度在鼻锥驻点处达到最大,迎风凹腔仍能降低鼻锥处的热流,改善驻点热环境。凹腔的深宽比对防热效率没有造成明显的

影响,外壁面热流分布趋势受凹腔的影响很小。

(2)当凹腔深宽比达到1之后,凹腔侧壁面热流变化趋于一致,并且热流密度下降到最低点的轴向位置不再改变,此时凹腔底部热流很小,仅为 $L/D=0.5$ 算例的28.66%。

(3)随着凹腔轴向距离的增加,克努森数不断下降,气流在凹腔近底部不断堆积,逐步由稀薄流转化为连续流。气体压力不断增加并在达到某一压力值后不断振荡。

(4)相较于无限尖锐的凹腔鼻锥,鼻锥前缘钝化没有明显的优势。在较小的钝化半径时,驻点热流下降不明显,但阻力系数增加较多;而当钝化半径较大时,虽然热流有很大程度的下降,但相应的阻力系数增加幅度更大。

参考文献

- [1] Hartmann J. On a New Method for the Generation of Sound-Waves[J]. *Physical Review*, 1922, 20(6).
- [2] Burbank P B, Stallings Jr R L. Heat-Transfer and Pressure Measurements on a Flat-Face Cylinder at a Mach Number Range of 2.49 to 4.44[R]. *Washington: National Aeronautics and Space Administration*, 1959.
- [3] Yuceil B, Dolling D, Wilson D. A Preliminary Investigation of the Helmholtz Resonator Concept for Heat Flux Reduction[C]. *Orlando: The 28th Thermophysics Conference*, 1993.
- [4] Siltou S I, Goldstein D B. Ablation Onset in Unsteady Hypersonic Flow about Nose Tip with Cavity[J]. *Journal of Thermo Physics and Heat Transfer*, 2000, 14(3): 421-434.
- [5] Seiler F, Srulijes J, Pastor M G, et al. Heat Fluxes Inside a Cavity Placed at the Nose of a Projectile Measured in a Shock Tunnel at Mach 4.5[M]. *Heidelberg: Springer*, 2007.
- [6] Selvaraj S, Gopalan J, Reddy K. Investigation of Missile-Shaped Body with Forward-Facing Cavity at Mach 8 [J]. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2009, 46(3): 577-591.
- [7] 陆海波,刘伟强.凹腔尺寸对迎风凹腔与逆向喷流组合热防护系统性能的影响[J]. *航空动力学报*, 2012, 27(12): 2666-2673.
- [8] 陆海波,刘伟强.高超声速飞行器鼻锥迎风凹腔结构防热效能研究[J]. *宇航学报*, 2012, 33(8): 1013-1018.
- [9] 陆海波,刘伟强.迎风凹腔与逆向喷流组合热防护系统冷却效果研究[J]. *物理学报*, 2012, 61(6): 372-377.
- [10] Sun X W, Guo Z Y, Huang W, et al. A Study of Performance Parameters on Drag and Heat Flux Reduction Efficiency of Combinational Novel Cavity and Opposing Jet Concept in Hypersonic Flows [J]. *Acta Astronautica*, 2017, 131: 204-225.
- [11] Sun X, Huang W, Guo Z, et al. Multiobjective Design Optimization of Hypersonic Combinational Novel Cavity and Opposing Jet Concept[J]. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2017, 54(3): 662-671.
- [12] 方方,周璐,李志辉.航天器返回地球的气动特性综述[J]. *航空学报*, 2015, 36(1): 24-38.
- [13] 黄飞,程晓丽,沈清.高超声速平板近空间气动特性的计算分析研究[J]. *宇航学报*, 2009, 30(3): 900-907.
- [14] Pezzella G, Filippone E, Serpico M. Re-Entry Aerodynamics and Aerothermodynamics Analyses of the Flying Test Bed USV-X in the Framework of a High Lift Return [C]. *Bremen: The 16th AIAA/DLR/DGLR International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference*, 2009.
- [15] Bird G A, Brady J M. Molecular Gas Dynamics and the Direct Simulation of Gas Flows[M]. *Oxford: Clarendon Press*, 1994.
- [16] Rault D F. Aerodynamic Characteristics of a Hypersonic Viscous Optimized Waverider at High Altitudes[J]. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 1994, 31(5): 719-727.
- [17] Pitakarnnop J, Wongpithayadisai R, Phanakulwijit S. Alternative Models and Numerical Simulations of Rarefied Gas Flow in Vacuum Systems [J]. *Measurement*, 2018, 126: 417-420.
- [18] MÜLLER-Eigner R, Koppenwallner G, Fritsche B. Pressure & Heat Flux Measurement with RAFLEX II During MIRKA Re-Entry [C]. *Netherland: Proceeding of the Third European Symposium on Aerothermodynamics for Space Vehicles*, 1998.

(编辑:朱立影)