

高超声速飞行器减阻杆-双盘-槽道组合构型 减阻防热特性研究*

郭建, 方蜀州, 王子玉

(北京理工大学 宇航学院, 北京 100081)

摘要: 针对高超声速飞行器减阻防热问题, 提出了一种减阻杆头部开槽进气、中部侧向排气的减阻杆-双盘-槽道组合构型。在飞行高度30 km、来流马赫数6条件下, 基于SST $k-\omega$ 湍流模型, 采用有限体积法求解了二维轴对称雷诺平均N-S方程, 对组合构型的流场进行了数值模拟, 并分析了其减阻防热特性。相比减阻杆-单盘构型, 减阻杆-双盘构型减阻防热效果更好, 而减阻杆-双盘-槽道构型可以进一步提高减阻防热效果。进行了组合构型的影响因素分析, 数值仿真结果表明, 在研究参数范围内, 侧向排气孔靠近两个气动盘中间位置、第二个气动盘直径较大的构型减阻防热总体效果较好。相比减阻杆-单盘构型, 较优构型的总阻力系数降低了24.70%, 钝体壁面斯坦顿数峰值降低了53.63%。

关键词: 高超声速; 减阻防热; 减阻杆-双盘; 槽道; 数值模拟

中图分类号: V411.4

文献标识码: A

文章编号: 1001-4055 (2024) 05-2209071-11

DOI: 10.13675/j.cnki.tjjs.2209071

1 引言

近年来, 高超声速飞行技术受到世界各国的广泛关注^[1]。在高超声速飞行中, 飞行器往往面临剧烈的气动加热和激波阻力, 严重时可能造成飞行器表面烧蚀, 甚至破坏气动结构, 这给高超声速飞行器的设计带来了严重挑战。因此, 在高超声速领域, 减阻防热设计工作显得尤为重要^[2]。目前常见的减阻防热技术分为主动控制和被动控制, 其基本原理都是通过改变激波强度来实现减阻防热, 主要包括能量投送^[3-5]、迎风凹腔^[6-8]、发汗冷却^[9-11]、逆向喷流^[12-14]、减阻杆^[15-17]及其组合技术^[18-20]等。

减阻杆由于其结构简单、减阻效果明显, 得到大量研究人员的青睐。在高超声速飞行器头部安装减阻杆, 可将弓形激波推离物面, 减弱激波强度, 降低物面阻力, 从而实现减阻的目的^[21]。然而, 减阻杆在减阻的同时, 其防热效果并不理想^[22], 并且在非零攻角下, 其减阻防热性能显著变差^[23], 这使减阻

杆的应用受到了限制。为了改善减阻杆的性能, 一些学者在减阻杆头部安装了气动盘, 相比减阻杆, 再附激波强度明显减弱, 从而进一步实现了减阻防热^[24-26]。

此外, 一些减阻杆组合方案也被提出, 其中Jiang等^[27-28]在减阻杆基础上提出了减阻杆侧向喷流组合构型, 并进行了实验和数值模拟, 发现侧向喷流推离了再附激波, 并降低了激波强度, 钝体壁面压力和热流都大幅降低, 减阻防热特性显著提高。朱亮等^[29-32]和黄杰等^[33]则进一步研究了减阻杆长度、头部气动盘形状、侧向喷流总压及喷流位置对超声速流动中减阻杆减阻防热特性的影响。

Ruffin等^[34]、Gupta等^[35]提出了人工钝前缘构型, 该构型在超声速飞行器头部驻点处开设槽道, 通过移除激波后的高压区域实现减阻的目的。王江峰等^[36]对二维类弹头体槽道构型的高超声速化学非平衡粘性绕流进行了数值模拟, 证明了槽道构型具有高超声速减阻特性。耿云飞等^[37]发展了曲型槽道人

* 收稿日期: 2022-09-23; 修订日期: 2023-03-18。

作者简介: 郭建, 硕士, 助理工程师, 研究领域为高超声速气动热。

通讯作者: 方蜀州, 博士, 教授, 研究领域为高超声速气动热。E-mail: fsz@bit.edu.cn

引用格式: 郭建, 方蜀州, 王子玉. 高超声速飞行器减阻杆-双盘-槽道组合构型减阻防热特性研究[J]. 推进技术, 2024, 45(5): 2209071. (GUO J, FANG S Z, WANG Z Y. Drag and heat flux reduction induced by a novel combinational spike with double aerodisks and channel concept for hypersonic vehicles[J]. Journal of Propulsion Technology, 2024, 45(5): 2209071.)

工钝前缘的概念,槽道不在翼型尾部而在翼型前缘附近偏出,结果表明,能以较小的驻点热流值增量为代价,使翼型最大升阻比提高20%左右。

在减阻杆侧向喷流组合构型中,侧向喷流作为主动控制的一种,需要飞行器携带额外的工质及其储存设备,降低了容积使用效率,提高了发射成本。而大部分槽道构型都设计在飞行器中轴线上,很大程度上影响了容积使用效率,因而不能得到实际应用。

针对高超声速飞行器减阻防热问题,本文提出了一种减阻杆头部开槽进气、中部侧向排气的减阻杆-双盘-槽道组合构型。由于该组合构型使用槽道结构引入了侧向喷流,所以无需携带额外工质;此外,槽道结构在减阻杆中部侧向排气,没有影响下游钝体内部的容积使用效率。本文使用计算流体力学(CFD)数值方法分析了该组合构型在高超声速来流条件下的流场结构与减阻防热机理,并分析了侧向排气孔位置和第二个气动盘直径等因素对流场结构及减阻防热性能的影响规律。

2 物理模型和数值方法

2.1 物理模型

本文的减阻杆-双盘-槽道组合构型如图1所示。由于来流攻角为 0° ,为简化计算,采用二维轴对称模型。钝体直径 $D=40\text{ mm}$, θ 为钝体表面与对称轴之间的夹角;减阻杆直径 $D_s=0.1D$;第一个气动盘直径 $D_1=0.3D$,其头部离钝体壁面之间距离 $L_1=2D$; D_2 为第二个气动盘直径,其头部离钝体壁面之间距离 $L_2=D$;槽道收敛段侧壁面与对称轴之间的夹角 $\varphi=60^\circ$,槽道直径 $D_c=0.075D$;侧向排气孔宽度 $W=1/3D_c$, L_R 为侧向排气孔中心距钝体壁面之间距离 L_j 与减阻杆总长度 L_1 的比值,即

$$L_R = \frac{L_j}{L_1} \quad (1)$$

选取海拔30 km处的自由来流条件,来流压力 $p_\infty=1\ 197\text{ Pa}$,来流温度 $T_\infty=226.5\text{ K}$,来流马赫数 $Ma_\infty=6$ 。计算域远场采用压力远场边界条件,出口采用压力出口边界条件,模型壁面采用无滑移恒温物面边界条件,壁面温度 $T_w=300\text{ K}$ 。

2.2 数值方法

本文基于有限体积法求解二维轴对称雷诺平均N-S方程,对高超声速流场进行数值模拟。假设空气为理想气体,粘性选择Sutherland公式拟合。在本文

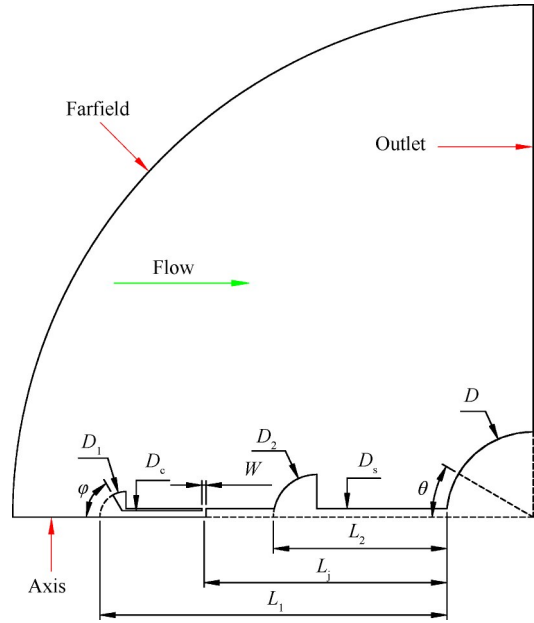


Fig. 1 Physical model of the combinational configuration

计算范围内,最高温度不超过2 500 K,因此不考虑化学反应,只考虑高温真实气体效应带来的定压比热变化,并用分段七次多项式拟合。

采用SST $k-\omega$ 湍流模型,选择密度基、双精求、隐式求解器,使用AUSM格式计算通量,二阶迎风格式进行空间离散。从压力远场初始化计算域,当残差降低3个量级,认为计算收敛。

2.3 网格无关性分析

众所周知,壁面热流计算精度高度依赖网格划分。此外,SST $k-\omega$ 湍流模型也对网格划分有要求。选取第二个气动盘直径 $D_2=0.5D$,侧向排气孔位置 $L_R=0.7$ 的减阻杆-双盘-槽道组合构型进行网格无关性分析。组合构型的网格如图2所示,计算网格全部采用结构网格。为准确计算壁面热流密度,计算域中壁面法向第一层网格 y^+ 值保持在1附近。一共设置了三套网格:粗网格,中等网格和细网格。钝体壁面法向第一层网格高度分别为 $15\ \mu\text{m}$, $5\ \mu\text{m}$, $2\ \mu\text{m}$,网格总数分别为310 543,358 643,395 053。

不同密度网格钝体壁面压力和热流结果对比如图3所示。对壁面压力进行无量纲化,并用压力系数 C_p 表示为

$$C_p = \frac{p - p_\infty}{\frac{1}{2} \rho_\infty v_\infty^2} \quad (2)$$

式中 p 为壁面压力, ρ_∞ , v_∞ 分别为自由来流密度,速度。

对壁面热流进行无量纲化,并用斯坦顿数 St 表示为

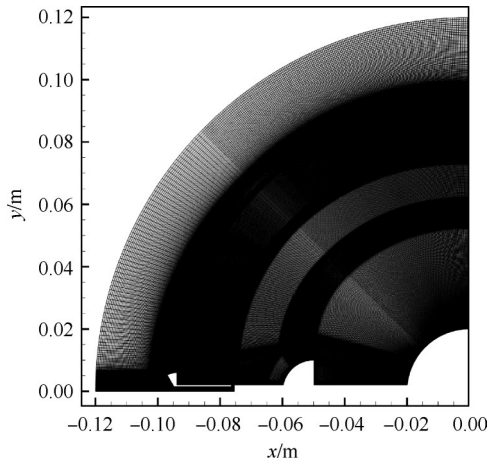


Fig. 2 Computational grids of the combinational configuration

$$St = \frac{q_w}{(T_{aw} - T_w) \rho_\infty v_\infty c_p} \quad (3)$$

$$T_{aw} = T_\infty \left\{ 1 + \left[(\gamma - 1) / 2 \right] Ma^2 Pr^{1/3} \right\} \quad (4)$$

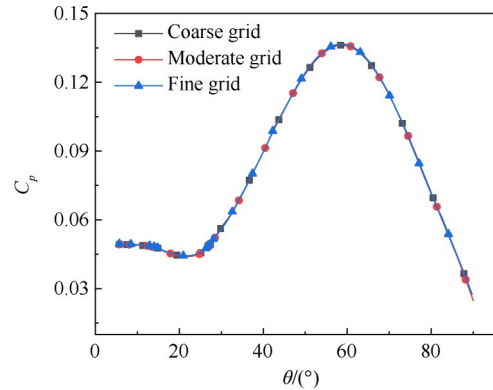
式中 q_w 为壁面热流密度, T_{aw} 为绝热壁温, c_p, γ, Pr 分别为自由来流定压比热, 比热比和普朗特数。

由图 3 可以看出, 相比斯坦顿数, 壁面压力系数对网格划分更不敏感, 不同密度网格压力系数计算结果差别很小。然而, 由图 3(b) 可以看出, 壁面斯坦顿数高度依赖于网格划分, 不过不同密度网格斯坦顿数最终计算结果较为一致, 只有在肩部粗网格斯坦顿数计算误差较大, 而中等网格和细网格计算结果差别很小。综上, 为在保证计算精度的同时节省计算资源, 本文选择中等网格。

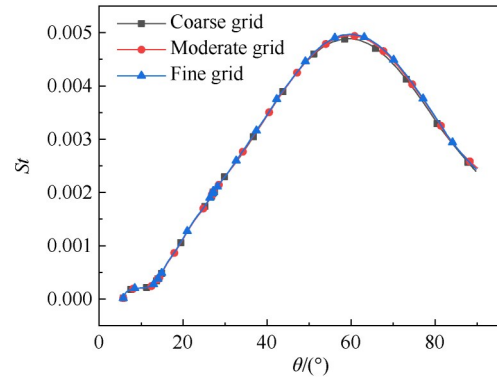
2.4 算例验证

为了检验本文数值计算方法的可靠性, 对带气动盘的减阻杆进行算例验证^[38]。实验模型钝体直径为 40 mm, 减阻杆总长度为 40 mm, 头部气动盘直径为 10 mm, 风洞直径 200 mm, 实验自由来流马赫数为 7, 总温为 860 K, 雷诺数为 4.0×10^5 (以风洞直径作为参考长度)。

实验纹影图与数值计算密度梯度云图对比如图 4 所示。由图中可以看出, 本文的数值计算结果准确地捕捉到了气动盘头部脱体弓形激波和钝体肩部再附激波等复杂流场结构。此外, 还对比了钝体壁面压力系数和斯坦顿数分布情况, 如图 5 所示。由图中可以看出, 钝体壁面压力系数和斯坦顿数计算结果与实验分布规律符合较好。因此, 本文采用的数值计算方法可以准确地模拟高超声速减阻杆绕流。



(a)



(b)

Fig. 3 Pressure coefficient and Stanton number distributions along the blunt body surface for different grids

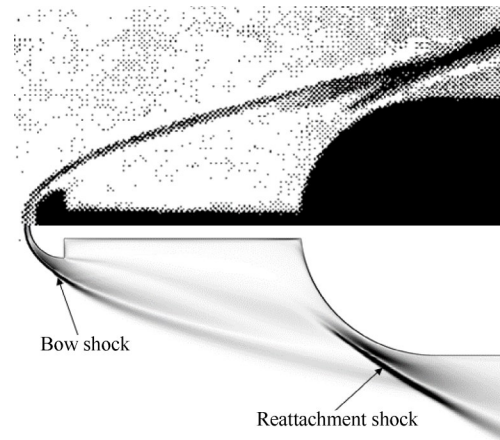


Fig. 4 Comparison of experimental schlieren image^[38] (upper half) and computational density gradient contour (lower half)

本文提出的减阻杆槽道组合构型, 在侧向排气孔处的流动类似于侧向喷流, 因此又对侧向喷流^[39]进行数值方法验证。实验模型为带侧向喷流的钝锥, 模型总长度为 120 mm, 底部直径为 76.5 mm, 圆锥半角为 10° , 侧向喷流在垂直于物面的圆形声速喷口喷出。风洞实验工质为空气, 来流马赫数为 8.1, 来流

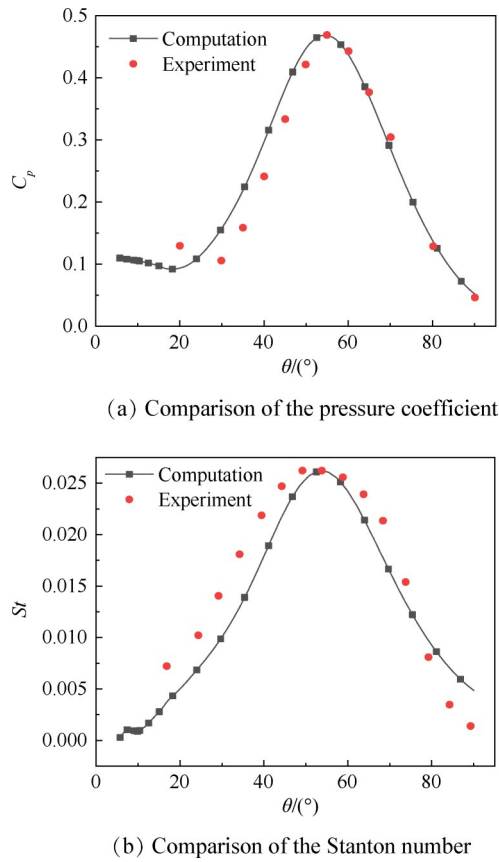


Fig. 5 Pressure coefficient and Stanton number distributions along the blunt body surface for computational and experimental results

雷诺数为 8.1×10^5 (以模型总长度作为参考长度), 攻角为 0° 。侧向喷流总压为 0.82 MPa, 喷管出口静压与来流静压之比为 1.15×10^4 。

实验纹影图与数值计算密度梯度云图对比如图 6 所示。由图中可以看出, 本文的数值计算结果准确地捕捉到了钝锥头部的弓形激波以及侧向喷流处的马赫盘和弓形激波等复杂流场结构。此外,

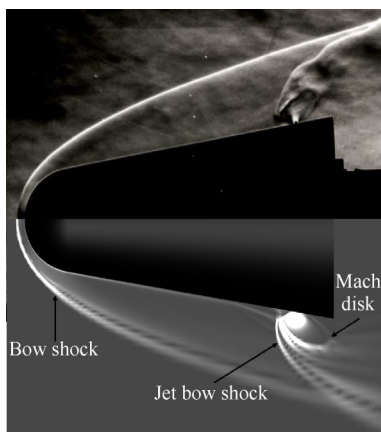


Fig. 6 Comparison of experimental schlieren image^[39] (upper half) and computational density gradient contour (lower half)

还对比了钝锥壁面的压力系数分布情况, 如图 7 所示。其中, 钝锥总长度 $L=120$ mm。由图 7 可以看出, 钝锥壁面压力系数计算结果与实验分布规律符合较好。

综上, 以上两个算例表明, 本文采用的数值计算方法可以准确可靠地模拟高超声速减阻杆槽道组合构型流场, 并能准确地计算气动力热。

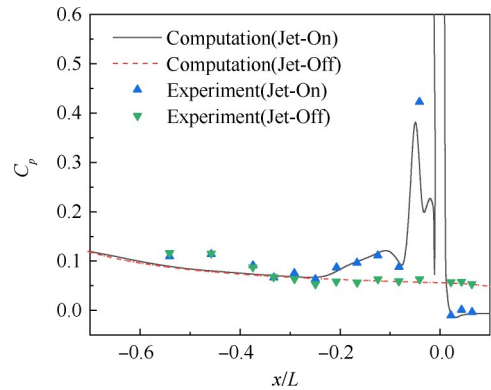


Fig. 7 Comparison of pressure coefficient along the blunt cone surface between computational and experimental results

3 结果与讨论

首先分析了减阻杆-双盘-槽道组合构型的流场特征以及减阻防热效果, 然后研究了侧向排气孔位置和第二个气动盘直径等因素对减阻防热性能的影响规律。

3.1 减阻杆-双盘-槽道组合构型减阻防热机理研究

本节以第二个气动盘直径 $D_2=0.5D$, 侧向排气孔位置 $L_r=0.7$ 的减阻杆-双盘-槽道组合构型为例, 并与减阻杆-单/双盘构型做了对比分析。为了分析不同构型的流场, 图 8 给出了马赫云图以及流线图。

由图 8 可知, 相比减阻杆-单盘构型, 减阻杆-双盘构型的流场发生了明显的变化。气流在第二个气动盘壁面发生流动再附, 生成了一道再附激波。气流经过该激波后, 总压降低, 从而降低了下游钝体壁面再附激波强度。此外, 第二个气动盘将剪切层推离减阻杆壁面, 增大了钝体壁面附近主回流区范围, 剪切层撞击到钝体壁面后流动转折角变小, 再附激波角也减小, 再附激波强度也随之减弱。

对于减阻杆-双盘-槽道构型, 相比双盘构型, 引入槽道后, 流场也发生了明显改变。由于头部气动盘形状发生变化, 头部弓形激波角明显增大, 激波强度增强。此外, 高超声速来流在经过头部弓形激波

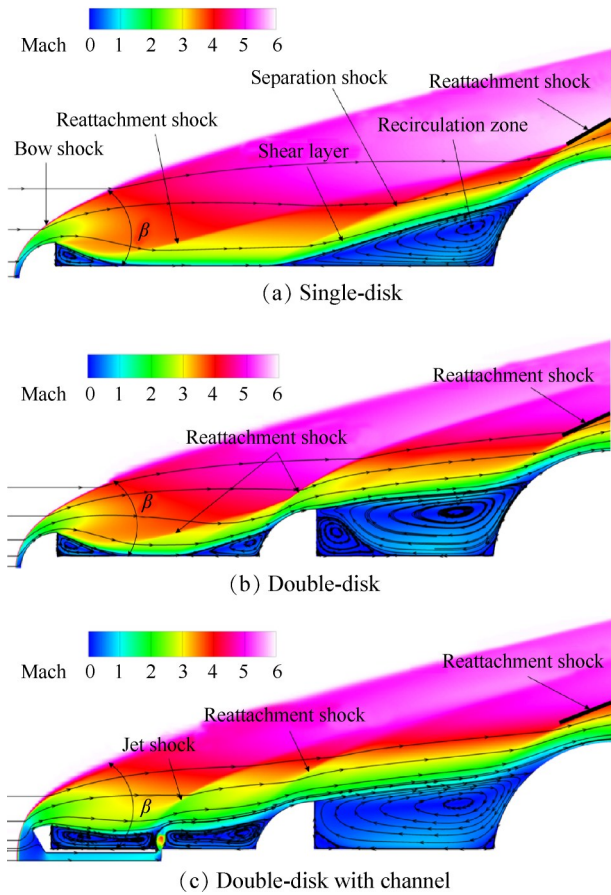


Fig. 8 Comparison of Mach contours and streamlines for different models

后,速度骤减为亚声速,进入槽道后则加速为声速,最后在侧向排气孔处加速至超声速排出。由于侧向排气沿垂直减阻杆壁面方向排出,对来流起阻碍作用,因此在侧向排气结构处生成了一道激波,此激波要强于双盘构型中减阻杆上游产生的再附激波。以上两处激波强度的增加,降低了下游气流总压,从而进一步降低了下游钝体壁面再附激波强度。此外,钝体壁面附近主回流区范围也有所增加,在一定程度上也降低了再附激波强度。

为了定量评估减阻杆-双盘-槽道组合构型的减阻隔热效果,图 9 给出了不同组合构型钝体壁面压力系数和斯坦顿数分布情况。由图 9 可知,相比减阻杆-单盘构型,减阻杆-双盘构型钝体壁面压力系数和斯坦顿数明显降低,而减阻杆-双盘-槽道构型的则进一步降低。其中,双盘构型钝体壁面压力系数峰值和斯坦顿数峰值分别降低 45.36% 和 37.90%,而双盘-槽道构型的分别降低 59.27% 和 50.20%。此外,单盘构型的钝体壁面斯坦顿数峰值点位于 55.40° ,而双盘构型和双盘-槽道构型的峰值点分别向下游移动到 57.87° 和 60.22° 。结合流场分析可知,

这主要是因为,双盘构型钝体壁面再附激波强度降低,而双盘-槽道构型的再附激波强度进一步降低。

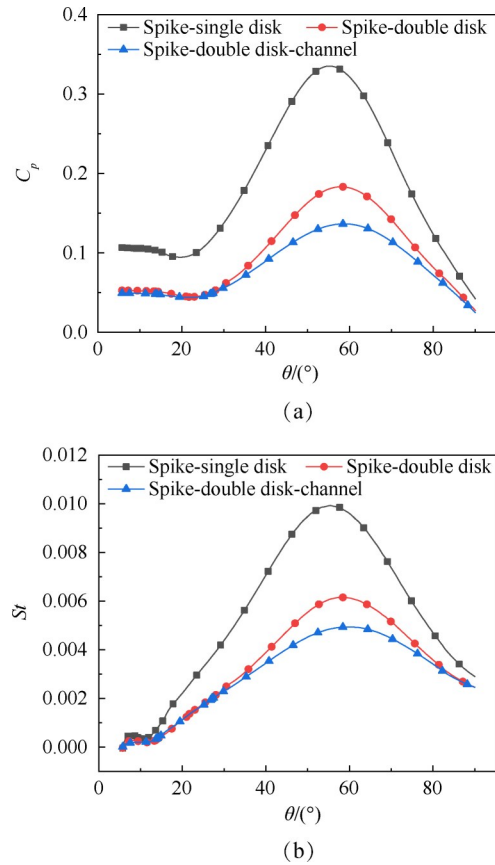


Fig. 9 Pressure coefficient and Stanton number distributions along the blunt body surface for different models

进一步,图 10 给出了不同组合构型的阻力系数对比情况。由图 10 可知,相比减阻杆-单盘构型,减阻杆-双盘构型的钝体壁面产生的阻力明显降低,虽然多出了第二个气动盘产生的阻力,但是由于其占比很小,因此总阻力仍然降低。而在引入槽道后,相比双盘构型,钝体壁面和第二个气动盘产生的阻力都降低,而第一个气动盘产生的阻力增加,此外还多出了槽道产生的阻力,最终总阻力稍微降低。相比单盘构型,双盘构型和双盘-槽道构型的总阻力系数分别降低 22.31% 和 25.05%。

综上,在高超声速条件下,相比减阻杆-单盘构型,减阻杆-双盘构型减阻隔热效果更好,而减阻杆-双盘-槽道构型可以进一步减阻隔热。

3.2 侧向排气孔位置影响

为研究侧向排气孔位置对减阻杆-双盘-槽道组合构型流场以及减阻隔热性能的影响规律,数值计算了四种不同侧向排气孔位置的构型,即 $L_r=0.6$,

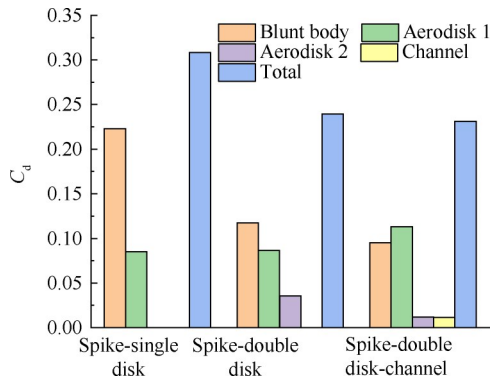


Fig. 10 Comparison of drag coefficients for different models

0.7, 0.8 和 0.9, 其中第二个气动盘直径 $D_2=0.5D$ 。

图 11 给出了不同侧向排气孔位置下流场马赫数云图及流线图对比情况。由图 11 可知,侧向排气孔位置主要影响减阻杆上游的流场。对于 $L_R=0.6$ 和 0.9 的构型,侧向排气孔位置处于回流区内,因此对回流区外的剪切层流动阻碍作用有限,气体经过此处激波后,总压降低程度稍弱。而对于 $L_R=0.7$ 和 0.8 的构型,剪切层内的气体流经由侧向排气阻碍作用产生的激波后,总压降低程度更强。因此当以上效果作用到下游钝体壁面上后, $L_R=0.7$ 和 0.8 的构型钝体附近产生的再附激波强度较弱。此外,还可以观察到,随着侧向排气孔位置向上游移动,侧向排气结构更加显著,这主要是因为随着排气孔位置向上游移动,排气孔出口处的外界压强减小,因此排气膨胀程度更强,排气结构更明显。另一方面,结合图 12 给出的不同侧向排气孔位置构型槽道内质量流量对比情况可知,侧向排气结构在一定程度上也和槽道内质量流量的变化相关。

为了定量比较侧向排气孔位置变化对组合构型减阻防热特性的影响规律,图 13 给出了不同侧向排气孔位置下钝体壁面压力系数和斯坦顿数对比情况。由图 13 可以看出,侧向排气孔位置对钝体壁面压力系数和斯坦顿数分布有一定程度的影响。当侧向排气孔靠近两个气动盘中间位置时,即 $L_R=0.7$ 和 0.8,钝体壁面压力系数和斯坦顿数相对较低,结合流场分析可知,这主要是由于此时钝体壁面再附激波强度较低。当侧向排气孔位置从 $L_R=0.9$ 变化到 0.7 时,构型钝体壁面压力系数峰值和斯坦顿数峰值分别降低 3.10% 和 2.56%。此外,值得注意的是, $L_R=0.6$ 和 0.9 这两种构型钝体壁面压力系数峰值及变化趋势基本一致。结合流场分析可知,这主要是因为,这两种构型侧向排气位置均处于回流区内,对回流区

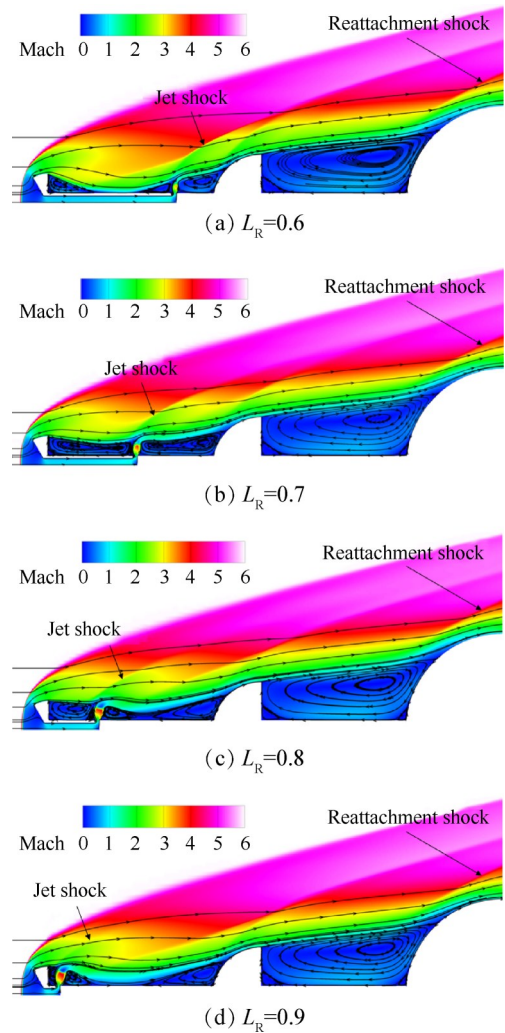


Fig. 11 Mach contours and streamlines for different lateral jet locations ($D_2=0.5D$)

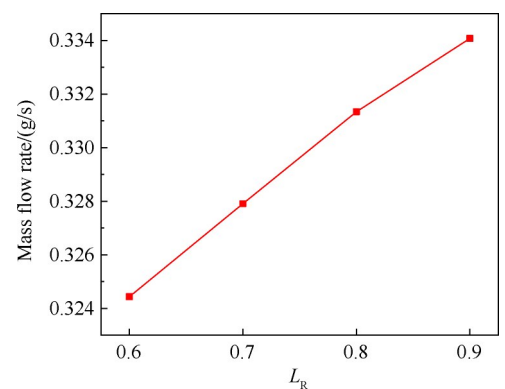


Fig. 12 Mass flow rate in the channel for different lateral jet locations

外的剪切层流动阻碍作用都有限,因此对下游钝体壁面处的再附激波强度影响都很小,从而使得钝体壁面气动力热计算结果相似。

进一步,图 14 给出了不同侧向排气孔位置构型的阻力系数对比情况。由图 14 可知,当侧向排气孔

靠近两个气动盘中间时,即 $L_R=0.7$ 和 0.8 , 构型的总阻力相对较低。这主要是因为以上两种构型中,第二个气动盘和钝体壁面两部分产生的阻力相对较低。侧向排气孔位置从 $L_R=0.6$ 变化到 0.7 , 构型总阻力系数降低了 4.62% 。

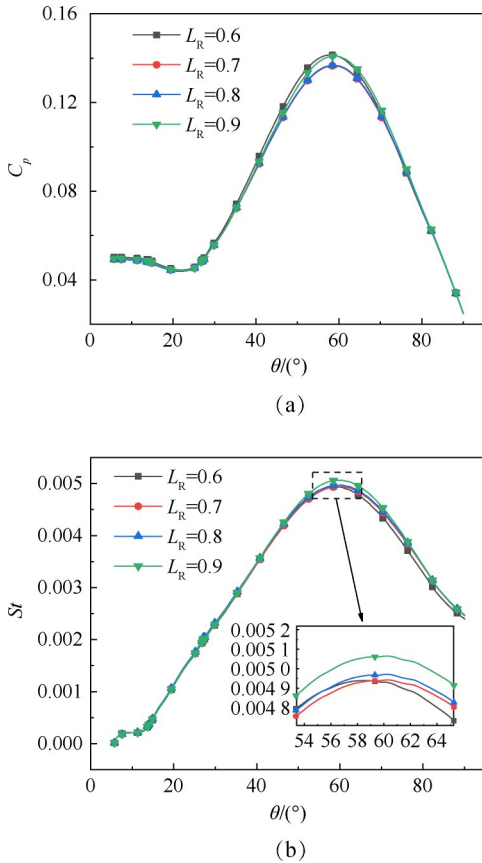


Fig. 13 Pressure coefficient and Stanton number distributions along the blunt body surface for different lateral jet locations

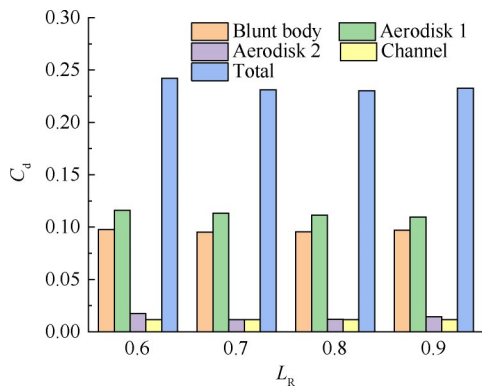


Fig. 14 Drag coefficients for different lateral jet locations

综上,在本小节研究的参数范围内,侧向排气孔位置 $L_R=0.7$ 的减阻杆-双盘-槽道组合构型减阻隔热综合效果较好。相比减阻杆-单盘构型,较优构型的总阻力系数降低了 25.05% ,钝体壁面斯坦顿数峰值

降低了 50.20% 。

3.3 第二个气动盘直径影响

为研究第二个气动盘直径对减阻杆-双盘-槽道组合构型流场以及减阻隔热性能的影响规律,数值计算了四种不同气动盘直径的构型,即 $D_2/D=0.3, 0.4, 0.5$ 和 0.6 。其中,侧向排气孔位置 $L_R=0.7$ 。

图 15 给出了不同气动盘直径构型流场马赫数云图及流线图对比情况。由图 15 可知,气动盘直径主要影响第二个气动盘附近的流场。上游剪切层撞击到第二个气动盘壁面后,生成了一道再附激波。随着第二个气动盘直径的增加,该再附激波角不断增大,其激波强度也不断增加,而气流流经该激波后总压降低程度也更大,并且这种变化一直延续到下游钝体壁面处,从而降低了钝体壁面再附激波强度。另一方面,随着气动盘直径的增加,钝体壁面前的主回流区范围逐渐增加,剪切层撞击到壁面后流动转折角变小,在一定程度上也降低了再附激波强度。

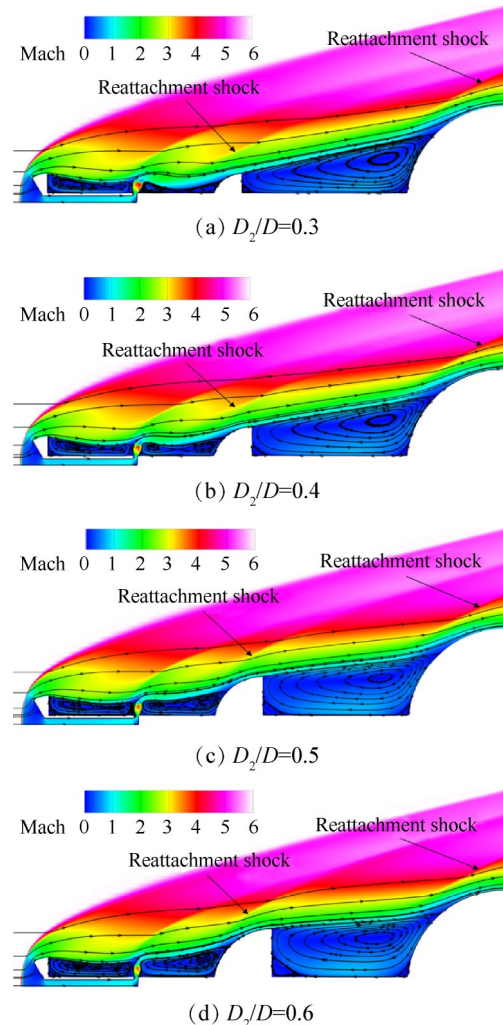


Fig. 15 Mach contours and streamlines for different aerodisk diameters ($L_R=0.7$)

此外,还可以发现,随着气动盘直径的增加,侧向排气结构更加细长,这主要是由于侧向排气出口处的外界压强升高导致的。

为了定量比较侧向第二个气动盘直径变化对组合构型减阻防热特性的影响规律,图16给出了不同气动盘直径下钝体壁面压力系数和斯坦顿数对比情况。由图16可知,气动盘直径变化对钝体壁面压力系数和斯坦顿数有明显影响。随着气动盘直径的增加,钝体壁面压力系数和斯坦顿数都不断降低,并且斯坦顿数峰值点不断向下游移动。结合流场分析可知,这主要是因为随着气动盘直径的增加,钝体壁面的再附激波强度不断降低。气动盘直径从 $D_2/D=0.3$ 增加到0.6,钝体壁面压力系数峰值和斯坦顿数峰值分别降低23.61%和19.01%,斯坦顿数峰值点从 57.83° 向下游移动到 60.51° 。

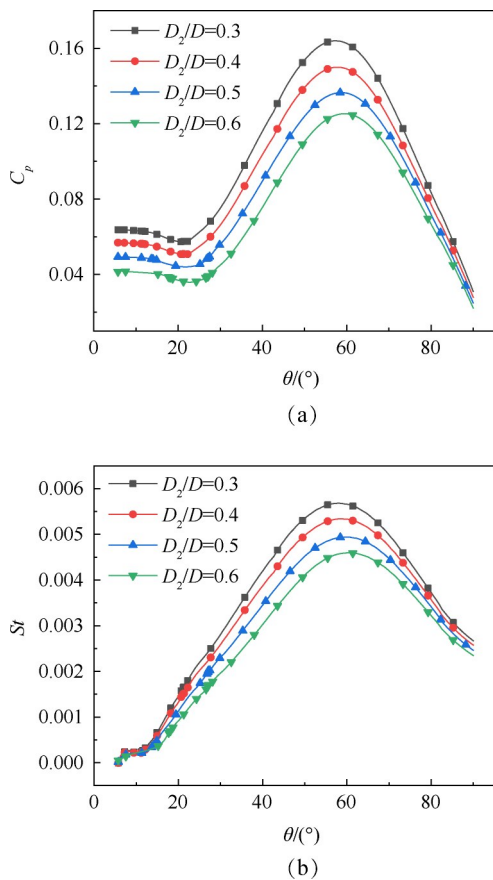


Fig. 16 Pressure coefficient and Stanton number distributions along the blunt body surface for different aerodisk diameters

进一步,图17给出了不同气动盘直径构型的阻力系数对比情况。由图17可知,随着气动盘直径的增加,构型总阻力总体上呈下降趋势,主要是因为钝体壁面产生的阻力不断降低。但是当气动盘直径从

$D_2/D=0.5$ 增加到0.6,构型总阻力反而略微增加,这是因为第二个气动盘产生的阻力增加,并且其增加幅度要略微高于钝体壁面阻力的降低幅度。气动盘直径从 $D_2/D=0.3$ 增加到0.6,构型总阻力系数降低4.82%。

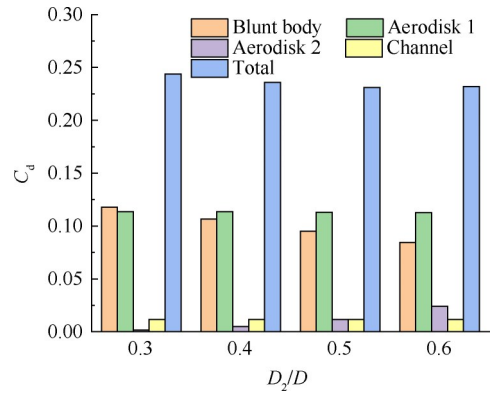


Fig. 17 Drag coefficients for different aerodisk diameters

综上,在本小节研究的参数范围内,第二个气动盘直径 $D_2/D=0.6$ 的减阻杆-双盘-槽道组合构型减阻防热整体效果较好。相比减阻杆-单盘构型,较优构型的总阻力系数降低了24.70%,钝体壁面斯坦顿数峰值降低了53.63%。

4 结论

本文通过研究,得到如下结论:

(1)相比减阻杆-单盘构型,减阻杆-双盘构型和减阻杆-双盘-槽道构型的流场发生了明显改变。双盘构型中第二个气动盘壁面发生流动再附,生成了一道再附激波,降低了下游气流总压,增大了钝体壁面附近主回流区范围,从而降低了下游钝体壁面再附激波强度,减阻防热效果增强。而双盘-槽道构型中,由于头部气动盘形状发生变化以及侧向排气对来流的阻碍作用,进一步降低了钝体表面再附激波强度,减阻防热效果进一步增强。

(2)侧向排气孔位置主要影响减阻杆上游的流场。当侧向排气孔靠近两个气动盘中间位置时,剪切层内的气体流经由侧向排气阻碍作用产生的激波后,总压降低程度更大,钝体附近产生的再附激波强度更弱,减阻防热效果更好。在研究参数范围内,侧向排气孔位置 $L_r=0.7$ 的减阻杆-双盘-槽道组合构型减阻防热综合效果较好,相比减阻杆-单盘构型,总阻力系数降低了25.05%,钝体壁面斯坦顿数峰值降低了50.20%。

(3)第二个气动盘直径主要影响气动盘附近的

流场。随着第二个气动盘直径的增加,其附近再附激波强度不断增加,气流流经该激波后总压降低程度更大,另一方面,钝体壁面前的主回流区范围也逐渐增加,这都降低了钝体壁面再附激波强度,从而使得钝体壁面压力系数和斯坦顿数降低,构型总阻力总体上呈下降趋势。在研究参数范围内,第二个气动盘直径 $D_2/D=0.6$ 的减阻杆-双盘-槽道组合构型减阻防热整体效果较好,相比减阻杆-单盘构型,总阻力系数降低了24.70%,钝体壁面斯坦顿数峰值降低了53.63%。

未来会继续研究减阻杆直径等参数对组合构型流场结构及减阻防热性能的影响规律,并分析组合构型的非定常特性以及三维构型在非零攻角下的减阻防热性能。在此基础上,进一步开展相关实验研究。

参考文献

- [1] 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.
- [2] KARIMI M S, OBOODI M J. Investigation and recent developments in aerodynamic heating and drag reduction for hypersonic flows[J]. Heat and Mass Transfer, 2018, 55(2): 547-569.
- [3] 李倩,金星,曹正蕊,等. 激光等离子体点源减阻技术中入射能量对气动阻力的影响[J]. 推进技术, 2010, 31(3): 377-380. (LI Q, JIN X, CAO Z R, et al. Effects on aerodynamic drag of incident laser energy in technology of laser plasma point source drag reduction [J]. Journal of Propulsion Technology, 2010, 31(3): 377-380.)
- [4] SPERBER D, ECKEL H A, STEIMER S, et al. Objectives of laser-induced energy deposition for active flow control[J]. Contributions to Plasma Physics, 2012, 52(7): 636-643.
- [5] ASHWIN GANESH M, JOHN B. Concentrated energy addition for active drag reduction in hypersonic flow regime[J]. Acta Astronautica, 2018, 142: 221-231.
- [6] SARAVANAN S, JAGADEESH G, REDDY K P J. Investigation of missile-shaped body with forward-facing cavity at Mach 8[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2009, 46(3): 577-591.
- [7] HUANG W, ZHAO Z T, YAN L, et al. Parametric study on the drag and heat flux reduction mechanism of forward-facing cavity on a blunt body in supersonic flows [J]. Aerospace Science and Technology, 2017, 71: 619-626.
- [8] 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 S, FANG S Z, XU Y. 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.)
- [9] JIANG P X, HUANG G, ZHU Y H, et al. Experimental investigation of combined transpiration and film cooling for sintered metal porous struts[J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2017, 108: 232-243.
- [10] 廖致远,祝银海,黄干,等. 超声速主流平板相变发汗冷却实验研究[J]. 推进技术, 2019, 40(5): 1058-1064. (LIAO Z Y, ZHU Y H, HUANG G, et al. Experimental investigation of transpiration cooling on a porous plate with phase change in supersonic flow tunnel [J]. Journal of Propulsion Technology, 2019, 40(5): 1058-1064.)
- [11] 冉方圆,伍楠,贺菲,等. 丙二醇改性水溶液的发汗冷却实验研究[J]. 推进技术, 2021, 42(3): 587-592. (RAN F Y, WU N, HE F, et al. Experimental investigation of transpiration cooling using modified propylene glycol aqueous solution [J]. Journal of Propulsion Technology, 2021, 42(3): 587-592.)
- [12] 王兴,裴曦,陈志敏,等. 超声速逆向喷流的减阻与降热[J]. 推进技术, 2010, 31(3): 261-264. (WANG X, PEI X, CHEN Z M, et al. Supersonic with counter-flowing jets on drag and heat-transfer reduction [J]. Journal of Propulsion Technology, 2010, 31(3): 261-264.)
- [13] LI S B, WANG Z G, HUANG W, et al. Analysis of flow-field characteristics for equal polygon opposing jet on different freeflow conditions[J]. Acta Astronautica, 2017, 133: 50-62.
- [14] ZHANG R R, HUANG W, YAN L, et al. Drag and heat flux reduction induced by the pulsed counter-flowing jet with different waveforms on a blunt body in supersonic flows[J]. Acta Astronautica, 2019, 160: 635-645.
- [15] 冉景洪,刘子强,胡静,等. 减阻杆气动阻尼研究[J]. 力学学报, 2014, 46(4): 636-641.
- [16] YADAV R, VELIDI G, GUVEN U. Aerothermodynamics of generic re-entry vehicle with a series of aerospikes at nose[J]. Acta Astronautica, 2014, 96: 1-10.
- [17] SAHOO D, DAS S, KUMAR P, et al. Effect of spike on steady and unsteady flow over a blunt body at supersonic speed[J]. Acta Astronautica, 2016, 128: 521-533.
- [18] 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.
- [19] PISH F, MORADI R, EDALATPOUR A, et al. The ef-

- fect of coolant injection from the tip of spike on aerodynamic heating of nose cone at supersonic flow [J]. *Acta Astronautica*, 2019, 154: 52-60.
- [20] BAZYMA L A, RASHKOVAN V M. Stabilization of blunt nose cavity flows by using energy deposition [J]. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2005, 42(5): 790-794.
- [21] ESFEH M K, TAJALLI S M, LIU P. Evaluation of aerospikes for drag reduction on a blunt nose using experimental and numerical modeling [J]. *Acta Astronautica*, 2019, 160: 656-671.
- [22] BARZEGAR G M, IMANI M, GANJI D D. Heat reduction using counter-flowing jet for a nose cone with aerodisk in hypersonic flow [J]. *Aerospace Science and Technology*, 2014, 39: 652-665.
- [23] MEHTA R C. Numerical heat transfer study over spiked blunt bodies at Mach 6.8 [J]. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2000, 37(5): 700-703.
- [24] KALIMUTHU R, MEHTA R C, RATHAKRISHNAN E. Experimental investigation on spiked body in hypersonic flow [J]. *Aeronautical Journal*, 2008, 112: 593-598.
- [25] KHARATI-KOOPAEI M, GAZOR H. Assessment of the aerodisk size on drag reduction and thermal protection of high-bluntness vehicles at hypersonic speeds [J]. *Journal of Aerospace Engineering*, 2017, 30(4).
- [26] ZHONG K, YAN C, CHEN S S, et al. Aerodisk effects on drag reduction for hypersonic blunt body with an ellipsoid nose [J]. *Aerospace Science and Technology*, 2019, 86: 599-612.
- [27] JIANG Z L, LIU Y F, HAN G L, et al. Experimental demonstration of a new concept of drag reduction and thermal protection for hypersonic vehicles [J]. *Acta Mechanica Sinica*, 2009, 25(3): 417-419.
- [28] LIU Y F, JIANG Z L. Concept of non-ablative thermal protection system for hypersonic vehicles [J]. *AIAA Journal*, 2013, 51(3): 584-590.
- [29] 朱亮, 陈雄, 周长省, 等. 侧向喷流对超声速流动中支杆减阻降热特性影响的研究 [J]. *推进技术*, 2018, 39(2): 326-334. (ZHU L, CHEN X, ZHOU C S, et al. Research on effects of lateral jet on drag and heat reduction characteristics of spike in supersonic flows [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2018, 39(2): 326-334.)
- [30] ZHU L, CHEN X, LI Y K, et al. Investigation of drag and heat reduction induced by a novel combinational lateral jet and spike concept in supersonic flows based on conjugate heat transfer approach [J]. *Acta Astronautica*, 2018, 142: 300-313.
- [31] ZHU L, LI Y K, CHEN X, et al. Hypersonic flow characteristics and relevant structure thermal response induced by the novel combined spike-aerodome and lateral jet strategy [J]. *Aerospace Science and Technology*, 2019, 95: 105459.
- [32] ZHU L, LI Y K, CHEN X, et al. Novel combinational aerodisk and lateral jet concept for drag and heat reduction in hypersonic flows [J]. *Journal of Aerospace Engineering*, 2019, 32(1):
- [33] 黄杰, 姚卫星. 高超声速飞行器激波控制减阻技术 [J]. *宇航学报*, 2020, 41(10): 1280-1287.
- [34] RUFFIN S M, GUPTA A, MARSHALL D. Supersonic channel airfoils for reduced drag [J]. *AIAA Journal*, 2000, 38(3): 480-486.
- [35] GUPTA A, RUFFIN S M, NEWFIELD M E, et al. Aerothermodynamic performance enhancement of sphere-cones using the artificially blunted leading-edge concept [J]. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2000, 37(2): 235-241.
- [36] 王江峰, 伍贻兆. 非结构网格高超声速绕流数值模拟及涵道构型减阻特性分析 [J]. *南京航空航天大学学报*, 2004, 36(6): 671-676.
- [37] 耿云飞, 闫超. 曲形槽道 ABLE 概念在超声速翼型减阻中的应用 [J]. *空气动力学学报*, 2010, 28(1): 70-75.
- [38] MOTOYAMA N, MIHARA K, MIYAJIMA R, et al. Thermal protection and drag reduction with use of spike in hypersonic flow [C]. Kyoto: 10th AIAA/NAL-NASDA-ISAS International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, 2001.
- [39] KURITA M, INOUE T, NAKAMURA Y. Aerodynamic interaction due to side jet from a blunted cone in hypersonic flow [C]. Denver: 18th Applied Aerodynamics Conference, 2000.

(编辑:朱立影)

Drag and heat flux reduction induced by a novel combinational spike with double aerodisks and channel concept for hypersonic vehicles

GUO Jian, FANG Shuzhou, WANG Ziyu

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

Abstract: In order to reduce the drag and heat flux of the hypersonic vehicles, a novel combinational spike with double aerodisks and channel concept has been proposed. The air behind the bow shock flows into the channel at the head of the aerodisk, and then sprays out through the lateral jet in the middle of the spike. The two-dimensional axisymmetric Reynolds-averaged Navier-Stokes (RANS) equations coupled with the shear stress transport (SST) $k-\omega$ turbulence model are solved by finite volume method. The flow field around the combinational configuration is simulated and the drag and heat flux reduction effect is investigated under the flying altitude of 30 km and incoming Mach number of 6. Compared with the spike with single aerodisk, the spike with double aerodisks has better drag and heat flux reduction effect, while the combinational spike with double aerodisks and channel configuration can further improve the effect. The influencing factors of the combinational configuration on the flow field, drag and heat flux reduction effect are investigated thoroughly. The numerical results reveal that, within the research parameters, when the location of the lateral jet is close to the middle of the two aerodisks and the second aerodisk has a larger diameter, the drag and heat flux reduction effect becomes better. Compared with the spike with single aerodisk, the total drag coefficient of the configuration is reduced by 24.70%, and the peak value of Stanton number along the blunt body surface is reduced by 53.63%.

Key words: Hypersonic; Drag and heat flux reduction; Spike with double aerodisks; Channel; Numerical simulation

Received: 2022-09-23; Revised: 2023-03-18.

DOI: 10.13675/j.cnki.tjjs.2209071

Corresponding author: FANG Shuzhou, E-mail: fsz@bit.edu.cn