

高速飞行器减阻杆槽道组合构型减阻 防热特性研究

张 帅^{1,2}, 郭 建³, 戴梧叶^{1,2}

- (1. 中国航天科工集团有限公司 北京空天技术研究所, 北京 100074;
2. 中国航天科工集团有限公司 空天飞行技术全国重点实验室, 河北 雄安 071700;
3. 北京理工大学 宇航学院, 北京 100081)

摘 要: 针对高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槽道组合构型。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 Navier-Stokes 方程, 对组合构型的流场进行了数值模拟, 并分析了减阻防热特性以及其影响因素。数值结果表明: 相较于单一减阻杆, 引入槽道后, 侧向排气将分离激波推离减阻杆, 飞行器主体再附激波强度明显减弱, 组合构型减阻防热特性显著提高; 槽道收敛半角越大, 侧向排气孔位置越靠近减阻杆中部, 构型减阻防热效果越好; 随着飞行动压的增加, 构型减阻防热性能不断提高。在研究范围内, 收敛半角为 60° , 侧向排气孔位于减阻杆中部的组合构型减阻防热总体效果最好, 并且在动压在 30.15 kPa 时达到最佳, 相比单一减阻杆, 飞行器主体壁面热流峰值降低 33.84%, 总阻力降低 14.44%。

关 键 词: 高速飞行; 气动减阻; 气动防热; 减阻杆; 槽道

中图分类号: V423.6

文献标志码: A

Investigation on drag and heat flux reduction induced by a novel combinational spike and channel concept for high speed vehicles

ZHANG Shuai^{1,2}, GUO Jian³, DAI Wuye^{1,2}

- (1. Beijing Aerospace Technology Institute,
China Aerospace Science and Industry Corporation Limited, Beijing 100074, China;
2. National Key Laboratory of Aerospace Flight Technology,
China Aerospace Science and Industry Corporation Limited, Xiongan Hebei 071700, China;
3. School of Aerospace Engineering, Beijing Institute of Technology, Beijing 100081, China)

Abstract: For the drag and heat flux reduction of high speed vehicles, a novel combinational spike and channel concept was proposed. The high pressure air behind the bow shock flowed into the channel at the head of the spike, and then sprayed out through the lateral jet near the middle of the spike. Based on the SST $k-\omega$ turbulence model, the two-dimensional axisymmetric Reynolds average Navier-Stokes equations were solved by the finite volume method, and the flow field of the combinational configuration was numerically simulated. Compared with the single spike, with the introduction of the channel, the lateral jet pushed the separated shock wave away from the spike, and the intensity of the reattachment shock wave was significantly weakened, thus improving the drag and heat flux reduction efficiency. The influencing factors of the combined configuration were analyzed; the larger convergent half angle of the channel

收稿日期: 2022-04-10

作者简介: 张帅(1995—), 男, 工程师, 硕士, 研究领域为高速飞行器气动热力设计。

引用格式: 张帅, 郭建, 戴梧叶. 高速飞行器减阻杆槽道组合构型减阻防热特性研究[J]. 航空动力学报, 2023, 38(12): 3063-3072. ZHANG Shuai, GUO Jian, DAI Wuye. Investigation on drag and heat flux reduction induced by a novel combinational spike and channel concept for high speed vehicles[J]. Journal of Aerospace Power, 2023, 38(12): 3063-3072.

indicated the closer location of the lateral jet to the middle of the spike, and the better overall drag and heat flux reduction result of this configuration. With the increase of dynamic pressure, the drag and heat flux reduction performance of the configuration was continually improved. In the research range, the combined configuration in which the convergent half angle was 60° and the lateral jet was located at the middle of the spike had the best overall result of drag and heat flux reduction, and the result reached the best when the dynamic pressure was 30.15 kPa. Compared with the spike, the peak value of heat flux along the blunt body wall was reduced by 33.84% and the total drag of the configuration was reduced by 14.44%.

Keywords: high speed flight; aerodynamic drag reduction; aerodynamic heat flux reduction; spike; channel

近年来,高速飞行技术由于其重大的战略意义,受到世界各国的广泛关注^[1]。在高速飞行中,飞行器往往面临剧烈的气动加热和气动力载荷,严重时会造成飞行器表面烧蚀,破坏气动结构,这给高速飞行器的设计带来了严重挑战。因此,在高速飞行领域,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,其基本原理主要是通过改变流场结构和激波强度来实现减阻防热,主要包括能量投递^[3-5]、迎风凹腔^[6-8]、发汗冷却^[9]、逆向喷流^[10]、减阻杆^[11]及组合技术^[12]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。在高速飞行器头部安装减阻杆,可将弓形激波推离物面,削弱激波强度,降低物面阻力,从而实现减阻的目的^[13]。然而,减阻杆在减阻的同时,其防热效果并不理想^[14],并且在非零攻角下,其减阻防热性能显著变差^[15],这使减阻杆的应用受到了限制。为了改善减阻杆的气动性能,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作用^[16-18]。此外,一些减阻杆组合方案也被提出,其中姜宗林、Liu 等^[19-20]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^[21-24]和黄杰等^[25]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。但是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,降低了有效载荷,提高了发射成本。

Gupta 等^[26-27]提出了人工钝前缘构型,该构型在高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。本课题组在之前的研究工作中^[28-29]也进行了大量的槽道构型气动性能研究。但是以上的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,因而实际应用性欠佳。耿云飞等^[30]发展了曲型槽道的概念,槽道在翼型前缘附近偏出,由此产生的侧向喷流可以为升力带来增益,金亮等^[31]也针对高超声速再入飞行器流动控制问题,提出了一种头部进气、尾部排气的多孔流动控制概念,实现了无活动气动面产生控制力矩的目的。

基于以上研究工作,考虑一种减阻杆-槽道组合构型,在减阻杆头部进气、通过中通槽道在减阻杆中部排气,在起到侧向喷流等效作用的同时无需携带额外工质,此外,槽道结构在减阻杆中部侧向排气,没有影响下游主体飞行器的容积使用效率。文中对这种构型流场进行了数值模拟,计算了气动热与气动力参数,讨论了槽道收敛半角、侧向排气孔位置以及飞行动压对气动性能的影响,初步分析了减阻杆-槽道组合构型的减阻防热原理。

1 仿真构型及计算方法

1.1 仿真构型

本文的减阻杆-槽道组合构型如图 1 所示。飞行器主体头部半径 $R=20\text{ mm}$, θ 为主体头部圆心和头部壁面任意点连线与对称轴之间的夹角;减阻杆总长度 $L=4R$, 减阻杆半径 $R_s=0.1R$, 其头部气动盘半径 $R_d=0.3R$; 槽道半径 $R_c=0.05R$, 定义收敛半角 φ 为槽道收敛段侧壁面与对称轴之间的夹角;侧向排气孔宽度 $W=0.05R$, 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 的比值:

$$L_r = L_j / L \quad (1)$$

计算选取海拔 30 km 处的自由来流条件,来

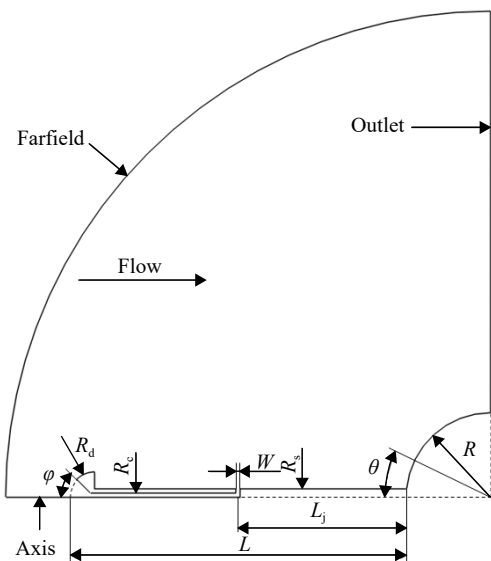


图 1 仿真构型

Fig. 1 Physical model

流静压 $p_\infty=1\ 197\text{ Pa}$, 来流温度 $T_\infty=226.5\text{ K}$, 来流马赫数 $Ma=6$, 来流攻角为 0° , 采用二维轴对称模型。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 $T_w=300\text{ K}$ 。

1.2 计算方法

本文基于有限体积法求解二维轴对称雷诺平均纳维-斯托克斯 (Navier-Stokes) 方程, 对高超声速流场进行数值模拟。假设空气为理想气体, 黏性选择 sutherland 公式拟合。在本文计算范围内, 最高温度不超过 $2\ 500\text{ K}$, 因此不考虑化学反应, 只考虑高温真实气体效应带来的比定压热容变化, 并用分段七次多项式拟合。

采用 SST $k-\omega$ 模型, 选择密度基、双精求隐式求解器, 使用 AUSM (advection upstream splitting method) 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 计算方法及网格无关性校验

2.1 计算方法校验

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^[32]。计算模型钝体半径为 20 mm , 减阻杆总长度为 40 mm , 头部气动盘半径为 5 mm , 风洞实验自由来流马赫数为 7, 总温为 860 K , 雷诺数为 4.0×10^5 。

图 2 给出了实验纹影与数值计算密度云图的对比情况。从图中可以看出, 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主体钝头肩部再附激波等复杂流场结构。此外, 图 3 给出了主体钝头壁面热流分布对比情况, 图中 θ 为主体头部圆心和头部壁面任意点连线与对称轴之间的夹角。由图可知, 热流计算结果与实验测得结果分布规律符合较好。综上, 本文采用的数值计算方法可以准确可靠地模拟高速减阻杆绕流。

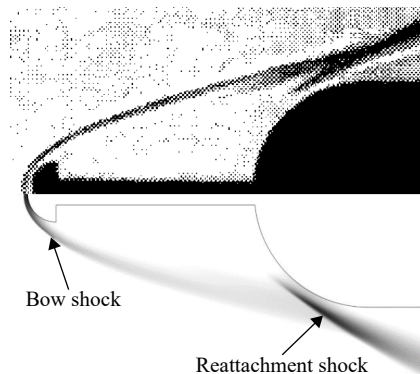


图 2 实验纹影图与数值模拟密度云图对比

Fig. 2 Comparison of experimental schlieren image and computational density contour

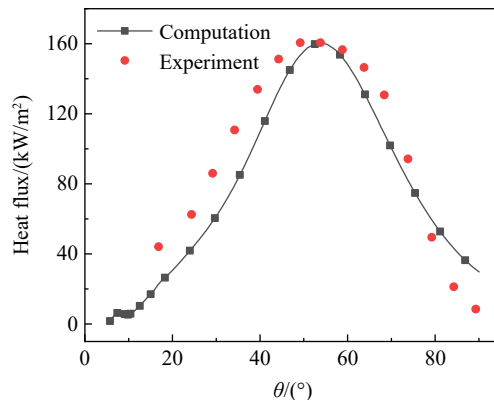


图 3 数值模拟壁面热流数据与实验数据对比

Fig. 3 Comparison of heat flux along the model surface between computational and experimental results

2.2 网格无关性校验

高速气动热计算一直是 CFD 领域中的一个难点问题, 网格的划分对热流的计算结果有着很大的影响。为了保证计算精度, 本文的网格生成借鉴了潘静的实验结果^[33]。第一层网格的切向尺寸对计算结果的影响较小, 而法向尺寸对热流的计算有着本质的影响, 尤其是在有激波-边界层相互作用、激波-激波相互作用等复杂流动结构发生时。初步网格参数根据精准热流计算时的法向第一层网格高度进行选取:

$$\varepsilon = \frac{5.666 \times 10^{-5}}{\sqrt{R_n \rho}} \cdot \left(4.341 - \frac{23.256}{Ma_\infty} \right) \cdot f(T)$$

$$f(T) = \begin{cases} 1.568 - (22.5/T) & (T < 180 \text{ K}) \\ 1.48 & (T \geq 180 \text{ K}) \end{cases} \quad (2)$$

式中 ε 为法向第一层网格高度 λ 与驻点曲率半径之比, 表征物面法向网格松弛系数; R_n 为驻点曲率半径; ρ 和 Ma_∞ 分别为远方来流的密度与马赫数。考虑到本文的流动条件, 根据式(2), 得到了第一层网格高度 λ 为 10^{-5} m 量级。

选取槽道收敛半角 $\varphi=45^\circ$, 侧向排气孔位置 $L_r=0.5$ 的减阻杆槽道组合构型进行网格无关性分析。组合构型的网格如图4所示, 计算一共设置了3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 3×10^{-5} m、 1×10^{-5} m、 5×10^{-6} m, 网格总数分别为 266 199、312 867、350 764。

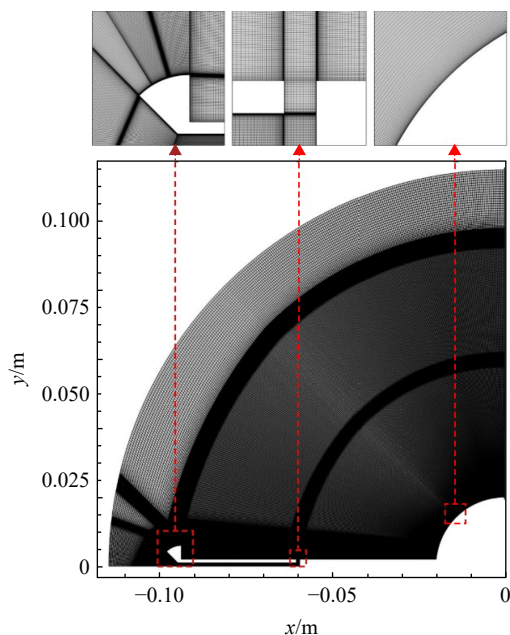


图4 计算网格

Fig. 4 Computational grids

不同密度网格主体头部壁面热流结果对比如图5所示。对壁面热流进行无量纲化, 并用斯坦顿数 St 表示:

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

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

式中 q_w 为壁面热流密度, T_{aw} 为绝热壁温, T_∞ 为远方来流温度, ρ_∞ 、 v_∞ 、 c_p 、 γ 、 Pr 分别为自由来流密

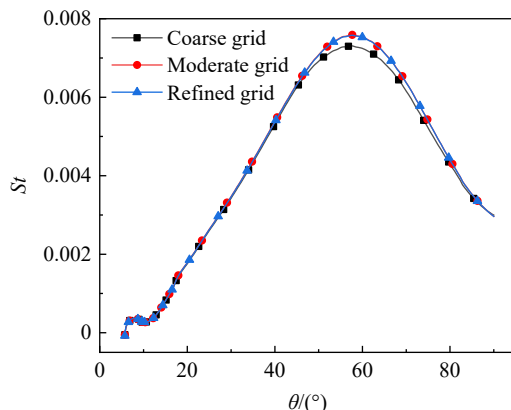


图5 不同网格系统计算壁面斯坦顿数

Fig. 5 Stanton number distributions along the model surface for different grids system

度、速度、比定压热容、比热比和普朗特数。

由图5可以看出, 随着 θ 的增大, 钝体壁面热流整体上呈先增大后减小的趋势, 其头部热流最低, 肩部热流最高。不同密度网格最终计算结果较为一致, 只有在肩部粗网格热流计算误差较大, 而中等网格和细网格计算结果差别很小, 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。

3 结果与分析

3.1 组合构型流场与气动特征分析

本节以槽道收敛半角 $\varphi=45^\circ$, 侧向排气孔位置 $L_r=0.5$ 的减阻杆槽道组合构型为例, 分析了其流场特征并与单一减阻杆构型做了对比讨论, 温度云图、马赫云图以及流线图如图6所示。

由图6(a)可知, 高速来流在单一减阻杆的气动盘头部形成一道弓形激波, 随后在气动盘底部发生流动分离, 并生成了一对涡结构。在减阻杆中部, 再次发生流动分离, 在钝体头部生成了一对涡结构, 并产生了一道分离激波。在钝体肩部处, 由于来流气体再附, 产生了一道再附激波, 并与前面的分离激波相互干扰, 造成钝体肩部附近区域热环境变差。

而在加入槽道结构后, 相比单一减阻杆构型, 组合构型的流场特征发生了明显改变。由图6(b)可知, 高速来流在槽道收敛段减速为亚声速, 然后在槽道内逐渐加速为超声速。在侧向排气孔处, 气体继续膨胀加速, 并形成了桶状激波。桶状激波与减阻杆中部的分离激波相互作用, 将分离激波推离了物面, 削弱了主体附近的分离激波与再附激波的干扰, 并在排气孔两侧生成了涡结构,

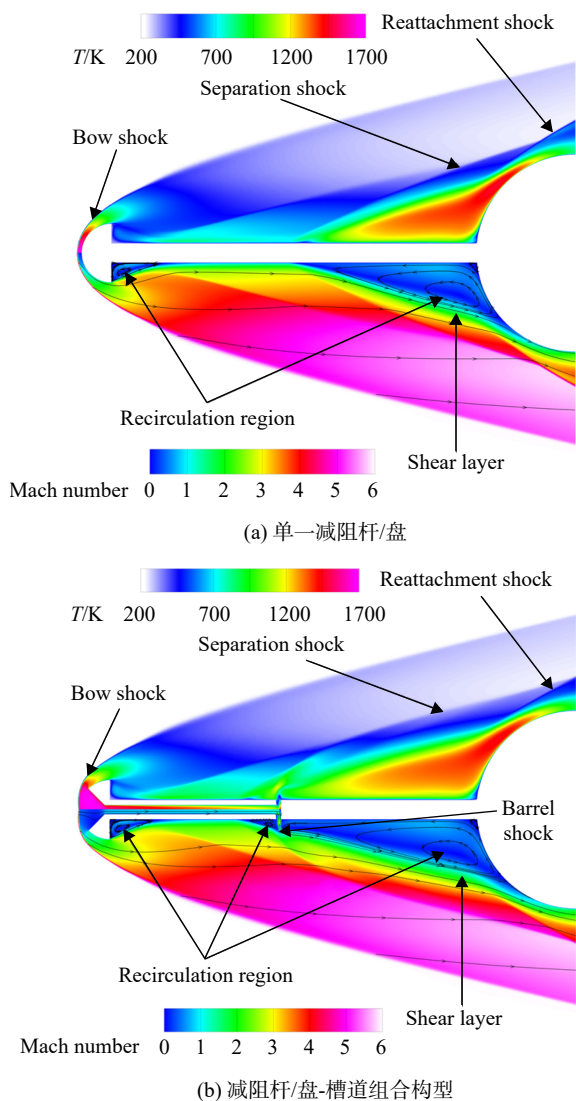


图 6 携带槽道与不携带槽道减阻杆构型流场结构对比图
Fig. 6 Comparison of flow field structure around spike with and without channel

扩大了钝体头部的回流区区域,降低了肩部再附激波的强度,这对热防护与激波减阻具有重要的意义。

图 7 显示了钝体、减阻杆以及减阻杆槽道组合构型钝体壁面斯坦顿数分布情况。由图可知,相比单一的钝体,加入减阻杆后,钝体壁面头部热流得到大幅度降低;然而在钝体肩部处,由于激波相互作用,使得该区域附近热流略有上升。而在减阻杆的基础上加入槽道结构后,钝体壁面热流得到进一步降低,在钝体肩部处效果最为明显,缓解了该区域附近的气动加热情况。

图 8 显示了钝体、减阻杆以及减阻杆槽道组合构型钝体壁面压力分布情况。对壁面压力进行无量纲化,并用压力系数 C_p 表示:

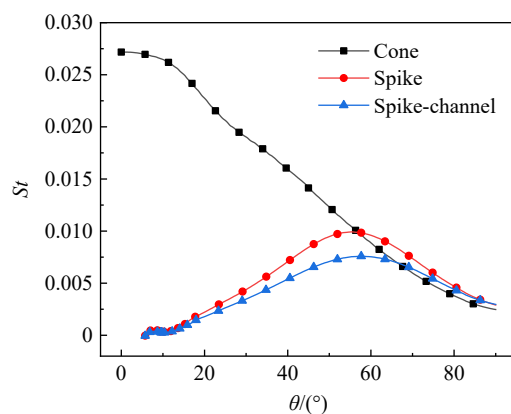


图 7 不同模型壁面斯坦顿数
Fig. 7 Stanton number distributions along the model surface for different models

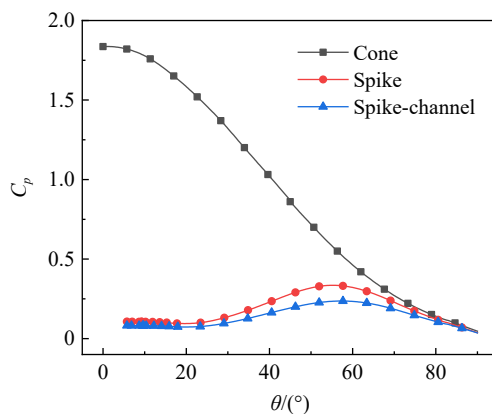


图 8 不同模型壁面压力系数
Fig. 8 Pressure coefficient distributions along the model surface for different models

$$C_p = \frac{p - p_\infty}{\frac{1}{2} \rho_\infty v_\infty^2} \quad (5)$$

式中 p 为壁面压力。由图 8 可知,壁面压力分布规律与热流相似。相比纯钝体,加入减阻杆后,钝体壁面头部压力得到大幅降低。在减阻杆基础上加入槽道后,钝体壁面压力进一步降低,在钝体肩部处效果最为明显。综上,相比单一减阻杆,减阻杆槽道组合构型在降低热流的同时,也会降低阻力。

3.2 槽道收敛半角影响

为研究槽道收敛半角对减阻杆槽道组合构型气动性能的影响,共设计了 5 种不同槽道收敛半角的构型,分别为 $\varphi=0^\circ, 15^\circ, 30^\circ, 45^\circ$ 和 60° ,侧向排气孔位置均设为 $L_r=0.5$ 。

图 9 给出了不同槽道收敛半角下的钝体壁面斯坦顿数分布情况。由图可知,随着 θ 增大,斯坦顿数总体上呈先增大后减小的趋势。在 $\theta < 11^\circ$ 范

围内,钝体壁面斯坦顿数先增大后减小;随后斯坦顿数逐渐增大,并在钝体肩部附近达到最大值,随之又逐渐减小。此外,随着槽道收敛半角逐渐增大,槽道头部引入气体量增加,侧向排气推离分离激波远离物面距离增加,再附激波强度减弱,减阻杆槽道组合构型的壁面斯坦顿数逐渐降低,尤其是在钝体肩部附近斯坦顿数降低最为明显。其中,槽道收敛半角 $\varphi=60^\circ$ 组合构型的防热效果最好,相比单一减阻杆构型,钝体壁面斯坦顿数峰值降低 33.84%。

图 10 给出了不同槽道收敛半角下的钝体壁面压力系数分布情况。由图 10 可知,随着 θ 增大,钝体壁面压力系数总体上呈先增大后减小的趋势。在 $\theta < 11^\circ$ 范围内,壁面压力系数基本不变;在 $11^\circ < \theta < 20^\circ$ 范围内,壁面压力系数逐渐降低;当 $\theta > 20^\circ$ 时,壁面压力系数逐渐增大,并在钝体肩部附近达到最大,随后又开始降低。此外,随着槽道收敛半角逐渐增大,减阻杆槽道组合构型的壁面

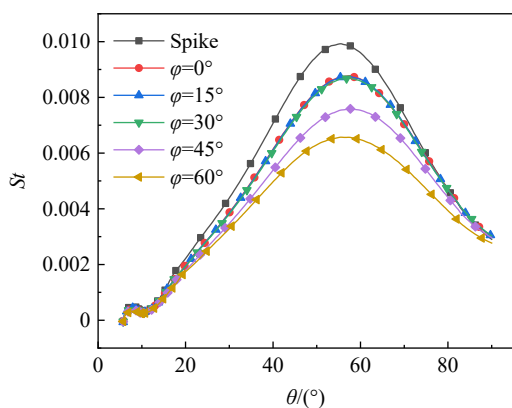


图 9 不同槽道收敛半角模型壁面斯坦顿数

Fig. 9 Stanton number distributions along the model surface for different convergent half angles of the channel

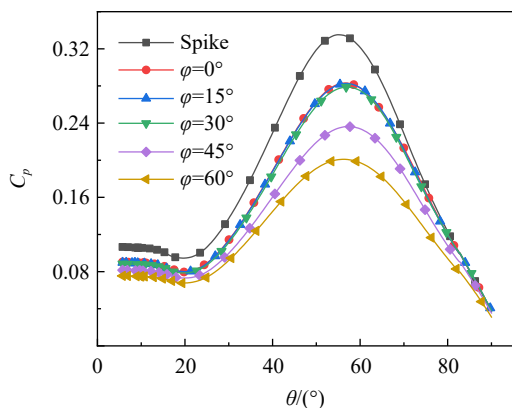


图 10 不同槽道收敛半角模型壁面压力系数

Fig. 10 Pressure coefficient distributions along the model surface for different convergent half angles of the channel

压力系数逐渐降低,利于减阻。其中,槽道收敛半角 $\varphi=60^\circ$ 组合构型的压力降低效果同样最好,相比单一减阻杆构型,压力系数峰值降低 40.02%。

表 1 对比了不同槽道收敛半角构型阻力系数 C_d 及其下降百分比 ΔC_d 。其中,阻力系数定义为:

$$C_d = \frac{F_x}{\frac{1}{2} \rho_\infty v_\infty^2 S_{\text{ref}}} \quad (6)$$

式中 F_x 为构型总阻力,本文假设钝体底部压强等于自由来流压强; S_{ref} 为参考面积。阻力系数下降百分比定义为:

$$\Delta C_d = \frac{C_{ds} - C_{dsc}}{C_{ds}} \times 100\% \quad (7)$$

式中 C_{ds} 为减阻杆构型的阻力系数, C_{dsc} 为减阻杆槽道组合构型的阻力系数。由表可知,减阻杆槽道构型可进一步降低阻力。当 φ 处在 $0^\circ \sim 45^\circ$ 范围内时,随着收敛半角逐渐增加,构型阻力不断降低。其中, $\varphi=45^\circ$ 构型阻力最低,相比单一减阻杆构型,阻力降低 16.64%。但 φ 继续增加到 60° 时,构型阻力稍有上升,但相比减阻杆,阻力仍降低 14.44%。

表 1 槽道收敛半角对阻力系数的影响

Table 1 Effect of the convergent half angle of the channel on drag coefficient

模型	C_d	$\Delta C_d/\%$
单一减阻杆	0.268 49	0
$\varphi=0^\circ$	0.239 62	10.75
$\varphi=15^\circ$	0.239 35	10.85
$\varphi=30^\circ$	0.236 31	11.99
$\varphi=45^\circ$	0.223 82	16.64
$\varphi=60^\circ$	0.229 73	14.44

为进一步分析当 φ 增加到 60° 时阻力略有上升的原因,图 11 给出了 $\varphi=15^\circ$ 和 $\varphi=60^\circ$ 减阻杆头部的马赫数云图,由图可知,当 $\varphi=60^\circ$ 时,肩部激波角 β 变大,头部激波由弓形激波向正激波转化,激波强度变大,导致了这一部分阻力分量变大,进而导致整体构型阻力稍有上升。

3.3 侧向排气孔位置影响

为研究侧向排气孔位置对减阻杆槽道组合构型气动性能的影响,共设计了 5 种不同侧向排气孔位置的构型,即 $L_r=0.1, 0.3, 0.5, 0.7$ 和 0.9 。根据以上分析,槽道收敛半角 $\varphi=60^\circ$ 的减阻防热总体效果最好,因此本节槽道收敛半角均设为 $\varphi=60^\circ$ 。

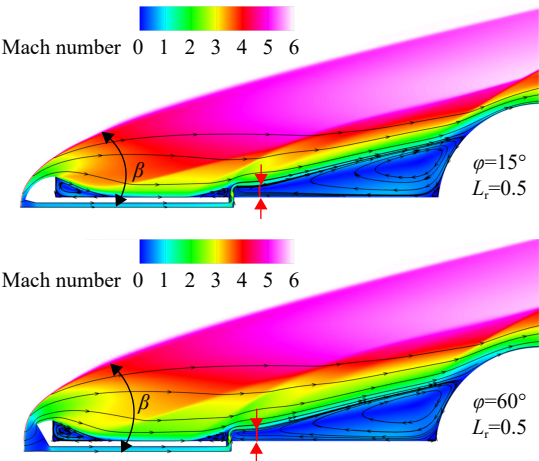


图 11 $\varphi=15^\circ$ 和 $\varphi=60^\circ$ 模型马赫数云图与流线图
Fig. 11 Mach contours and streamlines for models of $\varphi=15^\circ$ and $\varphi=60^\circ$

图 12 给出了不同侧向排气孔位置下构型的斯坦顿数分布情况。由图可知,在槽道收敛半角一定的条件下,侧向排气孔位置对组合构型气动热性能影响较大。总体上看,随着侧向排气孔位置从减阻杆两端向中间靠近,斯坦顿数逐渐降低,尤其是在钝体肩部附近斯坦顿数降低最为明显。其中,侧向排气孔位置为 $L_r=0.5$ 的组合构型的防热效果最好。

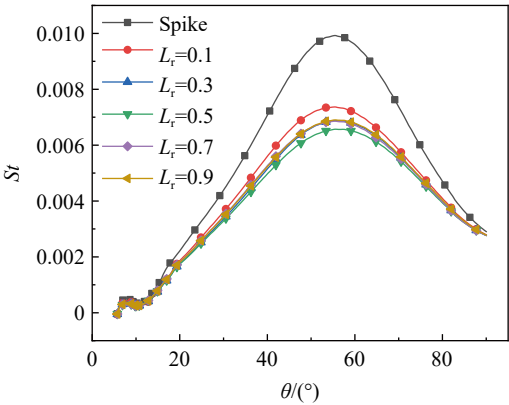


图 12 侧向喷流位置模型壁面斯坦顿数分布
Fig. 12 Stanton number distributions along the model surface for different lateral jet locations of the model

图 13 给出了不同侧向排气孔位置下的钝体壁面压力系数分布情况,表 2 对比了不同侧向排气孔位置构型阻力系数及其下降百分比。整体上,钝体壁面压力和构型阻力随侧向排气孔位置的变化规律与斯坦顿数的一致,侧向排气孔位置越靠近减阻杆中部,钝体壁面压力越低,构型阻力越小,侧向排气孔位置 $L_r=0.5$ 组合构型的壁面压力降低效果和减阻效果最好。

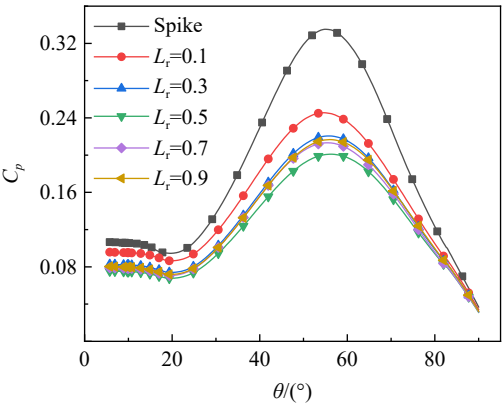


图 13 侧向喷流位置模型壁面压力系数分布
Fig. 13 Pressure coefficient distributions along the model surface for different lateral jet locations of the model

表 2 侧向喷流位置对阻力系数的影响
Table 2 Effect of the lateral jet location on drag coefficient

模型	C_d	$\Delta C_d/\%$
单一减阻杆	0.268 49	0
$L_r=0.1$	0.261 76	2.51
$L_r=0.3$	0.242 83	9.56
$L_r=0.5$	0.229 73	14.44
$L_r=0.7$	0.236 68	11.85
$L_r=0.9$	0.236 10	12.06

图 14 给出了不同侧向排气孔位置下的马赫数云图及流线图。与图 6(a)单一减阻杆构型对比可以看出,侧向排气孔位置对流场特征的影响非常明显。当侧向排气孔位于减阻杆尾部时,侧向排气直接与钝体前的主回流区相互干扰,在一定程度上降低了侧向排气的减阻防热效率。而当侧向排气孔位于减阻杆头部时,侧向排气虽然也与气动盘底部的次回流区发生相互干扰,但由于次回流区强度明显弱于主回流区,此时侧向排气的减阻防热效率得到进一步提高。当侧向排气孔位于减阻杆中部时,侧向排气的减阻防热效率最高,一方面是由于侧向排气与回流区相互干扰程度较弱;另一方面,在减阻杆中部剪切层分离,生成分离激波,而侧向排气将分离激波推离物面,降低了再附激波强度。

3.4 飞行动压影响

为研究飞行动压对减阻杆槽道组合构型气动性能的影响,保证大气参数一定,固定飞行高度为 $H=30\text{ km}$,设计 4 个来流马赫数条件,即 $Ma=3, 4, 5, 6$,对应动压 Q_{bar} 分别为 7.54、13.40、20.94

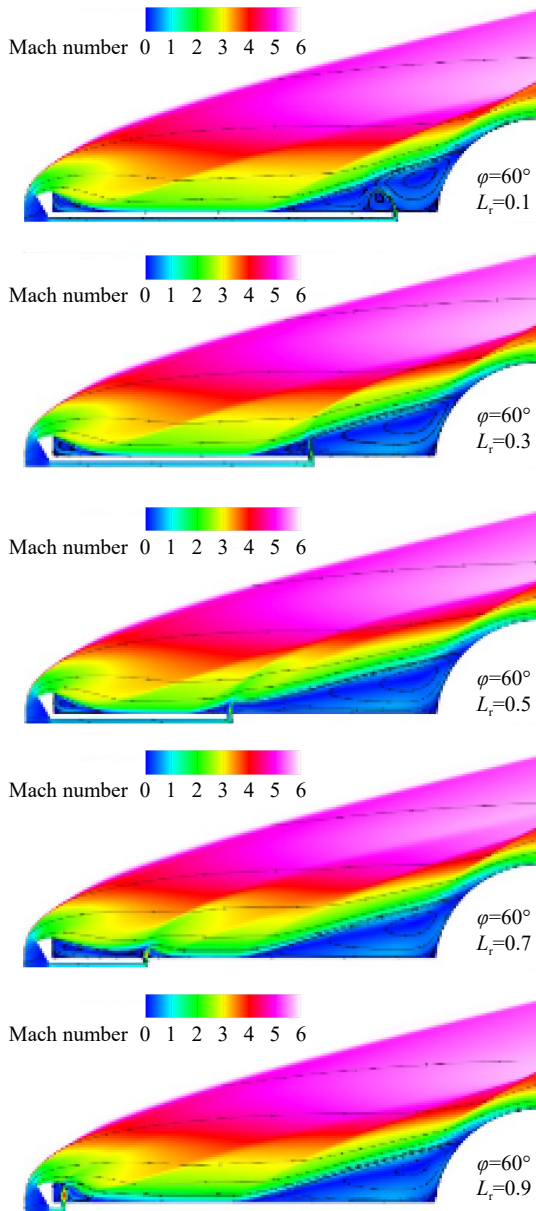


图 14 不同侧向排气孔位置模型马赫数云图及流线图

Fig. 14 Mach contours and streamlines for different lateral jet locations of the model

kPa 和 30.15 kPa。根据上述分析,槽道收敛半角 $\varphi=60^\circ$,侧向排气孔位置 $L_r=0.5$ 组合构型的减阻防热总体效果最好,因此本节采用此构型进行分析。

表 3 对比了不同来流马赫数下钝体壁面热流峰值 Q_m 及其下降百分比 ΔQ_m ,下降百分比定义为:

$$\Delta Q_m = \frac{Q_{ms} - Q_{msc}}{Q_{ms}} \times 100\% \quad (8)$$

式中 Q_{ms} 为减阻杆构型的钝体壁面热流峰值, Q_{msc} 为减阻杆槽道构型的钝体壁面热流峰值。由表可知,随着飞行动压的增大,减阻杆槽道构型的钝体壁面热流峰值下降百分比逐渐增加,防热

表 3 飞行动压对最大热流的影响

Table 3 Effect of flight dynamic pressure on maximum heat flux

Q_{bar}/kPa	$Q_{ms}/(\text{kW}/\text{m}^2)$	$Q_{msc}/(\text{kW}/\text{m}^2)$	$\Delta Q_m/\%$
7.54	70.08	59.88	14.55
13.40	171.03	132.03	22.80
20.94	319.70	226.98	29.00
30.15	521.21	344.81	33.84

效果逐渐增强,但是下降百分比增加的趋势逐渐减弱。

表 4 对比了不同飞行动压下构型阻力 F_x 及其下降百分比 ΔF_x ,下降百分比定义为:

$$\Delta F_x = \frac{F_{xs} - F_{xsc}}{F_{xs}} \times 100\% \quad (9)$$

式中 F_{xs} 为减阻杆构型的阻力, F_{xsc} 为减阻杆槽道构型的阻力。由表可知,阻力随飞行动压的变化规律与热流的相似。随着飞行动压的增大,减阻杆槽道构型的阻力下降百分比逐渐增加,但是其趋势逐渐减弱。在研究范围内,组合构型在 $Q_{bar}=30.15$ kPa 条件下减阻效果最好,总阻力降低了 14.44%。

表 4 飞行动压对阻力的影响

Table 4 Effect of flight dynamic pressure on drag

Q_{bar}/kPa	F_{xs}/N	F_{xsc}/N	$\Delta F_x/\%$
7.54	2.46	2.17	11.79
13.40	4.72	4.05	14.19
20.94	7.23	6.19	14.38
30.15	10.18	8.71	14.44

4 结 论

通过求解二维轴对称雷诺平均 Navier-Stokes (RANS) 方程,结合 SST $k-\omega$ 湍流模型,对一种应用新型减阻杆槽道组合构型的流场进行了数值模拟,结果表明:

1) 较之单一减阻杆构型,引入槽道结构后,构型流场特征发生明显改变。侧向排气孔处的桶状激波与减阻杆中部的分离激波相互作用,将分离激波推离了物面,并降低了肩部再附激波的强度,增大了回流低压区,实现了防热减阻效果。

2) 在侧向排气孔位置一定的条件下,随着槽道收敛半角增大,主体壁面斯坦顿数、压力系数和阻力均呈下降趋势。整体上,槽道收敛半角

$\varphi=60^\circ$ 构型的减阻防热效果最佳, 斯坦顿数与压力系数峰值分别下降了 33.84% 和 40.02%。

3) 在槽道收敛半角一定的条件下, 随着侧向排气孔位置从减阻杆两端向中间靠近, 主体壁面斯坦顿数、压力系数和阻力均呈下降趋势。整体上, 侧向排气孔位置为 $L_r=0.5$ 的组合构型的减阻防热效果最佳。

4) 随着飞行动压的增大, 构型的减阻防热效果逐渐增强, 但是相应的峰值热流和压力下降百分比增加的趋势逐渐减弱。

参考文献:

- [1] SUN Xiwan, HUANG Wei, OU Min, 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*, 2019, 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 Qian, JIN Xing, CAO Zhengrui, 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. (in Chinese)
- [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] 张帅, 方蜀州, 郭建. 头部钝化的无翼航天器气动性能研究[J]. *飞行力学*, 2020, 38(6): 56-62, 69.
ZHANG Shuai, FANG Shuzhou, GUO Jian. Study on aerodynamic performance of wingless spacecraft with head blunted[J]. *Flight Dynamics*, 2020, 38(6): 56-62, 69. (in Chinese)
- [8] 张帅, 方蜀州, 许阳. 稀薄流航天器鼻锥迎风凹腔气动和气动热性能研究[J]. *推进技术*, 2021, 42(9): 2002-2010.
ZHANG Shuai, FANG Shuzhou, 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. (in Chinese)
- [9] JIANG Peixue, HUANG Gan, ZHU Yin Hai, 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] LI Shibin, WANG Zhenguo, HUANG Wei, et al. Analysis of flow-field characteristics for equal polygon opposing jet on different freeflow conditions[J]. *Acta Astronautica*, 2017, 133: 50-62.
- [11] 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.
- [12] 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.
LU Haibo, LIU Weiqiang. Effect of cavity physical dimension on forward-facing cavity and opposing jet thermal protection system cooling efficiency[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2012, 27(12): 2666-2673. (in Chinese)
- [13] ESFEH M K, TAJALLI S M, LIU Pengfei. Evaluation of aerospikes for drag reduction on a blunt nose using experimental and numerical modeling[J]. *Acta Astronautica*, 2019, 160: 656-671.
- [14] BARZEGAR GERDROODBARY M, IMANI M, GANJI D D. Heat reduction using counterflowing jet for a nose cone with aerodisk in hypersonic flow[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2014, 39: 652-665.
- [15] 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.
- [16] KALIMUTHU R, MEHTA R C, RATHAKRISHNAN E. Experimental investigation on spiked body in hypersonic flow[J]. *The Aeronautical Journal*, 2008, 112(1136): 593-598.
- [17] KHARATI-KOOPAE 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): 04017008.
- [18] ZHONG Kang, YAN Chao, CHEN Shusheng, et al. Aerodisk effects on drag reduction for hypersonic blunt body with an ellipsoid nose[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2019, 86: 599-612.
- [19] JIANG Zonglin, LIU Yunfeng, HAN Guilai, 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.
- [20] LIU Yunfeng, JIANG Zonglin. Concept of non-ablative thermal protection system for hypersonic vehicles[J]. *AIAA Journal*, 2013, 51(3): 584-590.
- [21] 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 Liang, CHEN Xiong, ZHOU Changsheng, 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. (in Chinese)
- [22] ZHU Liang, CHEN Xiong, LI Yingkun, 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.
- [23] ZHU Liang, LI Yingkun, CHEN Xiong, 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.
- [24] ZHU Liang, LI Yingkun, CHEN Xiong, 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): 04018133.
- [25] 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.
HUANG Jie, YAO Weixing. Drag reduction of hypersonic vehicles by shock control[J]. *Journal of Astronautics*, 2020, 41(10): 1280-1287.

- 1280-1287. (in Chinese)
- [26] GUPTA A, MARSHALL D, RUFFIN S M. Supersonic channel airfoils for reduced drag[J]. *AIAA Journal*, 2000, 38: 480-486.
- [27] 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.
- [28] 张帅. 高速稀薄流域防热减阻概念构型气动性能[J]. 航空动力学报, 2022, 37(1): 124-141.
ZHANG Shuai. Conceptual configuration aerodynamic performance of heat flux and drag reduction in high speed rarefied flow [J]. *Journal of Aerospace Power*, 2022, 37(1): 124-141. (in Chinese)
- [29] 张帅. 高速飞行器防热减阻新概念构型的气动性能[J]. 航空动力学报, 2021, 36(11): 2292-2305.
ZHANG Shuai. Aerodynamic performance of new conceptual configuration of high speed vehicle's heat flux and drag reduction[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2021, 36(11): 2292-2305. (in Chinese)
- [30] 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.
GENG Yunfei, YAN Chao. Application of curved channel ABLE conception to supersonic airfoil drag reduction[J]. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2010, 28(1): 70-75. (in Chinese)
- [31] 金亮, 谢攀, 黄伟, 等. 高超声速再入飞行器的多孔流动控制[J]. 航空动力学报, 2018, 33(3): 696-702.
JIN Liang, XIE Pan, HUANG Wei, et al. Flow control of hypersonic reentry vehicle based on multi-jets interaction[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2018, 33(3): 696-702. (in Chinese)
- [32] MOTOYAMA N, MIHARA K, MIYAJIMA R, et al. Thermal protection and drag reduction with use of spike in hypersonic flow[R]. AIAA 2001-1828, 2001.
- [33] PAN Jingsong, YAN Chao, GENG Yunfei, et al. Aerothermodynamics of the waveriders applying artificially blunted leading edge concept[R]. AIAA-2009-748, 2009.

(编辑: 张 雪)