

高超声速流场支杆射流减阻降热的流热耦合

马 坤¹, 朱 亮², 陈 雄¹, 李映坤¹, 周长省¹

(1. 南京理工大学 机械工程学院, 南京 210094;

2. 中国兵器工业集团有限公司 西安现代控制技术研究所, 西安 710065)

摘 要: 为缓解高超声速飞行器头部面临的高温高压环境, 针对支杆和逆向射流组合式减阻降热方案开展深入研究。基于有限体积法求解雷诺平均 Navier-Stokes 方程组, 并采了切应力输运 $k-\omega$ 湍流模型模。采用共轭传热法求解固体热传导方程。结果表明: 引入逆向射流将显著提高减阻降热性能。钝体头部阻力系数随着支杆长度增长显著降低, 当支杆长径比从 0.5 增大至 2.0 时, 阻力系数降低 21% 左右, 而热流密度峰值几乎不受影响。提高逆向射流总压比能显著降低钝体头部壁面压力, 但将逆向射流的附加阻力纳入考虑后, 实际减阻效果反而变差。当逆向射流总压比从 0.4 升高至 0.8 时, 钝体头部壁面热流密度峰值降幅达 62.5%。通过共轭传热法分析表明, 钝体头部结构温度随时间增长而显著上升, 壁面热流密度峰值随着时间的推进而缓慢下降。

关 键 词: 减阻降热; 高超声速; 共轭传热; 逆向射流; 减阻支杆

中图分类号: V445.1; O354.4

文献标志码: A

Fluid-thermal coupling on drag and heat reduction induced by spike and jet in hypersonic flow field

MA Kun¹, ZHU Liang², CHEN Xiong¹,

LI Yingkun¹, ZHOU Changsheng¹

(1. School of Mechanical Engineering,

Nanjing University of Science and Technology, Nanjing 210094, China;

2. Xi'an Modern Control Technology Research Institute,

China North Industries Group Corporation Limited, Xi'an 710065, China)

Abstract: To alleviate the serious temperature and pressure environment of the forebody of hypersonic vehicle, the combined drag and heat reduction scheme of spike and opposing jet was studied in depth. The Reynolds averaged Navier-Stokes equations were solved based on the finite volume method, and the shear stress transport $k-\omega$ turbulence model was used. The conjugate heat transfer method was used to solve the heat conduction equation of solid domain. Results showed that the application of the opposing jet significantly improved the performance of drag and heat reduction. The drag coefficient of blunt forebody decreased significantly with the increase of spike length. With the length-to-diameter ratio of the spike increasing from 0.5 to 2.0, the drag coefficient decreased to about 21%. The peak value of heat flux was almost unaffected. Increasing the total opposing jet pressure ratio can significantly reduce pressure on the blunt forebody surface. Considering the additional drag induced

收稿日期: 2020-01-09

作者简介: 马坤(1996—), 男, 硕士生, 主要从事高超声速飞行器头部减阻降热特性研究。E-mail: 401492458@qq.com

引用格式: 马坤, 朱亮, 陈雄, 等. 高超声速流场支杆射流减阻降热的流热耦合[J]. 航空动力学报, 2020, 35(4): 793-804. MA Kun, ZHU Liang, CHEN Xiong, et al. Fluid-thermal coupling on drag and heat reduction induced by spike and jet in hypersonic flow field[J]. Journal of Aerospace Power, 2020, 35(4): 793-804.

by the opposing jet, as a result, the drag reduction effect became worse. With the total opposing jet pressure ratio increasing from 0.4 to 0.8, the peak value of heat flux on the blunt forebody surface decreased by 62.5%. The result of conjugate heat transfer analysis shows the temperature of blunt forebody increases significantly with time, and the peak value of heat flux decreases slowly with time.

Key words: drag and heat reduction; hypersonic; conjugate heat transfer; opposing jet; drag reduction spike

高超声速飞行器具有飞行速度快、突防能力强、反应快等优点,凭借其在军事及民用方面的巨大潜力而得到了全球的广泛关注和研究^[1-2]。为了尽量改善飞行器头部热环境和保证一定的载荷空间,飞行器头部一般采用钝体构型。因此超声速飞行过程中其头部将产生一道强烈的弓形激波,来流经弓形激波压缩后压力和温度急剧上升,此后由于气体与飞行器壁面的黏滞作用,温度将进一步显著上升。这造成飞行器头部将承受恶劣的气动加热环境。此外,过大的波阻将严重影响飞行器升阻比。面对新一代高超声速飞行器长时间巡航任务的迫切要求,传统的被动式热防护方案难以满足设计要求。近年来,通过在支杆基础上引入射流实现进一步减阻和热防护的方案引起了广泛关注并得到研究^[3-5]。

气动支杆技术是一种简单有效的降低飞行器阻力和气动热的方法,其通过将弓形激波推离头部并使其分解成一系列较弱的斜激波,从而达到减阻降热的效果。Kalimuthu 等^[6]通过实验研究了来流马赫数为 6 的情况下,支杆的长度、形状及攻角对减阻降热的影响。实验结果表明可以通过适当增大支杆的长度、直径以及加装气动盘等措施来达到减阻降热效果。国内姜维等^[4]采用高超声速风洞测力实验方法测量带支杆的飞行器钝体头部的高超声速气动特性,研究了支杆减阻原理,分析了多组不同构型支杆的减阻效果。研究结果表明支杆构型和攻角对减阻效果影响较大。减阻效果随着攻角的增大而降低,随着支杆长度的增大,在一定范围内减阻降热性能均得到提升。

逆向射流技术则是通过喷射工质将头部弓形激波推离钝体表面,改变头部波系结构及压力分布,从而降低头部气动载荷。早在 20 世纪中叶即有人提出了在飞行器驻点设置逆向射流的热防护方法。20 世纪 60 年代 Finley^[7]对逆向射流流场的脱体激波进行了详细的研究,并对流场的不稳定性进行了初步讨论。

Hayashi 等^[8-9]对飞行器钝体头部逆向射流热防护方案进行了实验和数值研究。实验结果表明在合适的射流压力条件下,适当增加射流压力会降低头部壁面热流密度。20 世纪 90 年代开始,国内开展了逆向射流在超声速流场中的减阻降热性能研究^[10]。周伟江采用了二阶迎风 total variation diminishing (TVD) 格式,清楚地捕捉到了激波脱体等流动现象。激波位置计算结果与实验拟合较好,在高压下,模拟结果的峰值与实验值相比偏高。

为了进一步提高减阻降热效果,近年来一些支杆与射流的组合方案被提出^[11-14]。黄伟等^[15]通过数值方法研究了来流马赫数为 3 的情况下带支杆头部射流方案的减阻降热特性。研究结果表明:阻力系数随着射流总压比和支杆长度的增大而显著增大。此外,欧敏等^[16]在此基础上在支杆头部加装气动盘并考虑了射流喷嘴的直径对减阻降热效果的影响。研究了湍流模型的选取及第一层网格的高度对仿真结果的影响。得出了下列结论:对于单一支杆结构更适合采用 Spalart-Allmaras (S-A) 湍流模型进行仿真,而切应力输运 (SST) $k-\omega$ 模型更适用于具有逆向射流和分离流的流场计算。Eghlima 等^[17-18]采用 SST $k-\omega$ 模型研究了支杆和支杆头部射流的组合方案在减阻降热方面的效果。

本文对支杆和支杆头部逆向射流组合方案(下文简称为支杆逆向射流组合方案)进行数值研究。超声速飞行过程中,气动热对结构的影响是一个动态过程^[19],但公开文献中皆是将钝体头部壁面设为不符合实际物理工况的等温壁或绝热壁^[20],而该方案下气动热载荷的预测及结构温度响应特性未见研究。本文进行流热耦合分析,采用共轭传热 (CHT) 法求解固体热传导方程得到不同参数下动态响应规律。另一方面,逆向射流会带来附加阻力,尤其当逆向射流总压比较高时,该阻力急剧上升。而以往文献中皆通过钝体壁面压力分布变化情况来表征减阻效果,因此综合考

考虑逆向射流附加阻力后的减阻效果规律仍待探寻。本文将逆向射流带来的附加阻力纳入考虑,综合分析减阻性能。

1 物理模型和数值方法

1.1 物理模型

由于来流攻角为零,为减小计算量,本文采用的模型为二维轴对称模型,物理模型及边界条件如图 1 所示。本文主要研究该热防护方案对钝体头部的影响,并且计算时间短,热量未穿过预设厚度,故除钝体头部外其他固体壁面设为绝热壁面。 D 代表钝体头部直径,其值为 50 mm; d 代表支杆及射流孔直径,其值为 4 mm; θ 为钝体表面与对称轴之间的角度。此外 L 代表支杆长度,文中通过 L/D 表征支杆长度。

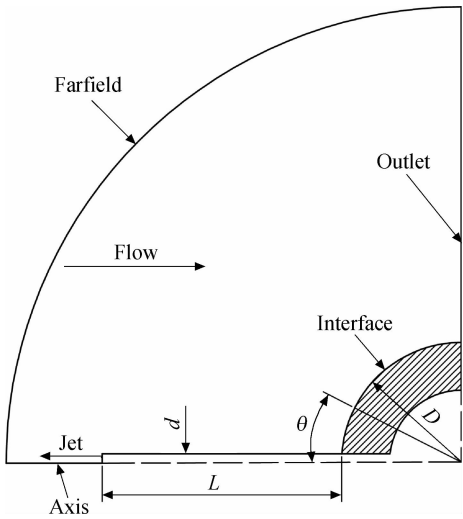


图 1 物理模型

Fig.1 Geometry of the model

π 代表总压比,是影响减阻降热效果的一个重要参数,其定义为逆向射流总压 p_{ij} 自由来流总压 $p_{t\infty}$ 之比,公式如下:

$$\pi = \frac{p_{ij}}{p_{t\infty}} \tag{1}$$

自由来流为 25 km 高空大气条件,压力为 2550 Pa,温度为 221.5 K,来流马赫数为 5。逆向射流总温为 300 K,马赫数为 1。固体材料采用标准钢材,与文献[21]中材料属性一致,密度为 8030 kg/m³,热导率为 16.27 W/(m² · K),比热容为 502.48 J/(kg · K)。本文各工况具体参数见表 1。

1.2 数值方法

本文采用 Fluent 软件对非稳态雷诺平均

Navier-Stokes 方程进行数值求解,其中,采用 advection upstream splitting (AUSM) 格式进行通量计算,考虑到流场中存在流动分离及再附等流动现象,因此选用 SST $k-\omega$ 湍流模型。为得到固体结构在气动加热下的热响应情况,通过耦合传热方法求解固体结构热传导方程。

表 1 不同工况下的参数

Table 1 Computational parameters of different cases

L/D	π
0.5	0.4, 0.6, 0.8
1.0	0.4, 0.6, 0.8
1.5	0, 0.4, 0.6, 0.8
2.0	0.4, 0.6, 0.8

2 算例验证和网格独立性分析

2.1 算例验证

算例一 钝体头部逆向射流^[8-9]。钝体头部直径 $D=50$ mm,射流孔直径 $d=4$ mm。模拟的工况:来流马赫数为 3.98,总温为 397 K,总压为 1.37 MPa。逆向射流的马赫数为 1,温度为 300 K,逆向射流总压比 $\pi=0.6$ 。其余壁面设为 295 K 的等温壁。图 2 为钝体头部壁面的斯坦顿数 St 分布对比。其中 St 定义如下^[9]:

$$St = \frac{q_w}{(T_{aw} - T_w)\rho_{\infty}c_pV_{\infty}} \tag{2}$$

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

其中 q_w 为壁面热流密度, T_{aw} 为绝热壁温, T_w 为壁面温度; ρ_{∞} 、 V_{∞} 和 Ma_{∞} 分别为来流的密度、速度以及马赫数, c_p 为比定压热容, γ 为比热比。图 2 中可见,本文的 St 数值结果与实验结果吻合较好,并且明显好于文献[9]中拟合的结果。

算例二 高超声速圆柱绕流激波气动加热^[21]。来流马赫数为 6.47,温度为 241.5 K,压力为 648.1 Pa,其他参数详见文献[21]。图 3 为 2 s 时圆柱表面压力和热流密度的计算值与实验值对比情况,图中纵坐标分别为无量纲化的热流密度及压力,其中 q 与 p 分别代表圆柱表面热流密度与压力, q_0 与 p_0 分别代表驻点的热流密度与压力。

由图 3 可见,计算所得压力与热流密度分布与实验结果吻合较好。综上,文中采用的数值方法能够适用于捕捉复杂流动结构,并能可靠地预测壁面热流密度。

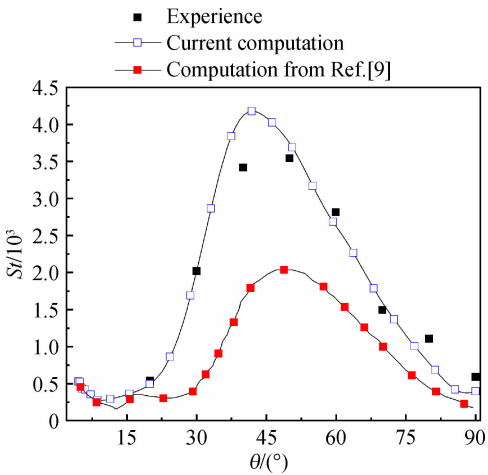
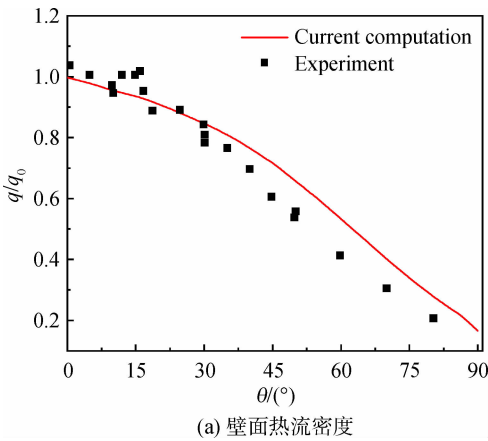
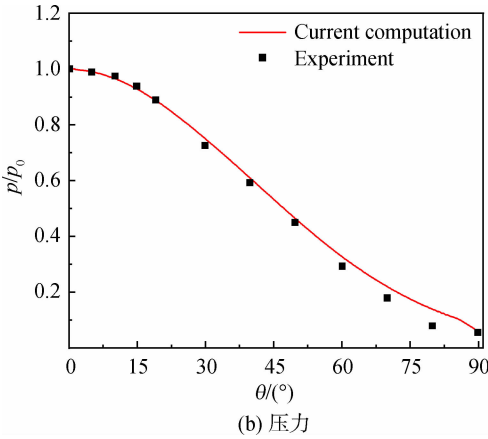


图 2 斯坦顿数对比

Fig. 2 Comparison of the Stanton number



(a) 壁面热流密度



(b) 压力

图 3 $t=2\text{ s}$ 时圆柱表面热流密度和压力曲线计算结果同实验数据对比

Fig. 3 Comparisons of heat flux and pressure on the cylinder body surface between computational and experimental results at $t=2\text{ s}$

2.2 网格无关性分析

本节采用 $L/D=1.5, \pi=0.6$ 工况作为测试工况,采用三种不同网格分辨率的网格,网格参数如

表 2。图 4 给出了在不同网格分辨率下 0.2 s 时钝体头部壁面的压力(p_w)和热流密度分布情况。

表 2 网格独立性验证参数
Table 2 Parameters of grids used for independent verification

网格类型	网格数量	第一层网格高度/m
精细	$\approx 158\,000$	5×10^{-7}
中等	$\approx 84\,000$	1×10^{-6}
粗糙	$\approx 41\,000$	1×10^{-5}

图 4 为不同网格分辨率下 0.2 s 时钝体头部的压力和热流密度分布曲线。从曲线可知压力分布规律在三套网格下相同,但在数值上产生了明显区别。其中,中等网格与精细网格下的计算结果几乎一致,而粗糙网格的计算结果明显偏高。为了节省计算资源同时保证结果的可靠,本文选取中等尺度网格进行仿真计算。为便于比较不同工况下减阻降热性能,下文中皆采用 0.2 s 时刻参数进行对比分析。

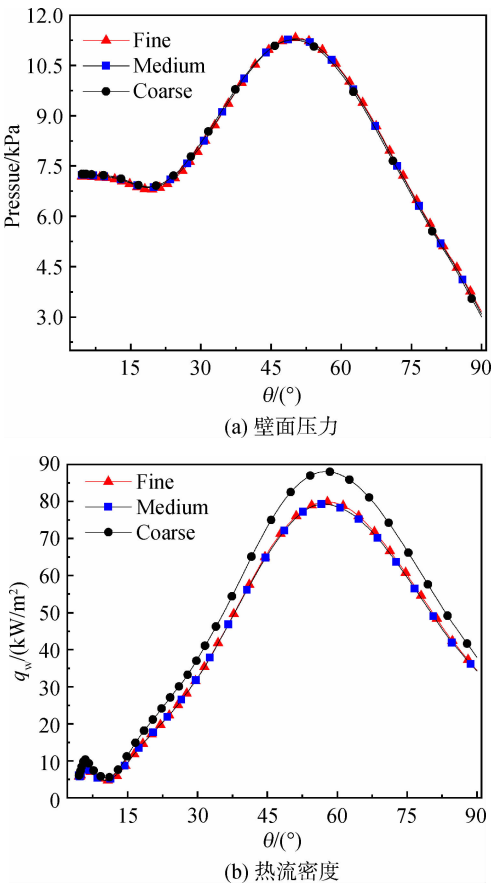


图 4 不同计算网格下钝体头部壁面压力和热流密度分布
Fig. 4 Distributions of pressure and heat flux on the blunt forebody surface under different grids

3 结果分析

3.1 流场结构

本节采用长径比 $L/D=1.5$, 逆向射流总压比 $\pi=0.6$ 和无射流两种工况为例来分析支杆逆向射流方案下的流场特性。马赫数 (Ma) 及温度云图如图 5 所示。其中图 5(a) 为无射流情况下马赫数云图。

游与再附激波 (reattachment shock) 发生干扰, 产生局部高温区。

支杆头部引入逆向射流后流场发生明显变化, 头部射流从声速膨胀加速到超声速, 典型的欠膨胀结构产生在支杆头部, 整体流场如图 5(b) 所示。从云图上可以清晰地捕捉到马赫盘 (Mach disk)、三波点 (triple point) 以及桶形激波 (barrel shock)。射流将支杆头部前的弓形激波向外推移。同时, 通过弓形激波减速到亚声速的自由来流与通过马赫盘减速到亚声速的射流相遇, 在马赫盘与弓形激波中间形成接触面 (contact surface) 并流向下游。此外, 在支杆头部产生一道剪切层, 部分冷流向下游流动, 另一部分冷流在支杆与剪切层间形成回流区。仅从温度云图可见, 随着逆向射流的引入, 低温射流气体在朝下游流动过程中将覆盖支杆和钝体头部壁面, 势必有效缓解钝体头部恶劣的热环境。进一步, 图 6 给出了两种方案钝体头部的压力云图及流线分布。

从流场结构来看, 无射流方案与支杆逆向射

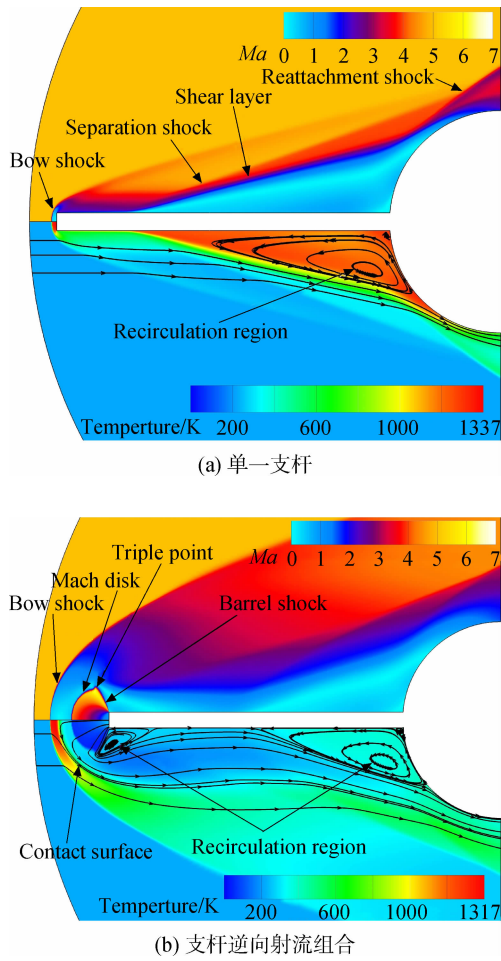


图 5 有无反向射流方案下钝体支杆区域的流场结构
Fig. 5 Flow field structure around spike blunt forebody with and without opposing jet

图 5 中可见, 高超声速来流受支杆头部阻碍产生一道弓形激波 (bow shock), 弓形激波后来流压力和温度急剧上升, 使支杆头部面临高温环境。该激波向下游传播后激波角减小、强度减弱, 激波后的流动状态逐渐由亚声速过渡为超声速。同时头部下游流动发生分离, 形成一道剪切层 (shear layer), 剪切层下为回流区。经过弓形激波的超声速来流, 通过分离激波 (separation shock) 使得流动与剪切层平行, 该分离激波在下

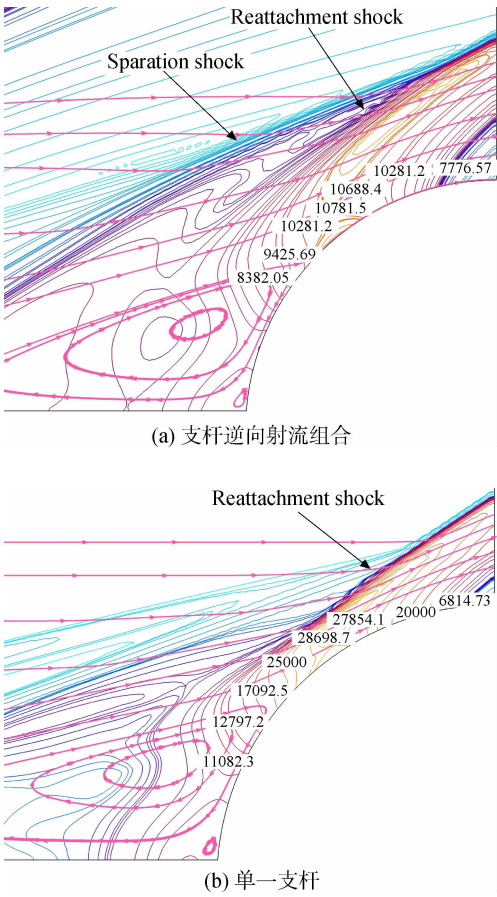


图 6 钝体肩部的压力等值线和流线分布 (单位: Pa)
Fig. 6 Pressure contours and streamlines of shoulder of blunt forebody (unit: Pa)

流组合方案下的钝体头部区域都有一道明显的再附激波,但后者再附激波在下游与分离激波相结合。同时可以看到在两种方案下,支杆与钝体头部间都存在一大一小两个涡结构。由云图中压力等值线可知,在两种方案下,钝体头部附近流场都经历了压缩后膨胀过程。通过观察流线发现,无射流方案下再附激波波角较于支杆逆向射流组合方案下该激波波角更大,这表明前者具有更大的强度,并且该激波更贴近壁面,使得其壁面的高温高压环境更甚于后者。

图 7 为钝体头部壁面压力及热流密度分布曲线。通过分析曲线发现,只有支杆和支杆逆向射流组合这两种方案下热流密度与压力变化规律较为一致,参数数值急剧上升并在肩部达到峰值,而后下降。但从数值上看,支杆逆向射流组合方案减阻降热性能明显优于单一支杆方案。这与图 6 的流场结构相吻合,并且在 $t=0.2\text{ s}$ 时刻的钝体头部温度分布曲线图 8 中得到体现。通过分析图 8 发现单一支杆的方案,钝体头部面临非常严重

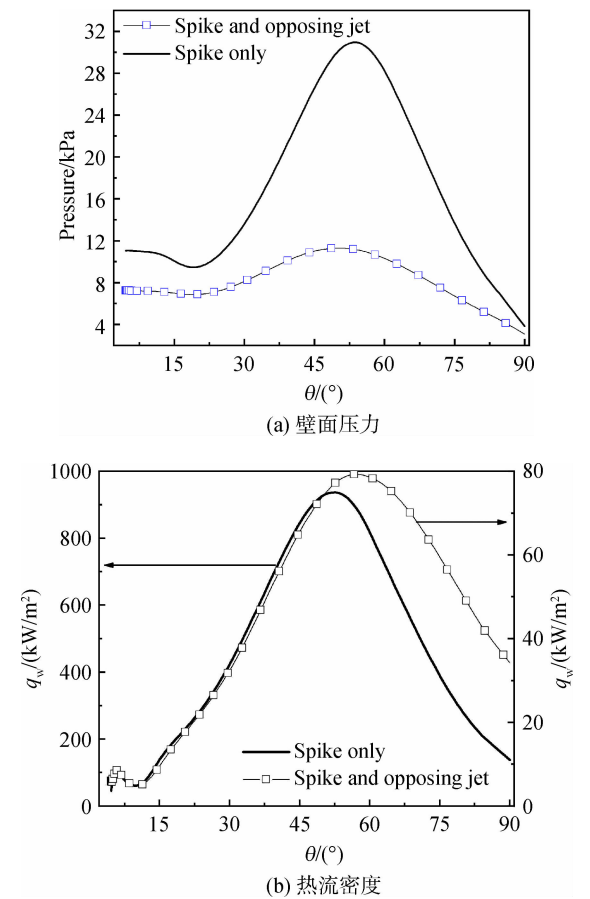


图 7 $t=0.2\text{ s}$ 时钝体头部壁面压力和热流密度分布对比
Fig. 7 Comparison of pressure and heat flux distribution on the blunt forebody surface at $t=0.2\text{ s}$

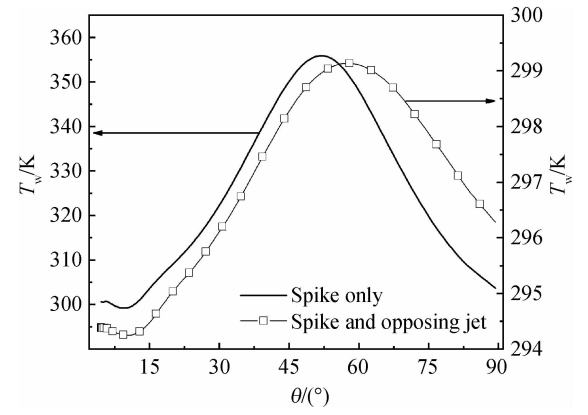


图 8 $t=0.2\text{ s}$ 时钝体头部壁面温度分布对比
Fig. 8 Comparison of temperature on the blunt forebody surface at $t=0.2\text{ s}$

的气动热问题。0.2 s 时刻钝体头部在温度峰值较初始温度上涨了约 21.1%,达到了 355.9 K,而采用支杆逆向射流相组合方案时,该时刻下的峰值温度为 299.2 K,上涨了约 1.8%。综合来看,后者在减阻和热防护性能上均优于前者。

图 9 所示为钝体头部热流密度及温度随时间变化曲线图。由图 9 可知,热流密度随着时间的

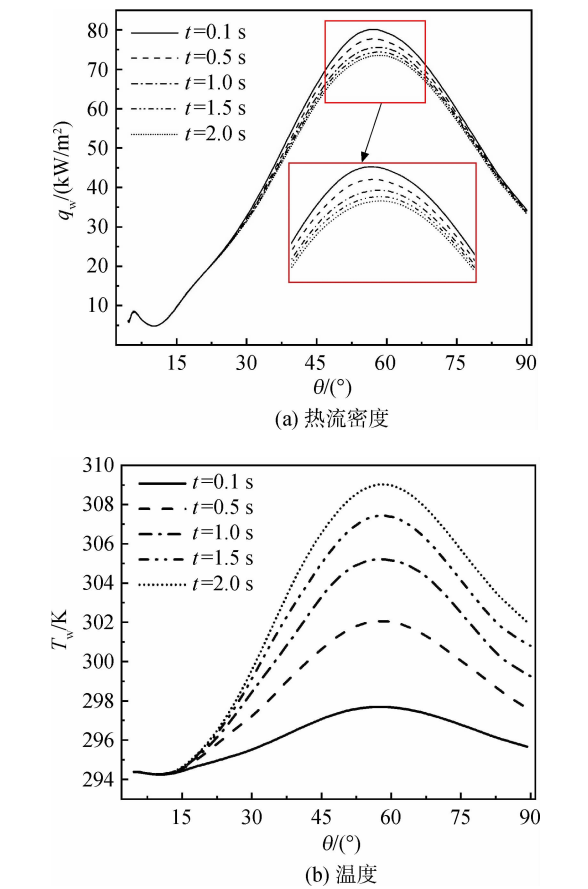


图 9 钝体头部壁面热流密度和温度随时间的变化情况
Fig. 9 Heat flux and temperature on blunt forebody surface varying with time

增长而减小,而温度呈现相反趋势,其各自的变化幅度趋势都是随时间增长而变小。 $t=0.1,1.0,1.5,2.0$ s时钝体头部温度云图如图 10 所示。随着时间的增长,不仅温度峰值在增大,气动传热影响的深度也在增加。可以预测,由于钝体头部壁面流体温度梯度的存在,随着时间的增长温度会持续升高,但同时壁面温度的上升会削弱外部气动加热,热流密度也会逐渐降低。考虑到在实际飞行过程中,气动热对钝体头部结构造成的影响是一个随时间变化的动态过程,所以有必要采用流热耦合研究预测气动热带来的影响。

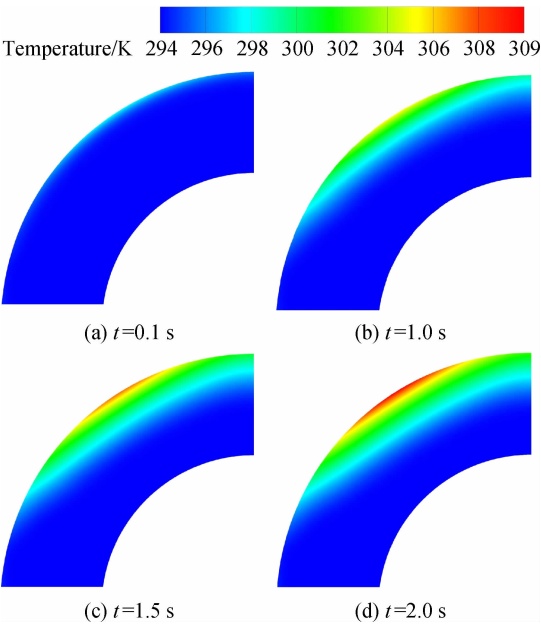


图 10 钝体头部温度演化过程

Fig. 10 Temperature evolution of the blunt forebody

3.2 支杆长度影响

为研究支杆长度对流场结构及减阻降热效果的影响,共计研究了四种不同支杆长径比的工况,即 $L/D=0.5,1.0,1.5,2.0$,其中逆向射流总压比均设为 $\pi=0.6$ 。

图 11 给出了在不同支杆长度下的流场马赫数云图和流线分布情况。很明显,流场结构随支杆的长度变化而产生明显变化。当 $L/D=0.5$ 时,桶形激波后的回流区直接与钝体头部接触,剪切层直接撞击在钝体壁面。当 $L/D=1.0$ 时,覆盖在钝体头部的大回流区分裂成大小不一的两个回流区,但此刻剪切层仍未与支杆壁面接触。当 L/D 进一步增大到 1.5 和 2.0 时,两回流区不再接触。从流线图可知,此时逆向射流气体在流经上游回流区后附着于支杆壁面朝下游流动直至发

生流动分离,且随着支杆长度的增加,气体附着于支杆壁面流动的距离也变大。从流场波系结构来看,当 $L/D=0.5$ 时,在剪切层上方还未形成斜激波。随着支杆长度的增加,当 $L/D=1.0$ 时,受上扬剪切层影响,在剪切层上方位置处形成了一道斜激波,这道斜激波在下游处与钝体肩部再附激波发生相交。当 $L/D=1.5,2.0$ 时,剪切层的再附和分离分别产生了再附激波和分离激波。另一

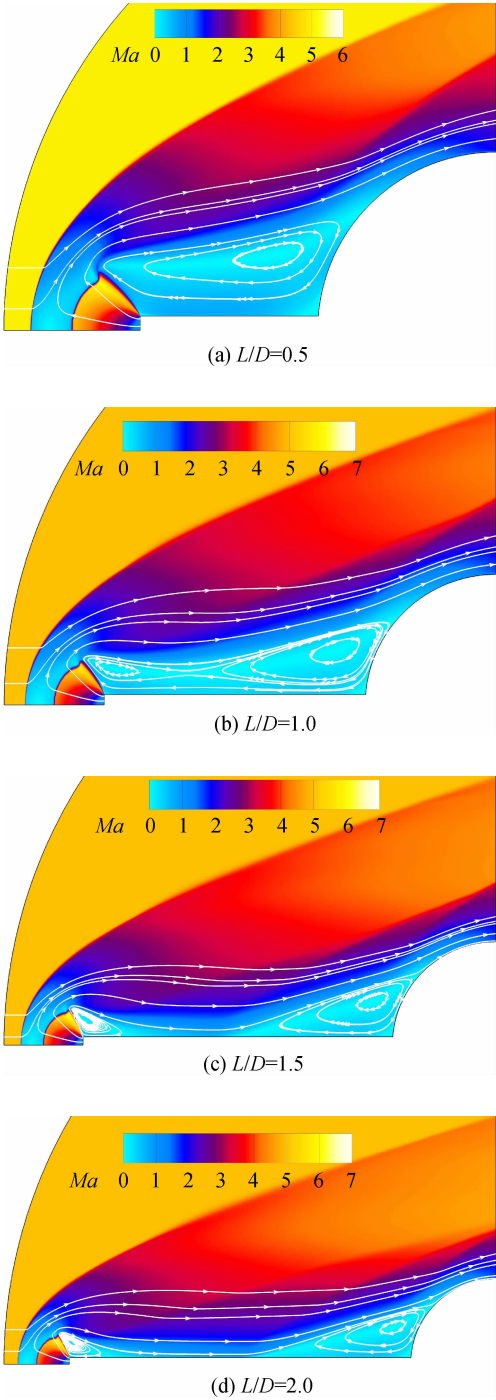


图 11 不同 L/D 下流场结构

Fig. 11 Flow field feature under different L/D

方面发现,不论支杆长度如何变化,钝体肩部始终存在再附激波。

进一步,图 12 给出了钝体头部壁面压力随支杆长度的变化情况。由图 12 可知,支杆长度对压力分布具有显著影响。不同支杆长度情况下,其压力曲线的变化规律较为一一致。增加支杆长度能够明显地降低钝体头部壁面压力,尤其压力峰值降幅较大, $L/D=2.0$ 时的压力峰值较 $L/D=0.5$ 时下降了 41.3%。

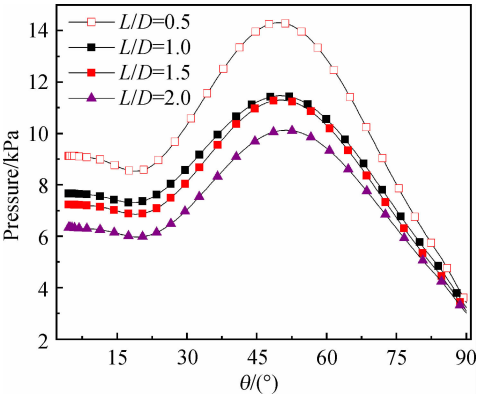


图 12 $t=0.2\text{ s}$ 时不同 L/D 下钝体头部壁面压力分布
Fig. 12 Pressure distribution on the blunt forebody surface under different L/D at $t=0.2\text{ s}$

为更直观地反映支杆长度对减阻性能的影响,通过沿头部壁面对压力积分得到阻力。图 13 给出了不同支杆长度下钝体头部的阻力系数(C_d)变化情况。 $L/D=2.0$ 时的阻力系数较 $L/D=0.5$ 时下降了 21.4%。可见,增加支杆长度能显著地提升减阻效果。

杆长对钝体壁面热流密度的影响如图 14 所示,支杆长径比 $L/D=1.0,1.5,2.0$ 时,随着支杆长度的增加热流密度曲线虽有下降却相对缓慢。

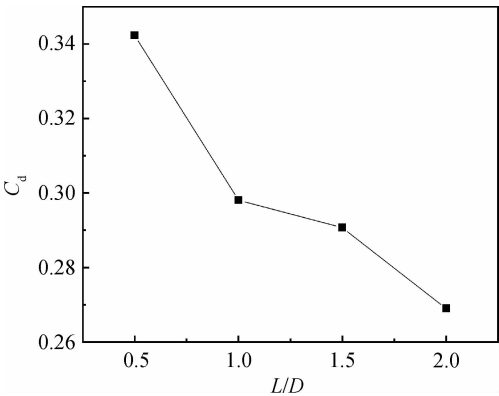


图 13 $t=0.2\text{ s}$ 时不同 L/D 下阻力系数
Fig. 13 Drag coefficient of different L/D at $t=0.2\text{ s}$

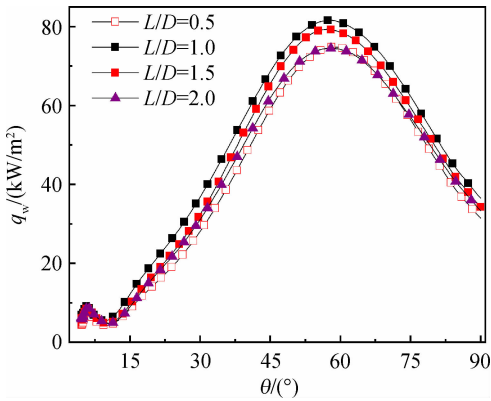


图 14 $t=0.2\text{ s}$ 时不同 L/D 下钝体头部壁面热流密度分布
Fig. 14 Heat flux distribution on the blunt forebody surface under different L/D at $t=0.2\text{ s}$

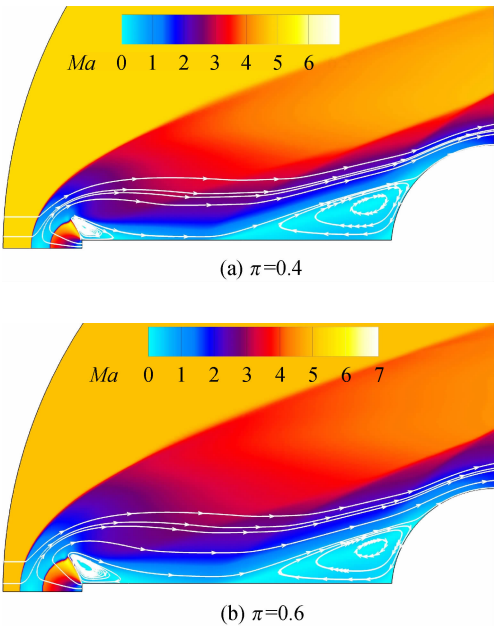
而在 $L/D=0.5$ 杆长情况下由于支杆长度小,射流孔更加靠近钝体壁面,有更多冷流包围壁面,此时逆向射流总压比起到了更主要的作用。

综合来看,一定范围内增加支杆长度能起到很好的减阻效果,但对于热防护的影响很小。同时支杆长度的增加必然造成结构冗长,消极质量增加,所以需通过结合气动和结构等综合因素来选取支杆长度。

3.3 逆向射流总压比影响

本节针对逆向射流总压比(π)的影响特性进行详细研究,其中支杆长径比均为 $L/D=1.5$ 。

不同 π 下的流场马赫数(Ma)云图如图 15 所示。随着 π 增大,头部气体的质量流率及动量均增大,支杆头部的弓形激波被进一步向外推离。



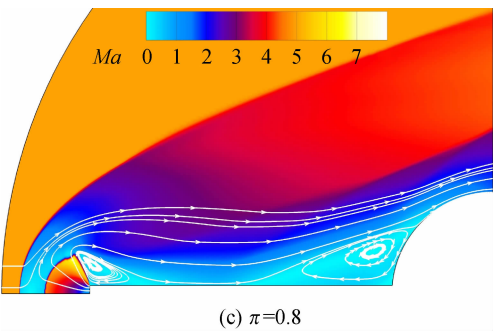


图 15 不同 π 下流场结构

Fig. 15 Flow field feature under different π

同时,支杆头部的剪切层外缘相对中心轴线的位置略向上升高,回流区的体积略有增大。并且头部欠膨胀结构的马赫数峰值随着 π 的增大而逐渐增大,意味着逆向射流流场结构具有更大的强度。不同于支杆长度的变化对回流区结构产生非常明显的影响, π 的增大几乎没有对回流区产生影响。

不同 π 下压力分布曲线如图 16。由图 16 可知,在 $\theta=30^\circ$ 前压力的分布几乎相同,在其后的区域内,可以观察到不同 π 下压力曲线开始发生变化,并呈现出压力随着 π 的增大而减小的趋势。同时需注意到压力峰值降低幅度在逐渐减小,并且其位置随着 π 的增大而向上游移动。从 $\pi=0.4$ 增大到 $\pi=0.8$ 时,压力峰值降低了 12.9%。但这还并不能说明增加 π 对减阻性能有积极的影响。由于射流与于飞行器的飞行方向相反,其势必会产生附加阻力。前面提到 π 的增大意味着射流气体的质量流率及动量同时增大,因此其带来的附加阻力也在增大,所以必须将其纳入考虑。

图 17 为不同 π 下的钝体头部面临的阻力情况。其中白色部分为钝体头部壁面受到的阻力,

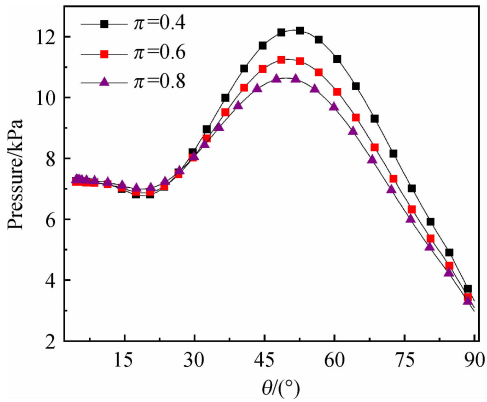


图 16 $t=0.2\text{ s}$ 时不同 π 下钝体头部壁面压力分布

Fig. 16 Pressure distribution on the blunt forebody surface under different π at $t=0.2\text{ s}$

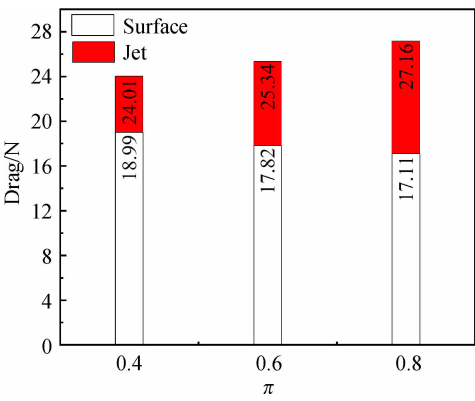


图 17 不同 π 下钝体头部阻力对比

Fig. 17 Comparison of the drag of blunt forebody under different π

红色部分为射流引起的附加阻力。

图 17 中可见, π 的增大虽然能够减小钝体头部壁面上的阻力,但对总体阻力的降低产生了消极影响。钝体头部阻力系数随 π 变化情况如图 18 所示。由图 18 可知,增大 π 明显降低了该方案下的减阻效果。

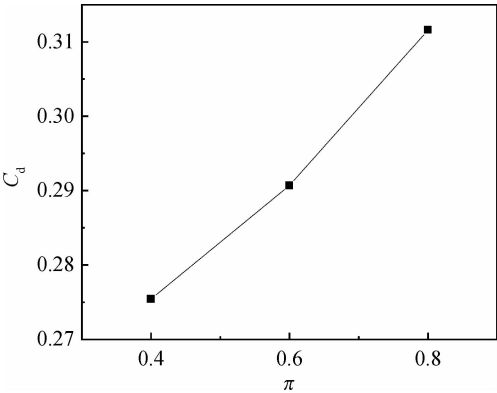


图 18 $t=0.2\text{ s}$ 时不同 π 下钝体头部阻力系数

Fig. 18 Drag coefficient of blunt forebody under different π at $t=0.2\text{ s}$

$L/D=1.5$ 情况下不同 π 下的热流密度分布对比如图 19。通过观察图 19 发现,热流密度分布随着 π 的增大而减小,与压力分布趋势相同。但同时要注意到, π 对热流密度的影响几乎包含整个壁面,而对压力的影响只在 30° 之后才显现出,并且热流密度峰值的位置受 π 的影响很小。同时能明显看出,热流密度峰值随 π 增大而降低的幅度远远大于压力峰值。 $\pi=0.8$ 时的热流密度峰值较之 $\pi=0.4$ 时的峰值降低了 62.5%,而压力峰值则仅下降了 12.9%。

热流密度的变化情况反应到结构温度分布如图 20。通过观察结构温度云图可以看到,钝体头

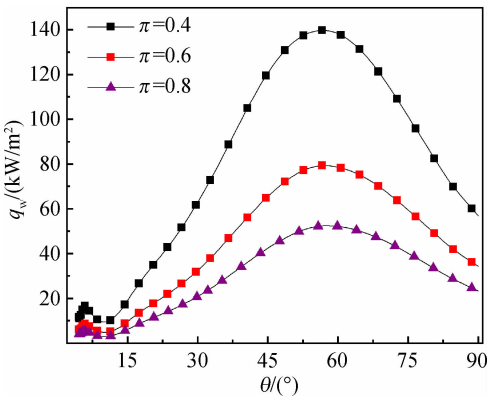


图 19 $t=0.2\text{ s}$ 不同 π 下钝体头部壁面热流密度分布
Fig. 19 Heat flux distribution on the blunt forebody surface under different π at $t=0.2\text{ s}$

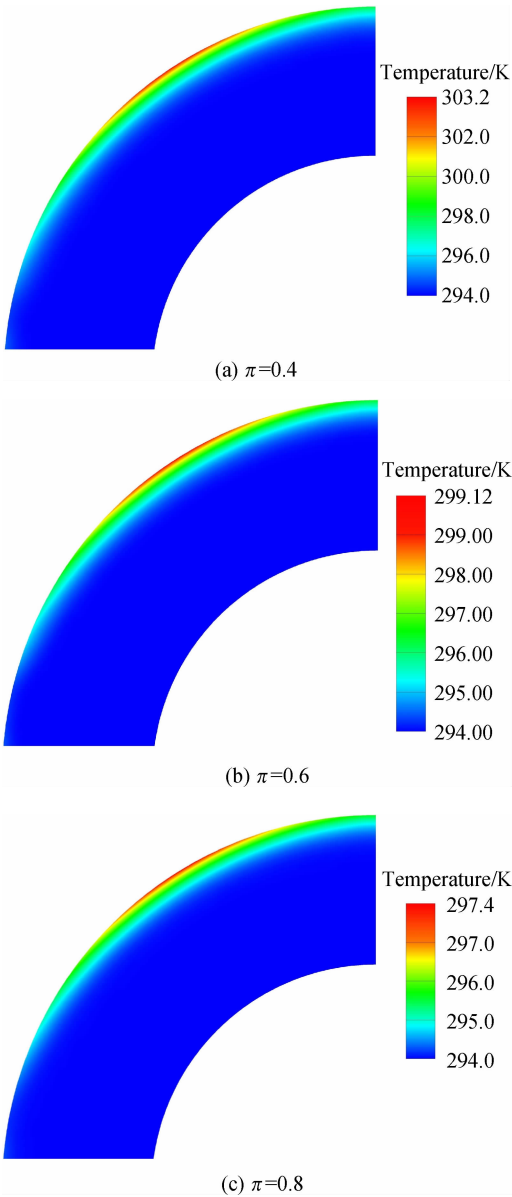


图 20 $t=0.2\text{ s}$ 时钝体头部结构温度云图
Fig. 20 Temperature contours of blunt forebody at $t=0.2\text{ s}$

部的肩部位置面临最为严重的气动热环境。并且可以非常直观地看出 π 的增大能够有效地缓解气动热对钝体头部造成的影响。

虽然增大 π 能很好地增强热防护能力,但随之而来的是更大的质量流率,这也意味着飞行器须携带更多的射流工质。而太多的消极质量会影响到飞行器的射程,因此单位质量流率的热防护效率是一个需要考虑的重要因素。文中引入 E_t 来表征单位质量流率的降热效率。定义如下:

$$E_t = \frac{T_0 - T_{\max}}{\dot{m}_j} \quad (4)$$

其中 T_0 为 $L/D=1.5$ 支杆长度下无射流方案在 0.2 s 时的壁面最大温度值, $T_{\max}$ 为支杆逆向射流组合方案在 0.2 s 时刻壁面最大温度值。 E_t 随着 π 的变化如图 21。图中可以看到,随着 π 的增大,单位质量流率的降热效率在逐渐减小。

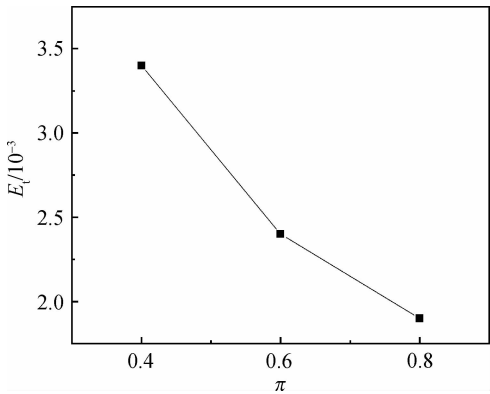
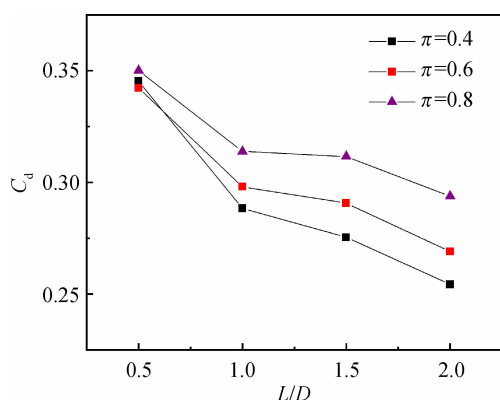


图 21 $t=0.2\text{ s}$ 时不同 π 下的 E_t
Fig. 21 E_t variations with different π at $t=0.2\text{ s}$

虽然在一定范围内增大 π 能够有效地增强热防护性能,但同时也会带来阻力增大以及单位质量流率降热效率降低等问题。

图 22 给出不同 π 下阻力系数随支杆长度变化曲线。由图 22 可知,在支杆长径比 $L/D=1.0, 1.5, 2.0$ 时,阻力系数随着 π 增长而明显增大。而前文提到过 $L/D=0.5$ 下具有相对特殊的波系结构,因此其阻力变化规律也稍有不同。

此外,通过分析图 22 中曲线能得到以下结论:从 $\pi=0.4$ 增大到 $\pi=0.8$,最长支杆较短支杆下的钝体头部壁面阻力系数分别降低了 $26.3\%、21.4\%、16.1\%$ 。这表明在不同 π 下,增加支杆长度都能有效地降低阻力。但 π 的增大会导致支杆长度对阻力系数影响的降低。

图22 不同 L/D 下阻力系数的变化Fig. 22 Drag coefficient varying with different L/D

4 结 论

基于流热耦合计算方法,本文数值研究了支杆逆向射流组合方案下流场结构及减阻降热性能,并分析了支杆长度和逆向射流总压比对流场特性和减阻降热效果的影响,主要结论如下:

1) 头部逆向射流的引入使单一支杆方案下的波系结构产生巨大改变,不仅将支杆头部的弓形激波推离,并且降低了再附激波的强度,体现出良好的减阻降热性能。采用 CHT 法得到结构温度的瞬时响应,可以预测温度及热流密度的变化趋势。研究表明,结构温度随时间增长而显著上升,而钝体头部壁面热流密度峰值随着时间的推进而降低。

2) 逆向射流总压比一定时,支杆长径比的变化会对流场波系结构产生重要影响。同时钝体头部壁面阻力系数随支杆长径比增大而明显降低,当 $\pi=0.6$ 时,随着 L/D 从 0.5 增大到 2.0,阻力系数下降了 21.4%,但热防护效果对该变化不敏感。

3) 支杆长径比一定时,逆向射流总压比的变化对整体的流场结构影响较小。壁面热流密度及温度随着逆向射流总压比的增大而急剧减小,其中热流密度峰值随着 π 从 0.4 增大到 0.8 会有 62.5% 的降低。

4) 钝体头部壁面压力,尤其压力峰值,会随着逆向射流总压比的增大显著降低。但是考虑到逆向射流带来的附加阻力,减阻效果反而变差。

5) 通过对比不同逆向射流总压比下的支杆长度对阻力系数的影响发现随着逆向射流总压比的增大,壁面阻力系数降低的幅度随支杆长度增大而减小。

参考文献:

- [1] SZIROCZAK D, SMITH H. A review of design issues specific to hypersonic flight vehicles[J]. Progress in Aerospace Sciences, 2016, 84: 1-28.
- [2] SUN Y, SMITH H. Review and prospect of supersonic business jet design[J]. Progress in Aerospace Sciences, 2017, 90: 12-38.
- [3] 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 Xing, PEI Xi, CHEN Zhimin, et al. Supersonic with counter-flowing jets on drag and heat-transfer reduction[J]. Journal of Propulsion Technology, 2010, 31(3): 261-264. (in Chinese)
- [4] 姜维,杨云军,陈河梧. 带减阻杆高超声速飞行器外形气动特性研究[J]. 实验流体力学, 2011, 25(6): 28-32.
JIANG Wei, YANG Yunjun, CHEN Hewu. Investigations on aerodynamics of the spike-tipped hypersonic vehicles[J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2011, 25(6): 28-32. (in Chinese)
- [5] 彭磊,王栋,许朋,等. 带减阻杆的高超声速弹丸气动特性研究[J]. 科学技术与工程, 2015, 15(9): 142-147.
PENG Lei, WANG Dong, XU Peng, et al. Research on aerodynamic characteristic of the hypersonic projectile with drag-reduction spike[J]. Science Technology and Engineering, 2015, 15(9): 142-147. (in Chinese)
- [6] KALIMUTHU R, MEHTA R C, RATHAKRISHNAN E. Experimental investigation on spiked body in hypersonic flow[J]. The Aeronautical Journal, 2008, 112(1136): 593-598.
- [7] FINLEY P J. The flow of a jet from a body opposing a supersonic free stream[J]. Journal of Fluid Mechanics, 1966, 26(2): 337-368.
- [8] HAYASHI K, ASO S. Effect of pressure ratio on aerodynamic heating reduction due to opposing jet[R]. AIAA-2003-4041, 2003.
- [9] HAYASHI K, ASO S, TANI Y. Numerical study of thermal protection system by opposing jet[R]. AIAA-2005-188, 2005.
- [10] 周伟江,马汉东,李锋,等. 反向喷流与主流干扰数值模拟[J]. 空气动力学学报, 1994, 12(3): 295-300.
ZHOU Weijiang, MA Handong, LI Feng, et al. Numerical simulation of the interaction between a supersonic stream and a countering nose jet[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 1994, 12(3): 295-300. (in Chinese)
- [11] ZHU Liang, LI Yingkun, GONG Lunkun, et al. Coupled investigation on drag reduction and thermal protection mechanism induced by a novel combinational spike and multi-jet strategy in hypersonic flows[J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2019, 131: 944-964.
- [12] 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. Re-

search on effects of lateral jet on drag and heat reduction [J]. Journal of Propulsion Technology, 2018, 39(2): 326-334. (in Chinese)

[13] 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)

[14] HUANG Wei, ZHAO Zhentao, YAN Li, 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.

[15] HUANG Wei, LIU Jun, XIA Zhixun. Drag reduction mechanism induced by a combinational opposing jet and spike concept in supersonic flows[J]. Acta Astronautica, 2015, 115: 24-31.

[16] OU M, YAN Li, HUANG Wei, et al. Detailed parametric investigations on drag and heat flux reduction induced by a combinational spike and opposing jet concept in hypersonic flows[J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2018, 126: 10-31.

[17] EGHLEMA Z, MANSOUR K. Drag reduction for the combination of spike and counterflow jet on blunt body at high Mach number flow[J]. Acta Astronautica, 2017, 133: 103-110.

[18] EGHLEMA Z, MANSOUR K, FARDEPOUR K. Heat transfer reduction using combination of spike and counterflow jet on blunt body at high Mach number flow[J]. Acta Astronautica, 2018, 143: 92-104.

[19] GUO Shuang, XU Jinglei, QIN Qihao, et al. Fluid-thermal interaction investigation of spiked blunt bodies at hypersonic flight condition[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2016, 53(4): 629-643.

[20] 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.

[21] DECHAUMPH P, THORNTON E A. Flow-thermal-structural study of aerodynamically heated leading edges [J]. Spacecraft Rockets, 1989, 26(4): 201-209.

(编辑:陈 越)