

## 固体药燃气逆向喷流热防护有效性分析\*

沈斌贤, 刘伟强, 尹亮

(国防科技大学高超声速冲压发动机技术重点实验室, 湖南长沙 410073)

**摘要:**针对高超声速飞行器逆向喷流介质供应,采用固体药燃烧产生的燃气作为喷流的介质,来减小供应系统的质量与体积。采用数值计算的方法对高速飞行器球头逆向喷流流场进行数值模拟,分析不同飞行条件下高温燃气对球头热防护的影响。研究表明,采用高温燃气会减弱逆向喷流的热防护效果,但是对比无逆向喷流的驻点热流,最大热流仍然存在大幅度的下降。通过调节喷流压力,在不增加喷流质量的情况下,高温燃气逆向喷流可以取得与常温介质一致的热防护效果。针对6马赫数以上的飞行,现有的固体药燃气温度能够对飞行器头部实现有效的热防护。

**关键词:**高速飞行器;逆向喷流;热防护;燃气

**中图分类号:**V211.1 **文献标志码:**A **文章编号:**1001-2486(2019)02-031-06

## Effectiveness analysis of opposing jet thermal protection generating with solid fuel

SHEN Binxian, LIU Weiqiang, YIN Liang

(Science and Technology on Scramjet Laboratory, National University of Defense Technology, Changsha 410073, China)

**Abstract:** In order to reduce the size of coolant supply system of opposing jet in hypersonic vehicles, the fuel gas generating with solid fuel was adopted as an opposing jet. The RANS (reynolds-average navier-stokes) equations coupled with the Menter's SST (shear stress transport) model was employed to solve the opposing jet flow field of hypersonic hemisphere model. The typical results have been validated with experiments performed in the literature. The influence of the high temperature fuel gas on the hemisphere model thermal protection characteristics was analyzed with different flying condition. Results show that the high temperature fuel gas weakens the heat flux reduction of opposing jet, but the peak heat flux exhibits a prominent reduction in contrast to that without injection. The cooling efficiency can be strengthened by increasing the jet pressure. With a reasonable jet pressure, the similar cooling efficiency can be obtained compared with that of the normal coolant and it does not result in additional mass flux. Moreover, the three solid fuel and its combustion temperature are listed. For high Mach flying which is higher than 6, the solid fuel can provide required jet temperature for opposing jet thermal protection system.

**Keywords:** hypersonic vehicle; opposing jet; thermal protection; fuel gas

随着超燃冲压等动力技术的发展,长时间、可持续飞行的飞行器的研制受到了各国的青睐,由于马赫数的提高、飞行时间的延长,飞行器头部的热环境将会越来越恶劣。研究人员提出了一系列新型的热防护概念并进行了大量可行性研究,如充气式防热罩<sup>[1]</sup>、逆向喷流<sup>[2]</sup>、疏导式防热<sup>[3]</sup>、磁控热防护<sup>[4]</sup>等。

其中,逆向喷流技术由于其优异的主动热防护性能得到了大量关注,其原理是通过逆向喷出低温流体,将球头的弓形激波推离壁面,低温流体在喷流两侧形成回流区,因此气动加热明显的区域被喷流冷却剂覆盖,利用喷流的隔热和吸热作

用,实现对飞行器的热防护<sup>[5]</sup>。逆向喷流在高超声速飞行器头部优良的防热性能已经得到了研究者的认可<sup>[6]</sup>,逆向喷流的喷流性质、几何结构等也得到了研究者的关注。研究者通过实验与数值计算的方式分析了喷流的流体性质<sup>[7]</sup>,攻角特性<sup>[8]</sup>、喷口的几何形状及尺寸<sup>[9]</sup>等对高速飞行器防热特性的影响。逆向喷流能够在再入体外形、钝头体外形以及升力体外形上得到应用<sup>[10]</sup>,实现热防护功能。

然而,在实际的飞行器设计过程中,受限于飞行器的推力与空间结构,喷流的介质供应成为了逆向喷流应用的一大难点。课题组借鉴汽车的安

\* 收稿日期:2018-01-16

基金项目:国家部委基金资助项目(9140A13030715KG01187)

作者简介:沈斌贤(1990—),男,湖南浏阳人,博士研究生,E-mail:shenbinxian\_1603@163.com;

刘伟强(通信作者),男,教授,博士,博士生导师,E-mail:liuweiqiang\_1103@163.com

全气囊气体供应方式,采用固体药燃气作为逆向喷流的介质<sup>[11]</sup>。与传统的贮藏式高压储气供应方式相比,采用燃气供应可以节约空间,减轻系统质量,并且具备更快的响应速度,但是燃气的温度会远高于贮存的介质,高温燃气的注入会带来流场能量的增加,并且改变近壁面的温度分布,为逆向喷流热防护系统带来负面影响。

本文针对燃气的高温性质带来的不利影响,通过数值计算的方法,论证固体药燃气在具体飞行条件下热防护的有效性;并在保证流量相同的情况下,与常温冷却剂的热防护效果进行对比。

## 1 物理模型和数值计算方法

### 1.1 结构模型

固体药燃气供应系统的核心结构为类似于固体火箭发动机形式的气体发生器,为了节省空间,气体发生器直接内嵌在头锥头部。系统工作时,点燃气体发生器内部的固体药,固体药燃烧产生的大量燃气通过渐扩喷口喷出形成逆向喷流,详细结构示意图如图 1 所示。钝体头锥的直径为 50 mm,逆喷口的直径为 2 mm。

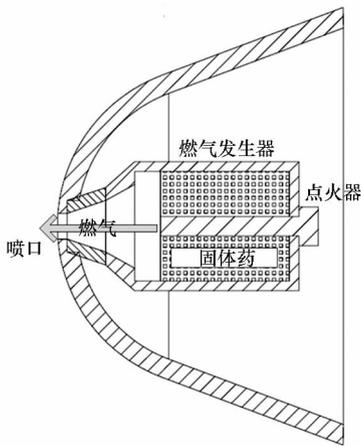


图 1 固体药燃气逆喷热防护系统示意图

Fig. 1 Schematic of fuel gas opposing jet thermal protection system

### 1.2 边界条件

边界条件按照不同的飞行条件设置,飞行条件按照 25 km 的高度参数设置,飞行马赫数分别设置为 6Ma 与 8Ma,来流压力为 2549 Pa,来流温度为 221 K。逆喷条件则根据算例的不同有所变化,逆喷马赫数设置为 1Ma,逆喷压力与逆喷温度根据探究的问题而有所变化。壁面设置为非滑移壁面,壁面温度为 295 K。出口为超声速出口,出口条件通过线性外推得到,边界分布见图 2,逆喷气体为固体药燃烧产生的燃气,燃气成分设置为

二氧化碳、水蒸气和氮气的混合气,三种气体的摩尔分数分别为 0.050 2, 0.635 6, 0.314 2<sup>[11]</sup>。在逆向喷流特性的分析中,逆喷总压比是一个重要的参数,逆喷总压比定义为:

$$PR = \frac{P_{0j}}{P_{0\infty}} \quad (1)$$

其中, $P_{0j}$ 为逆向喷流总压, $P_{0\infty}$ 为来流总压。

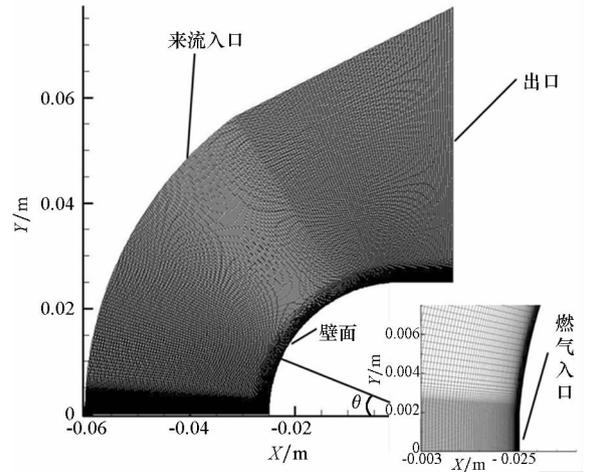


图 2 网格与边界条件

Fig. 2 Geometry and boundary conditions

### 1.3 数值方法

采用数值模拟方法对高温燃气逆向喷流在高超声速球头外形的应用进行了概念验证。控制方程采用二维稳态 Navier-Stokes 方程,基于双精度密度求解器进行求解,湍流模型采用剪切应力输运 (Shear-Stress Transport, SST)  $k-\omega$  模型,空间离散采用二阶迎风格式,对流通量项采用 ASUM (advection upwind splitting method) 格式进行离散。初始 Courant 数设为 0.25 以保证计算的稳定,并逐步增加到 4 来加速收敛。由文献[12]可知,当流动稳定且攻角为零时,采用轴对称假设是合理的,本文对总压比进行了选择,确保了流动的稳定性,从而合理地应用轴对称假设。

## 2 网格无关性分析与数值验证

### 2.1 网格无关性分析

采用 ANSYS ICEM 16.0 对计算域进行网格划分。采用三套不同的网格对网格的无关性进行验证,网格数量分别为  $160 \times 180$  (沿球头周向分布 160 个点,沿球头径向分布 180 个点),  $300 \times 240$ ,  $450 \times 360$ 。第一层网格高度设置为 0.001 mm,保证壁面的  $y^+$  小于 1,从而满足 SST  $k-\omega$  模型对近壁面网格的要求。边界条件如图 2 所示,其中喷流温度与喷流总压比分别设置为

300 K 与 0.1。图 3 和图 4 为不同网格时马赫数与壁面斯坦顿数分布 ( $St$ ); 其中,  $\theta$  的位置如图 2 所示, 表示球面任意一点和驻点相对球心的夹角;  $St$  是用于评估热流的一个无量纲参数, 定义如下:

$$St = \frac{q_w}{(T_{aw} - T_w) \rho_\infty c_{p\infty} u_\infty} \quad (2)$$

$$T_{aw} = T_\infty \left\{ 1 + \sqrt[3]{pr_w} \left[ \frac{\gamma - 1}{2} Ma_\infty^2 \right] \right\} \quad (3)$$

其中,  $q_w$  为热流密度,  $T_{aw}$  为绝热壁温,  $T_w$  为壁面温度,  $\rho_\infty$  为自由来流密度,  $c_{p\infty}$  为自由来流定压比热,  $u_\infty$  为自由来流速度,  $pr_w$  为普朗特数,  $\gamma$  为比热比,  $Ma_\infty$  为自由来流马赫数。

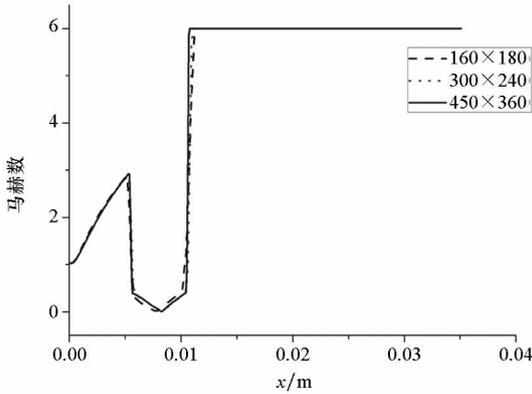


图 3 不同网格轴线马赫数对比

Fig. 3 Comparisons of  $Ma$  for the centerline of opposing jet with different grids

由图 3 可知, 采用三套不同密度的网格时, 沿轴向上的马赫数分布基本一致, 此时网格对流场计算的影响很小。由图 4 可以看出, 当采用密度较小的  $160 \times 180$  网格时, 壁面  $St$  与密度较大的  $300 \times 240$ 、 $450 \times 360$  网格相差较大, 而后两者的壁面  $St$  分布基本一致。因此, 采用  $160 \times 180$  网格时, 壁面热流受网格因素影响而导致误差的可能性较大, 而采用  $300 \times 240$ 、 $450 \times 360$  网格时, 网格因素对壁面热流的影响较小。因此, 在保证计

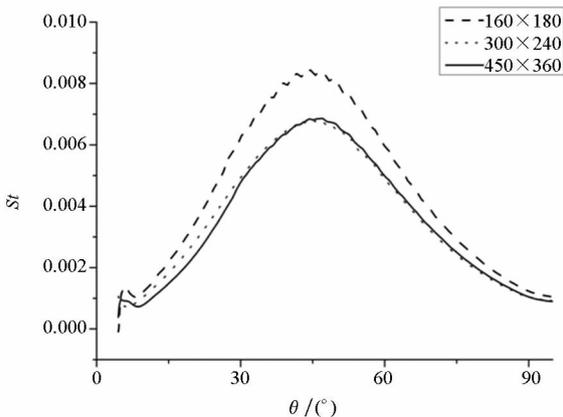


图 4 不同网格壁面  $St$  对比

Fig. 4 Comparisons of wall  $St$  with different grids

算可靠性的条件下, 本文采用  $300 \times 240$  进行计算。

### 2.2 数值验证

采用 Hayashi<sup>[7]</sup> 的试验模型及结果对本文的数值方法进行验证, 边界条件及几何模型均与试验一致, 总压比设置为 0.4, 此时能够获得稳定的流场结构。图 5 为本文计算得到的密度云图与试验的对比。从图中可以清晰地看到弓形激波、马赫盘、回流区、再附激波等逆向喷流流场的特殊结构, 且特殊流场结构的位置、大小与试验所得基本一致。图 6 为数值计算与试验所得的壁面  $St$  分布图, 由图可知, 从定性上分析, 数值计算得到的壁面  $St$  变化趋势与试验结果相符, 数值计算结果能够准确描述壁面热流的分布特征及变化趋势。为了定量地分析数值方法的可靠性, 分析了数值计算与试验所得的壁面  $St$  的误差值。计算式如下:

$$E_q = \frac{St_{CFD} - St_{exp}}{St_{exp}} \times 100\% \quad (4)$$

其中,  $St_{CFD}$  表示数值计算所得的斯坦顿数,  $St_{exp}$  表示试验所得的斯坦顿数。对比图 6 所示的  $St$  分布, 当  $\theta$  小于  $50^\circ$  时, 计算值相比试验值偏小, 当  $\theta$  大于  $50^\circ$  时, 计算值与试验值基本符合, 两者的最大误差为 18%, 并且最大热流的位置也存在  $2^\circ$  的偏差。计算过程中采用的轴对称假设、湍流模型等都可能带来数值误差。由于热流的精确测量与计算较为复杂, 存在一定的误差是可以接受的, 因此本文采用的方法可以用于逆向喷流的计算。

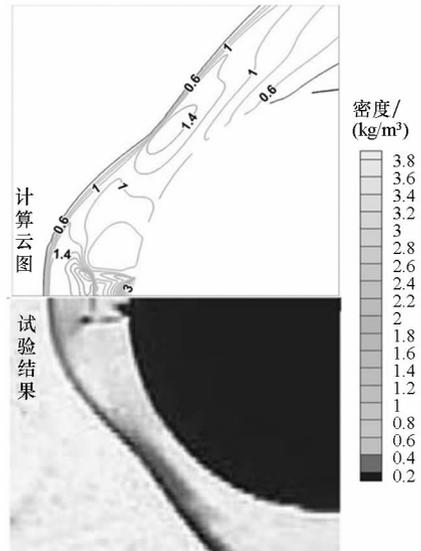


图 5 试验与数值计算密度云图对比

Fig. 5 Comparison of density between predicted results and experimental data

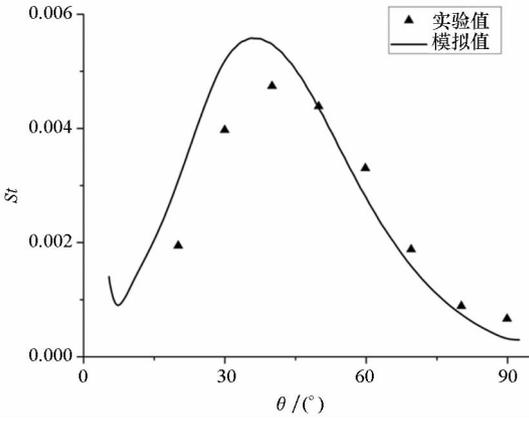


图 6 试验与数值计算壁面  $St$  对比

Fig. 6 Comparison of wall  $St$  between predicted results and experimental data

### 3 热防护效果分析

#### 3.1 热防护有效性分析

图 7 和图 8 分别给出了 25 km、6Ma 与 25 km、8Ma 飞行工况不同喷流参数时壁面的  $St$  分布。随着喷流温度的升高，壁面热流会显著增强。虽然喷流温度的增加不会改变喷流的强度，但是随着喷流温度的升高，回流区的温度也会升高，冷却作用减弱，从而回流区壁面热流也会相应地增加；在再附区域，随着喷流温度的增加，喷流的隔离作用减弱，再附激波对壁面的撞击加强，因此再附点区域的壁面热流显著增加，甚至会超过无逆向喷流时的热流。增加喷流总压比，激波脱体距离增加，会进一步改善流场温度分布梯度，降低壁面热流。因此，喷流温度与喷流总压比同时对壁面热流产生影响。提高喷流总压比会增强逆向喷流的强度，增加喷流的隔离作用，增加温度则会降低喷流的冷却作用，两者共同影响喷流的热

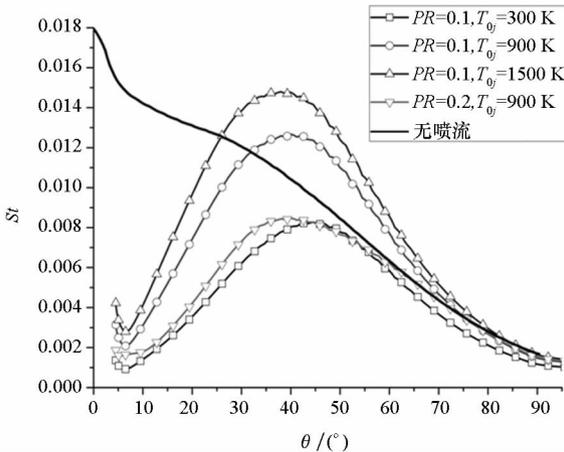


图 7 25 km、6Ma 壁面  $St$  分布

Fig. 7 Wall  $St$  distributions on the 25 km, 6Ma condition

防护效果。对比无逆向喷流时驻点的热流，采用高温燃气时壁面的热流仍然有很大程度的降低，且随着来流马赫数的提高及驻点温度的升高，对燃气温度的适应性也会相应地提高，当马赫数提高到 8 时，即使高达 2700 K 的燃气也能使得热流取得大幅度的下降。因此，采用高温燃气逆向喷流能够有效地实现球头的热防护。

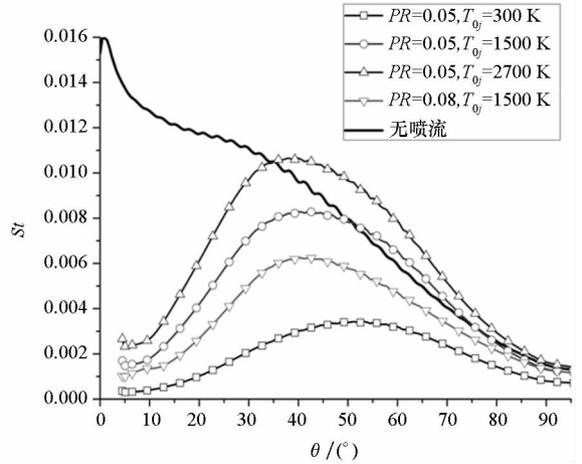


图 8 25 km、8Ma 壁面  $St$  分布

Fig. 8 Wall  $St$  distributions on the 25 km, 8Ma condition

#### 3.2 等质量燃气逆向喷流热防护效果对比

随着燃气温度的增加，热防护效果会明显降低，通过增加喷流总压比，可以提升喷流的热防护效果，但是会导致喷流质量增加。由于飞行器对喷流介质供应系统空间与重量的敏感性，采用高温燃气作为喷流介质时，在获得与常温冷却介质相同的热防护效果时应避免喷流质量的显著提升。本节对相同质量流率时高温燃气与常温介质逆向喷流热防护效果进行对比。

为了确保质量流率相同，由理想气体状态方程可以得到

$$m_j = \frac{P_j V}{R_g T_j} = \frac{P_j \cdot A_j \cdot Ma_j \sqrt{\gamma}}{\sqrt{R_g T_j}} \quad (5)$$

其中： $m_j$  表示喷流质量流率； $P_j, T_j$  与  $Ma_j$  分别表示喷流静压、喷流静温和喷流马赫数； $A_j$  表示喷口面积。在喷流马赫数、喷口面积不变的情况下， $P/\sqrt{T}$  应保持不变。针对上述的 25 km、6Ma 与 25 km、8Ma 飞行工况进行计算，计算结果如表 1、表 2 所示。

表 1 列出了 25 km、6Ma 飞行工况时相同质量流率，不同喷流参数时的热防护效果，此时来流的滞止温度为 1812 K，其中  $q_{j,max}$  表示逆向喷流时壁面的最大热流， $q_0$  表示无逆向喷流时壁面的最大热流；表 2 列出了 25 km、8Ma 飞行工况时相同

质量流率,不同喷流参数时的热防护效果,此时来流的滞止温度为 3049 K。

表 1 25 km、6Ma 飞行工况等质量燃气热防护效果  
Tab.1 Thermal protection efficiency of identical mass flux on the 25 km, 6Ma condition

算例	PR	$T_{0j}/K$	$m_j/(kg/s)$	$q_{j,max}/q_o$
算例 1	0.1	300	0.010 78	0.45
算例 2	0.15	675	0.010 7	0.46
算例 3	0.2	1200	0.010 6	0.561

表 2 25 km、8Ma 飞行工况等质量燃气热防护效果  
Tab.2 Thermal protection efficiency of identical mass flux on the 25 km, 8Ma condition

算例	PR	$T_{0j}/K$	$m_j/(kg/s)$	$q_{j,max}/q_o$
算例 4	0.025	300	0.016 7	0.571
算例 5	0.05	1200	0.016 3	0.526
算例 6	0.06	1728	0.016 2	0.574

6Ma 时,与算例 1 采用常温介质相比,在喷流质量流率相同的情况下,算例 2 采用 675 K 的燃气能够取得与算例 1 一致的热防护效果,算例 3 采用 1200 K 的燃气时,热防护效果则有所降低。当马赫数增至 8 时,与算例 4 采用常温介质相比,算例 5 采用 1200 K 燃气能取得比算例 4 常温介质更优的热防护效果,算例 6 中当燃气温度进一步增加到 1728 K 时,热防护效果有所降低,但效果仍与算例 4 中常温介质热防护效果相当。在燃气的温度与来流的滞止温度相差较大时,提高燃气温度和喷流总压比,在保证与常温介质逆向喷流质量相同的条件时,可以取得与常温介质一致的热防护效果。这是由于逆向喷流的热防护主要体现在对高温区域的隔绝作用,增强喷流总压比,可以增强喷流的隔绝作用,且这种隔绝作用超过了喷流温度升高带来的负面影响。随着喷流温度的进一步升高,与滞止温度的差距进一步缩小时,喷流本身作为热源对壁面进行加热,这种加热作用强度已超过了喷流本身的隔热作用,因此会导致壁面热流的增加。上述计算表明,通过合理地选择喷流参数,在不增加喷流质量的情况下,采用高温燃气可以取得与常温介质相同的热防护效果。

## 4 固体药分析

在固体药逆向喷流热防护系统中,固体药应该具备高产气量、低燃温、适宜的燃速、少残渣、无

毒无害等特点,但是上述各性能特点通常存在着制约关系。在这里,优先考虑固体药的燃温特性。表 3 列出了 3 种不同固体药成分的燃烧温度。

表 3 固体药气体发生剂燃烧温度  
Tab.3 List of solid fuels and its combustion temperature

序号	固体药成分	燃烧温度
1	GAP/硝酸铵 <sup>[13]</sup>	1413 K
2	PAK/硝酸钾/氧化铜 <sup>[14]</sup>	1310 K
3	硝酸胍/碱式硝酸铜/DHG <sup>[15]</sup>	1278 K

由表 3 可知,目前已知的固体药燃烧可以实现 1500 K 以下的燃烧温度,能够在本文所述的工况下实现有效的热防护,通过添加适量的降温剂,可以实现更低的燃烧温度、获得更低温度的燃气,满足更高的热防护要求。在安全气囊的设计过程中,通过合理的物理与化学冷却,固体药燃气实现了 900 K 以下的温度<sup>[16]</sup>。因此,通过合理地添加燃速调节剂、催化剂等辅助剂,调节固体药的燃烧特性,可以获得满足逆向喷流热防护要求的固体药。

## 5 结论

本文采用高温燃气作为逆向喷流的介质,对高速飞行器球头模型进行热防护。

1) 采用高温燃气会降低逆向喷流热防护的效果,但是与无逆向喷流时的驻点热流相比,最大热流仍然存在较大幅度的降低。当飞行马赫数为 6 时,1500 K 的燃气能有效降低壁面的最大热流;而当马赫数增至 8 时,2700 K 的高温燃气仍然能有效地降低壁面的最大热流。

2) 提升喷流的总压比可以增强高温燃气的热防护效果。通过调节喷流的总压比和温度,可以使燃气的质量流量与常温介质一样,此时两者的热防护效果基本一致。当飞行马赫数为 8,且喷流质量一致时,1875 K 的燃气取得了比 300 K 燃气更好的热防护效果。

## 参考文献 (References)

- [1] 夏刚,程文科,秦子增. 充气式防热罩再入轨道设计[J]. 国防科技大学学报, 2002, 24(3): 4-8.  
XIA Gang, CHENG Wenke, QIN Zizeng. Re-entry trajectory design of inflatable thermal shield [J]. Journal of National University of Defense Technology, 2002, 24(3): 4-8. (in Chinese)
- [2] Huang W. A survey of drag and heat reduction in supersonic flows by a counterflowing jet and its combinations [J]. Journal of Zhejiang University Science A, 2015, 16(7):

- 551 - 561.
- [3] 刘洪鹏, 刘伟强. 飞行器层板式前缘热管防热结构等效热分析[J]. 国防科技大学学报, 2016, 38(2): 19 - 24.  
LIU Hongpeng, LIU Weiqiang. Effective thermal analysis of platelet heat-pipe-cooled leading edge of vehicle [J]. Journal of National University of Defense Technology, 2016, 38(2): 19 - 24. (in Chinese)
- [4] 李开, 刘伟强. 高超声速飞行器常规螺线管磁控热防护系统可行性分析[J]. 国防科技大学学报, 2016, 38(2): 25 - 30.  
LI Kai, LIU Weiqiang. Feasibility analysis of solenoid-based magnetohydrodynamic heat shield system for hypersonic vehicles [J]. Journal of National University of Defense Technology, 2016, 38(2): 25 - 30. (in Chinese)
- [5] Chen L W, Wang G L, Lu X Y. Numerical investigation of a jet from a blunt body opposing a supersonic flow[J]. Journal of Fluid Mechanics, 2011(684): 85 - 110.
- [6] Hayashi K, Aso S, Tani Y. Numerical study of thermal protection system by opposing jet [C]//Proceedings of 43rd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 2005: AIAA 2005 - 188.
- [7] Hayashi K, Aso S, Tani Y. Experimental study on thermal protection system by opposing jet in super-sonic flow [J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2016, 43(1): 233 - 235.
- [8] Zhou C Y, Ji W Y. A three-dimensional numerical investigation on drag reduction of a supersonic spherical body with an opposing jet [J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers Part G: Journal of Aerospace Engineering, 2014, 228(2): 163 - 177.
- [9] Li S B, Wang Z G, Huang W, et al. Effect of the injector configuration for opposing jet on the drag and heat reduction [J]. Aerospace Science and Technology, 2016, 51: 78 - 86.
- [10] 邓帆, 谢峰, 黄伟, 等. 逆向喷流在高超声速飞行器上的应用[J]. 空气动力学学报, 2017, 35(4): 485 - 495.  
DENG Fan, XIE Feng, HUANG Wei, et al. Applications of counterflowing jet technology in hypersonic vehicle [J]. Acta Aerodynamic Sinica, 2017, 35(4): 485 - 495. (in Chinese)
- [11] Shen B X, Liu W Q. Thermal protection performance of opposing jet generating with solid fuel [J]. Acta Astronautica, 2018, 144: 90 - 96.
- [12] Sun X W, Guo Z Y. Drag and heat reduction mechanism induced by a combinational novel cavity and counterflowing jet concept in hypersonic flows [J]. Acta Astronaut, 2016, 126: 109 - 119.
- [13] 柴玉萍, 陶自成, 杜又新, 等. GAP/AN 燃气发生剂研制[J]. 固体火箭技术, 1999, 22(4): 50 - 53.  
CHAI Yuping, TAO Zicheng, DU Youxin, et al. Research and preparation of GAP/PSAN propellant for gas generator [J]. Journal of Solid Rocket Technology, 1999, 22(4): 50 - 53. (in Chinese)
- [14] 成一, 陈守文. PAK 气体发生剂的燃气特性研究 [J]. 固体火箭技术, 2001, 24(4): 59 - 61.  
CHENG Yi, CHEN Shouwen. Study on burning characteristics of PAK gas generator propellant [J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2001, 24(4): 59 - 61. (in Chinese)
- [15] 卫春强, 盛涤伦, 杨斌, 等. 二羟基乙二肟对硝酸胍/碱式硝酸铜气体发生剂燃烧性能的影响 [J]. 火工品, 2014(5): 13 - 16.  
WEI Chunqiang, SHENG Dilun, YANG Bin, et al. Effects of dihydroxyglyxime on the combustion characteristics of guanidine nitrate/copper nitrate basic gas generating agents [J]. Initiators & Pyrotechnics, 2014(5): 13 - 16. (in Chinese)
- [16] 张银银, 冯涛, 姚俊. 烟火式安全气囊气体发生器发展概述 [J]. 汽车技术, 2015(11): 1 - 6.  
ZHANG Yinyin, FENG Tao, YAO Jun. Overview of the development of pyrotechnic airbag gas generator [J]. Automobile Technology, 2015(11): 1 - 6. (in Chinese)