·综述·

高超声速气膜冷却技术研究进展及发展方向

向树红[1]　商圣飞[1,2]　沈自才[1]　姜利祥[1,2]　安亦然[3]

（1　北京卫星环境工程研究所，北京　100094）

（2　可靠性与环境工程技术重点实验室，北京　100094）

（3　北京大学，北京　100871）

文　摘　随着飞行器速度的进一步提高以及对可重复使用飞行器的需求，高超声速气膜冷却技术已经成为航空航天技术发展的热点问题。开展高超声速飞行器主动气膜冷却技术研究，对于解决高超声速飞行器面临的热防护问题，突破防热技术瓶颈，有十分重要的意义。本文在对主动冷却热防护技术原理、分类及其机制进行系统研究的基础上，从实验研究和数值模拟两个维度，对二维槽缝气膜孔工艺、离散气膜孔工艺和高超声速逆向喷流技术等高超声速气膜冷却技术以及影响气膜冷却效果的因素的研究现状进行了梳理和分析，进而提出了高超声速气膜冷却技术的防热材料研制、材料制备工艺、多气膜孔特性实验研究、逆向喷流气膜孔冷却技术实验验证等研究方向。

关键词　高超声速飞行器，气膜冷却，热环境，材料，工艺

中图分类号：V211　　DOI：10.12044/j.issn.1007-2330.2020.03.001

Research Progress and Development Direction of Hypersonic Film Cooling Technology

XIANG Shuhong[1]　SHANG Shengfei[1,2]　SHEN Zicai[1]　JIANG Lixiang[1,2]　AN Yiran[3]

（1　Beijing Institute of Spacecraft Environment Engineering，Beijing　100094）

（2　National Key Laboratory of Science and Technology on Reliability and Environmental Engineering，Beijing　100094）

（3　Peking University，Beijing　100871）

Abstract　With the further increasement of vehicle speed and the demand for reusable vehicles，hypersonic film cooling technology has become a hot issue in the development of aerospace technology. The research on active film cooling technology of hypersonic vehicle is very important to solve the problem of thermal protection and break through the bottleneck of thermal protection technology. In this paper，the principle，classification and mechanism of active cooling thermal protection technology are studied firstly. Then，from both experimental research and numerical simulation point of view，the research status of two-dimensional slot film cooling technology，discrete film hole technology and hypersonic reverse jet technology，as well as the factors affecting the film cooling effect are reviewed and analyzed. At last，the research directions such as heat-resistant material development，material preparation process，experimental study of multi film hole characteristics，experimental verification of reverse jet film hole cooling technology for hypersonic film cooling technology are put forward.

Key words　Hypersonic vehicle，Film cooling，Thermal environment，Material，Technology

0　引言

高超声速飞行器一般是指飞行马赫数大于5、能在大气层和跨大气层中远程飞行的飞行器，其应用形式包括高超声速导弹、高超声速飞机等多种飞行器[1]。高超声速飞行器已成为世界先进武器研究的热点。国际上诸多国家如美国、俄罗斯、德国、法国、日本、印度等国家都在进行各类高超声速飞行器的研究。其中具有代表性的如美国研制的可重返大气

收稿日期：2020-02-21

第一作者简介：向树红，1963年出生，研究员，博导，长期从事航天器动力学环境工程方面的研究工作。E-mail：xshxsh638@sohu.com

层并能水平着陆、执行在轨试验任务的可重复使用无人驾驶试验机X-37B。

高超声速飞行器的研究也存着诸多难点问题。随着飞行器在大气层内飞行速度的不断提高，高超声速流动在飞行器高超声速巡航时带来一系列极具挑战性的问题[2]。当高速的气流与飞行器接触的时候，空气受到飞行器表面的压缩，气体会滞止，在航天器前端形成激波，气流的动能便会转换为内能，使得气流温度迅速的升高。此外，由于气体的黏性耗散作用，会和航天器表面产生摩擦作用，这也会使得气体能量的转化温度升高。强激波的加热效应和强烈的黏性耗散作用导致流经物体的高超声速流动温度很高。这些热量通过高强度物面热传导将大量热能传递给飞行器表面结构，从而使得飞行器表面的温度迅速大幅升高。高温热障导致结构材料性能下降，内部设备仪器工作异常，严重时会导致飞行器在轨解体。高温还会使气流中产生化学反应。分子会在高温下分解，原子会电离，从而使得飞行器被一层等离子体包围。电离气体形成的黑障等离子体，会造成通信信号严重衰减，甚至造成信号中断。

现有的高超声速飞行器热防护手段，主要有被动防护、半被动防护和主动防护三大类。其中被动防护和半被动防护技术如大面积使用陶瓷复合材料、烧蚀防热、热管等，存在制造维护成本高昂、结构质量大、不可重复使用等缺陷，难以满足先进高超飞行器的防热要求。而主动式热防护技术广泛应用于航空发动机涡轮叶片和火箭发动机燃烧室的冷却上，大大提升了航空发动机和火箭发动机的性能。开展高超声速飞行器主动冷却技术研究，对于解决高超声速飞行器面临的热防护问题，突破防热技术瓶颈，有十分重要的意义。另外，主动冷却技术对于开发研制可重复使用天地往返飞行器，降低太空运输成本也有非常广阔的前景。

主动冷却一般是指利用冷却工质（一般指气体或液体）阻止或带走热量，阻止或控制进入系统的热流，从而达到控制内部结构的温度不超过限定温度的目的。主动冷却一般应用在系统需要经受长时间气动加热并具有非常高热流密度的冷却中。

主动冷却热防护系统还包括3种冷却方式：发汗冷却、对流冷却以及喷雾冷却，如图1所示。

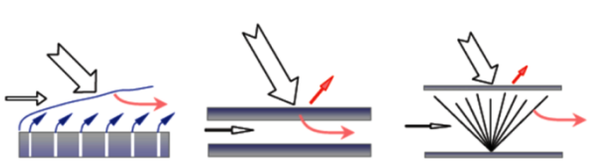


图1　主动冷却热防护方法

Fig. 1　Active cooling thermal protection method

发汗冷却热防护系统是利用从材料表面渗出冷却工质的方式来隔断热量向结构内部的热传递。发汗冷却的冷却工质一般通过多孔的材料表面向外蒸发起到防热、散热的作用。

对流冷却的基本原理是在高温端材料下端设置冷却剂内循环通路，冷却工质从通路流过耗散结构所承受的气动热。对流冷却的冷却能力小于发汗冷却和膜冷却，这主要因为对流冷却由内部通路的冷却工质冷却，而此时热量已经进入材料内部。

喷雾冷却主要采用喷头将冷却工质喷射成雾状，这些雾状液滴撞击被冷却表面，液滴蒸发耗散热量从而达到冷却材料表面的目的。一般喷雾冷却的冷却能力要小于对流冷却，一般应用在热流不太高的工况中。

高超声速气膜冷却技术是采用主动喷流的手段，在材料表面形成气膜，从而起到材料表面热防护的目的，属于主动冷却的范畴。

本文首先对高超声速气膜冷却技术及其优点进行了介绍，接着从实验研究和数值模拟两个维度，对高超声速气膜冷却的研究进展进行了阐述，最后从工程应用的角度给出了未来应该进一步开展的工作和研究方向。

1　高超声速气膜冷却技术

1.1　基本概念

高超声速气膜冷却技术是指在壁面附近沿切线方向或一定的入射角射入一股冷却气流，用以将高温气体与壁面隔离，这类防护性冷却即是气膜冷却[3]。冷空气沿给定方向喷至壁面后，在其壁面上形成一层气膜。气膜对壁面的保护主要体现在两个方面：第一是隔热作用，也就是将高温气体与壁面隔开的作用，从而避免高温气体与材料壁面直接对流换热；第二是冷却作用，一般冷却工质自身温度较低，可以与壁面进行热交换带走热量，从而起到冷却壁面的作用。气膜冷却原理如图2所示。

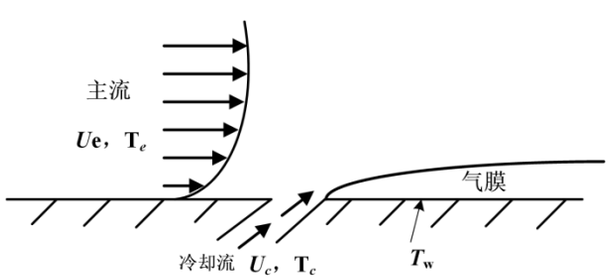


图2　气膜冷却原理示意图

Fig. 2　Schematic diagram of hypersonic film cooling

1.2　优点

由于气膜冷却是可以将高温区域与材料表面隔离的一种冷却方式，因此气膜冷却在几种冷却技术

中是唯一一个能够承受极端高温环境的冷却方式，在极端高温特别是高马赫数飞行工况下具有明显的优势。气膜冷却作为一种有效的主动冷却方式已被广泛地应用于航空燃气涡轮发动机涡轮叶片上。增加发动机的入口温度能大大增加燃气的热效率和输出功。总体上说，航空发动机燃气耐热温度之所以能够提高除了材料和工艺的进步外，更多的(70%)是由主动冷却的设计来实现的。

表1给出了气膜冷却与几种主动冷却的对比。

表1　气膜冷却与几种主动冷却的对比

Tab. 1　Comparison of film cooling and several kinds of active cooling

冷却方式	高温与材料是否隔离	耐高温能力
喷雾冷却	否	低
对流冷却	否	低
发汗冷却	半隔离	中
气膜冷却	隔离	高

从表1对比可以看出，通过实现高温与材料的隔离，气膜冷却可以实现其他主动冷却方式难以实现的超高温隔离。

因此，随着高超声速飞行速度的提高和飞行时间的延长，其他几种主动冷却方式开始不能满足热承载的设计要求，气膜冷却技术就越来越受到重视。

2　高超声速气膜孔工艺演变

随着气膜冷却技术研究的深入，高超声速气膜孔工艺演变从技术上经历了早期简单孔实验探索、二维槽缝工艺、离散气膜孔工艺技术和高超声速逆向喷流技术等不同的阶段。

2.1　早期的简单孔实验

早期的主动气膜冷却的研究多见于实验研究，如 Ames Research Center 的 Robert E. Dannenberg 等(1962)[4]对半球模型开展了 Ma=10 的实验研究。采用 He 为冷却工质，实验采用槽缝式设计分别布置在半球下游5°和10°的地方，实验结果显示，射流可以很好的将壁面与主流隔开，带有气膜冷却的工况是没有冷却时的2.5%。C. R. Wimberly 等(1970)[5]等对细长旋成体结构的气膜冷却研究，主流名义马赫数为12和17。研究发现气膜冷却使得壁面热载荷大大降低。壁面热载荷随着射流流量增加而增加，随着攻角的增大而减小。喷流使得流动变得更加复杂，在高雷诺数下，喷流导致流动转捩。

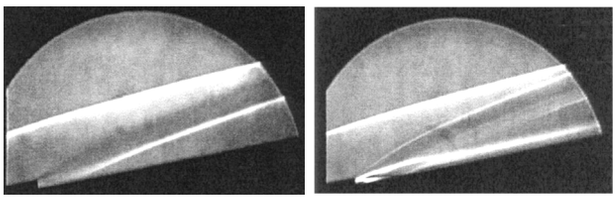
2.2　二维槽缝工艺

随着研究工作的推进，研究者逐渐发现二维槽缝工艺有气膜覆盖好、对主流穿透干扰小等优点，是气膜冷却效果最佳的工作方式，集中对二维槽缝气膜冷却开展了大量的实验研究。如NASA兰利中心的AUBREY M. GARY J R. 等(1972年)[6]通过实验研究了 Ma=6 时二维切向槽缝对平板的冷却效果，研究了槽缝高度、质量流量、射流温度热传导系数的影响。冯卡门研究中心的B. E. Richards(1979年)[7]通过实验研究了切向槽缝在层流主流中对平板的冷却效果。在等温壁面条件下，研究了缝高、沿流向缝的位置、流动条件以及不同冷却剂(空气、氟利昂、氦气、氩气)的影响。Bass(1990)[8]，M. L. Hunt 等(1991)[9]对二维槽缝在马赫数比较低的工况下开展了不同喷口形状和射流参数冷却效果的研究工作。George C. Olsen 等(1995)[10]对马赫数为6.4工况下，冷却气体为氢气和氦气，主流气体为氮气，切向槽缝对平板的冷却开展了研究工作，得到氢气的冷却效果比氦气好，同时随着质量流量的增加，冷却效果增大，但当质量流量增大到一定程度后，冷却效果反而呈下降的趋势。

2.3　离散气膜孔工艺技术

随着气膜冷却技术的不断提高，研究者发现二维槽缝工艺是连续开孔，这对工程实际的应用有很大的限制，同时会影响飞行器的结构强度，因此研究重点开始向离散的气膜孔工艺技术发展。Niranjan Sahoo 等(2005)[11]对顶角60°的钝头体开展了实验研究，研究了马赫数5.75条件下的气膜冷却效果。气膜孔为直径2 mm的圆柱孔位于模型头部，冷却剂为(空气、二氧化碳、氦气)。实验结果显示使用氦气作为冷却气体可使得壁面整体热载荷降低30%~45%，其他冷却气体的整体热载荷降幅在10%~25%。R. Sriram 和 G. Jagadeesh(2009)[12]对头部半径35 mm的钝头体驻点处设有相同有效面积的单孔(直径2和0.9 mm)和多个微孔(每个直径0.3 mm)的冷却效率做了实验研究。实验工质为氮气和氦气，主流马赫数为5.6。实验结果得到一个重要的结论，紧密排列的微孔比相同有效面积的单孔覆盖范围广，冷却效果要好得多。2010年之后，国外的实验研究相对比较少了，2013年 Hombsch M. 等[13]对超声速下气膜冷却进行了一次系统的实验研究。研究了不同气膜孔型、几何尺寸、射流角度在不同马赫数、雷诺数、吹风比、流动状态(层流、湍流)状态下对平板热负荷的影响。

2010年之后，我国开展的高超声速气膜冷却的实验研究逐渐多起来。国防科技大学的付佳等(2012)[14-15]对高超声速钝头体表面气膜冷却进行了试验研究，同时借助纹影图像，对比分析了流动结构与热流分布的对应关系如图3所示。



（a） 无气膜冷却　　（b） 喷流流量0.0182kg/s

图3 付佳等高超声速气膜冷却实验纹影图[14]

Fig. 3 Experimental schlieren images of hypersonic film cooling by Fu Jia[14]

在Ma=8，总温900 K的来流条件下，比较了三种不同喷流流量（0.0124、0.0152、0.0182 kg/s）下的超声速气膜对模型表面热流分布的影响。随后又在高超声速炮风洞内对马赫数分别为7.3和8.1，总温均为900 K的两种来流状态下，无喷流结构模型和有喷流接口模型表面光学窗口附近流场结构和气动热环境进行了测量。国防科技大学同一团队的朱杨柱等（2011，2013）[16]对带喷流冷却的超声速光学头罩流场及其气动光学效应进行了实验研究。此外北京航空航天大学的张佳等（2013）[17]以圆直管中的超声速高温燃气为主流，以常温氮气为冷却介质，用实验的方法研究了离散孔超声速气膜冷却规律，其主流马赫数偏低，只有2个马赫。结果表明：射流流量是影响离散孔气膜冷却效果的最主要因素，提高吹风比或者增大孔径，都能显著提高气膜冷却效率。

2.4 高超声速逆向喷流技术

在高超声速气膜冷却领域区别于一般的航空涡轮叶片的气膜冷却的一个重要方向就是高超声速的逆向喷流的研究，其喷流方向和来流方向基本呈逆向对喷方式，这和一般的扫掠流（喷流和来流速度方向夹角一般不大于90°）有明显的区别。

Hayashi（2003）等[18]在Ma=3.98的条件下对直径50 mm的球头结构进行了风洞实验，研究了喷流孔与来流压比对降温效果的影响。实验装置如图4所示，喷流孔直径4 mm，喷流工质为氮气。实验测量了两种来流总温下不同压比（PR）值对应的喷流工况，并绘制了流场纹影图和壁面Stanton数分布（图4）。

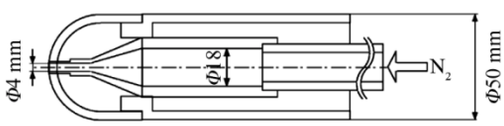
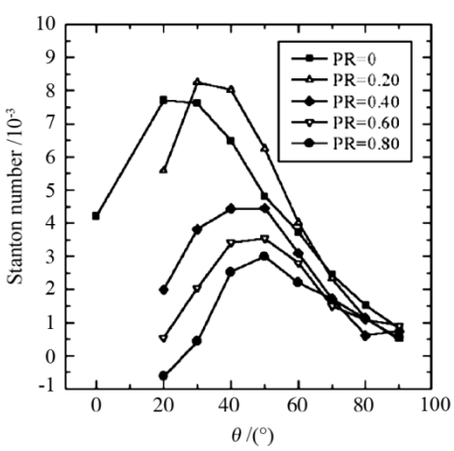
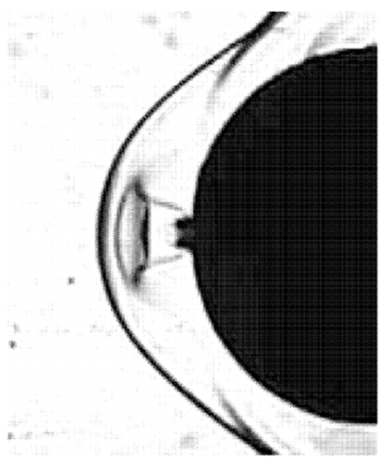


图4 Hayashi球头喷流实验示意图[18]

Fig. 4 Schematic diagram of sphere head jet experiment of Hayashi[18]



（a） 壁面Stanton数分布（$T_{0\infty}$=397 K）



（b） 流场纹影图

图5 Hayashi球头喷流实验结果[18]

Fig. 5 Experimental results of sphere head jet experiment of Hayashi[18]

Daso（2009）等[19]在Ma=3.48与Ma=4.0的条件下对2.6%比例的阿波罗返回舱模型进行了风洞实验。如图6所示，实验装置中心开孔处是一个可以更换的喷管。图7给出了Daso实验的流场图。

Imoto（2011）等[20]在Ma=6.6的高焓来流下对直径60 mm的球头结构进行了风洞实验。Imoto分别选用氦气和氮气作为喷流气体，测试了不同压比下两种气体的冷却效果，实验结果表明两种气体都能有效冷却球头，驻点附近的热流降低了80%以上。在相同的总压比下，氦气具有更好的冷却效果，但氦气的质量更轻。2019年Shen[21]等人研究了一种中间大孔喷流，周围交错排列的小孔阵的方法。研究通过对不同的小孔的排列方式进行数值模拟分析，计算有无轴向排列的小孔的Stanton数进行对比，结果发现小的孔阵可以有效的提高冷却效果同时可以降低冷却气体的排放量。

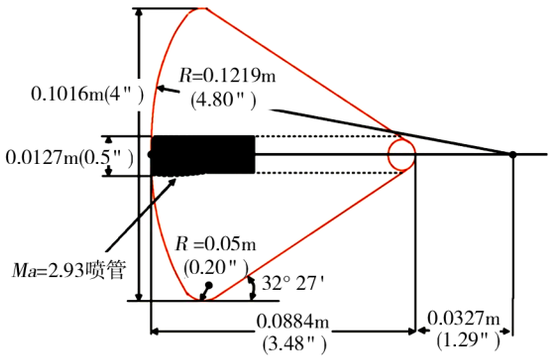
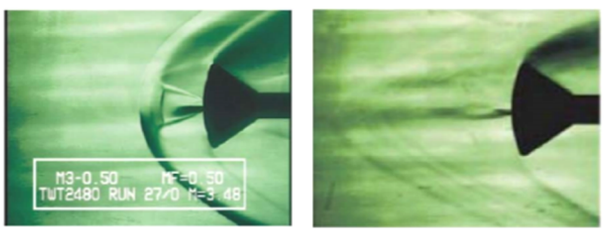


图6　Daso实验示意图[19]

Fig. 6　Experimental schematic diagram of Daso[19]



实验纹影图

图7　Daso实验流场图[19]

Fig. 7　Experimental results of Daso's experiment[19]

表2列举了几个具有代表性的逆向喷流实验。

表2　几个具有代表性的逆向喷流实验

Tab. 2　Several representative counter-flow jet experiments

作者	Ma_∞	飞行器外形	喷流气体	喷流马赫数Ma_j
Hayashi[18]	3.98	球形	氮气	1
Daso[19]	3.48,4.0	阿波罗返回舱	空气	1,2.44,2.94
Imoto[20]	6.6	球形	空气	1
Fomichev[22]	8	截锥	空气	1

3　高超声速气膜冷却数值模拟研究

根据R. S. Bunker[23]的统计，截止到2005年，关于气膜冷却效率的有关文献已将近万篇。影响气膜冷却效果的因素主要可以分为如下几个方面：

(1)单个气膜孔的工艺结构的影响包括气膜孔形状及其相关参数(气膜孔长度、孔径)、气膜孔的喷射角度(包括流向倾角即冷气流出射方向与被冷却壁面切向的夹角和侧向倾角)等；

(2)气膜射流参数及主流参数的影响有主流速度、吹风比(密流比)、射流与主流的密度比、动量比、喷射压力损失、压力梯度、主流湍流度和气膜孔上游的主流边界层厚度等；

(3)气膜孔排列工艺的影响有孔间距、孔排距、孔排数、孔的排列方式；

(4)其他影响参数有冷却工质、壁面形状、表面曲率、表面粗糙度等。

对高超声速气膜冷却的数值模拟研究，学者往往沿用航空发动机领域的气膜冷却的研究思路，重点讨论气膜冷却效率的依赖问题，研究不同来流雷诺数、吹风比、气膜孔形状参数、射流参数以及高超声速飞行特有的逆向喷流冷却参数对高超声速气膜冷却的影响。

3.1　湍流及吹风比的影响

高超声速由于来流速度快，其来流雷诺数会比较大，学者对湍流及吹风比的影响做了大量的研究。Glasgow大学的Xiaobo Yang等(2005)[24]利用该大学自编的PMB2D程序分别研究了层流(Ma=9.9，压强76 Pa，温度62.62 K)和湍流状态(Ma=8.2，压强957 Pa，温度53.64 K)下二维切向槽缝平板的冷却效果。德国RWTH Aachen大学的K. A. Heufer和H. Olivier等(2006)[25]研究了高超声速(Ma=8.3)层流条件下，二维槽缝的对平板的冷却效果。用数值模拟和实验的手段研究了马赫数、雷诺数、吹风比和气膜孔形状对冷却效果的影响。其研究结果显示：层流状态下气膜冷却效果要远远好于湍流。对缝宽0.5 mm的垂直射流，得到了一个临界吹风比0.144。超过这一吹风比时，缝下游出现转捩，壁面热负荷急剧上升，甚至起到相反效果；冷却有效温比随着来流Ma(1.6~4.0)和Re(0.17×10^6~2.4×10^6)的提高而升高。

Sung In Kim等(2011)[26]对Ma=6.56、攻角40°、飞行高度30 km的钝头体的气膜冷却进行了数值模拟研究。使用层流模型和几种不同的湍流模型进行计算，研究了不同吹风比的影响，结果显示：在较大的吹风比下(2.27~3.31)，气膜冷却效率随着吹风比的增大而降低，在较大的吹风比时，冷却气流从飞行器壁面分离，导致高温主流与壁面接触而使气膜冷却效率下降。

德国RWTH Aachen大学的Wolfgang Dahmen等(2013)[27]对高超声速平板冷却进行了数值模拟，得到了较为精细的高超声速气膜冷却的流场结构。计算的激波后Ma=2.6，温度为488 K，计算了不同吹风比(0.065、0.0151、0.13)、缝宽(0.5、1 mm)、射流角度(30°、60°、90°)下槽缝的气膜冷却效果。研究结果表明，利用槽缝形成气膜对壁面进行冷却，在超声速流中是可行的。槽缝在较大区域内形成了均匀的冷却气膜，如图8所示。

值得注意的是，当射流动量较大且垂直壁面喷射时，在槽缝下游临近区域出现一对反向旋转的涡，将热流(主流)引向壁面，导致气膜冷却失效。研究结果也表明在小吹风比喷射下，气膜冷却效果与吹风比无关。

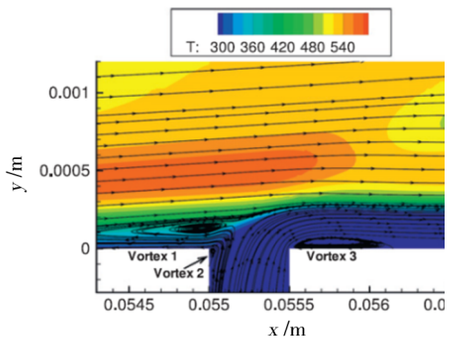


图8　Dahmen计算出的流场结构图[27]

Fig. 8　Flow field map calculated by Dahmen[27]

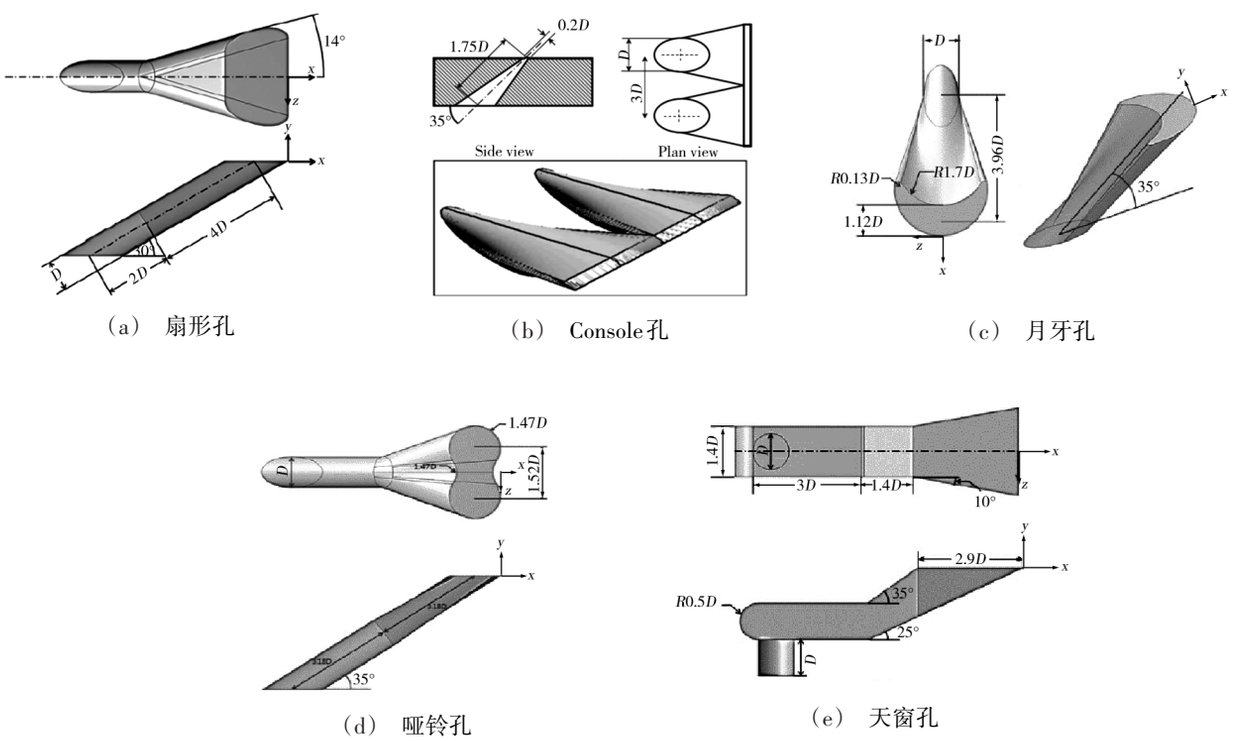
3.2　气膜孔工艺及射流参数的影响

气膜孔的加工工艺对气膜冷却的影响是非常关键的，在航空涡轮叶片的气膜冷却领域演化出了各种各样的气膜孔型。如扇形孔[如图9(a)所示][23,28]、Console形孔[如图9(b)所示][29]、月牙孔[如图9(c)所示]、哑铃孔[如图9(d)所示]、天窗孔[如图9(e)所示][30]等。

孔型在高超声速气膜冷却中的研究相对较少，很大一部分原因是上述的几种孔型均是适用于扫掠流的工况，在扫掠流工况下孔型对来流速度的敏感程度比较低，其规律和低速流动的规律未发现本质的区别。类似的还有入射角的影响。

王建等(2008)[31]又对三维粘性掺混流场进行了数值模拟，得到了切向入射的超声速气膜在不同冷却通道下的绝热温比分布。计算结果表明：冷却通道不同，冷却效率的分布规律也不同。相对于矩形孔离散孔的覆盖均匀性较低，在孔与孔之间的中间线上的冷却效果明显低于孔下游，引入侧向倾角可以有效的提高孔覆盖的均匀性，但是引起的负面效果就是下游衰减更快。唐奇等(2009)[32]以二维平板模拟红外窗口，模拟比较了射流切向喷射和大角度喷射下，气膜覆盖长度随喷缝高度和总压比的变化规律，并分析了射流在各种喷射角度下对窗口表面流场的影响。结果表明射流切向喷射的气膜覆盖长度长，对主流的影响小，是一种较为理想的冷却方式。

Adrian S. Pudsey等(2013)[33]采用13组元、33反应方程模型，研究了不同射流流量、不同孔间距(1、2、4、8 mm)下的气膜特性。结果显示：(1)射流孔附近流场结构非常复杂，如图10(a)所示，不同条件下流场结构变化较大，且该流场结构对气膜特性有很大影响；(2)在长500 mm的平板上减阻效果可达37%~60%；(3)提高质量流量(0.12~0.3 kg/s/m)，气膜冷却效果增加，如图10(b)所示。在研究工况的范围内，孔间距对气膜冷却效果的影响很小，增大间距，冷却效果略有下降。

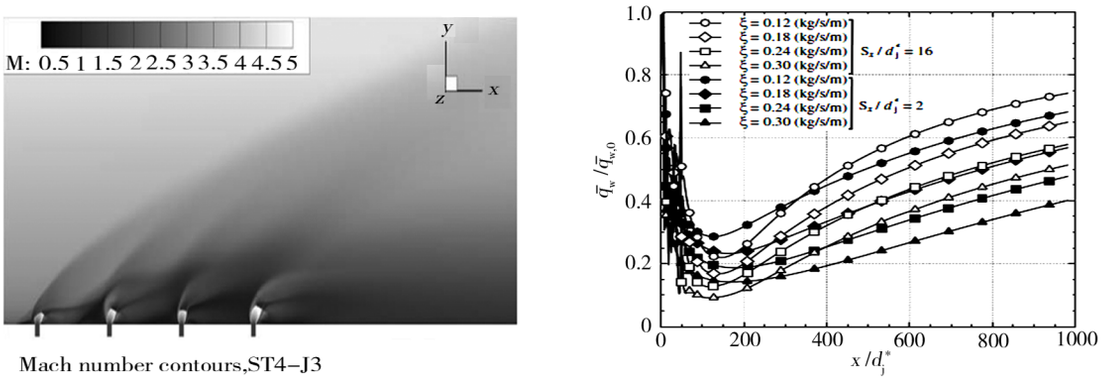


(a)　扇形孔　　(b)　Console孔　　(c)　月牙孔

(d)　哑铃孔　　(e)　天窗孔

图9　几种常见的异型孔工艺[30-31]

Fig. 9　Several kinds of profiled hole technology[30-31]



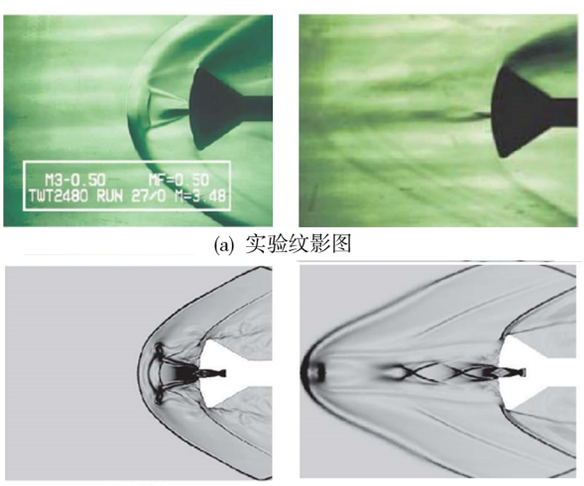
（a） 多孔射流流场计算结果　　（b） 流向名义热流量变化

图 10　Adrian S. Pudsey 给出的多孔射流流场计算结果[33]

Fig. 10　Calculation results of porous jet flow field by Adrian S. Pudsey[33]

3.3　逆向喷流数值模拟研究

Venkatachari（2013）等[34]在 Daso 实验的基础上用数值模拟方法进一步分析了长穿透模态（LPM）。Venkatachari 通过比较不同射流孔大小、喷管几何结构以及喷管质量流率条件对射流的影响，最终得出结论：喷管出口直径与机身直径的比值是影响 LPM 的关键因素，这一比值越小越容易维持 LPM。此外 Venkatachari 还通过高精度非定常流场结果得到了不同模态的压强频谱，分析了 LPM 不稳定的原因以及如何转化为稳定模态。图 11 给出了 Daso 实验和 Venkatachari 的计算结果对比图。



(a) 实验纹影图

(b) 数值模拟密度梯度

图 11　Daso 实验和 Venkatachari 计算的流场模态对比图[19,34]

Fig. 11　Comparison of flow field modes between Daso's experiment and Venkatachari's calculation[19,34]

Gerdroodbary（2015）[35]研究了 58°钝锥在 Ma=5.9 的多射流情况下的流动特性，发现多射流的流场与单射流不同。特别是在低压比情况下的多射流比单孔有明显的优势如图 12 所示。

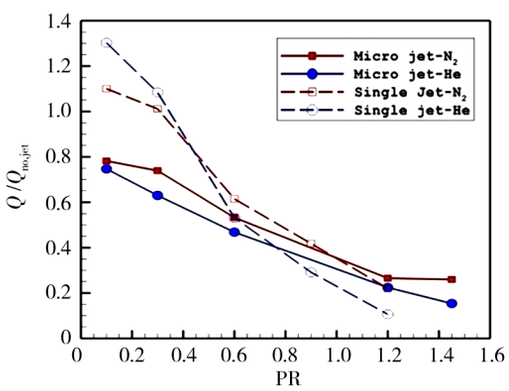
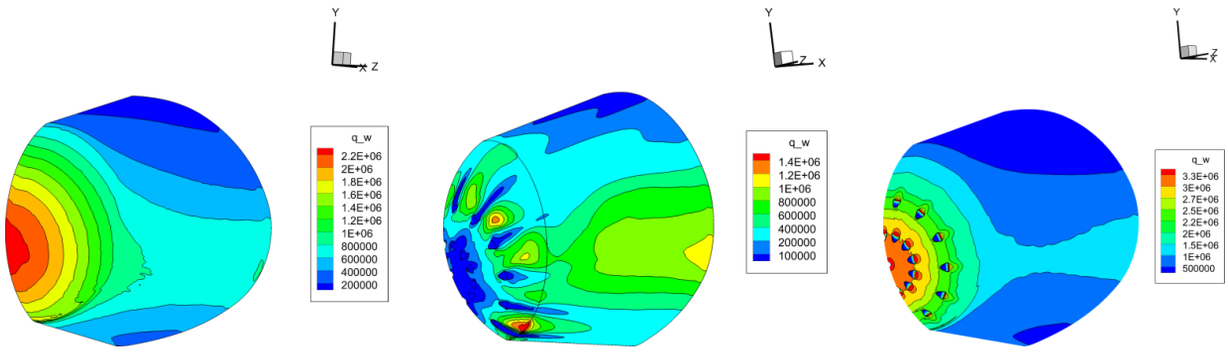


图 12　Gerdroodbary 研究的多射流和单射流在不同压比下的对比图[34]

Fig. 12　Comparison of multi jet and single jet studied by Gerdroodbary under different pressure ratios[34]

Tamada（2008，2010）等[36-37]对三种形状的飞行器头部（卵柱体、钝体、前端有喷管的卵柱体）在 Ma=3.9 工况下的气膜冷却进行了研究，其研究结果表明即使在恒定的质量流量条件下，反向喷流对气动加热降低的影响也因飞行器头部结构的不同而显著不同。为了减少反喷流对头部区域的气动加热，必须避免在头部区域表面正前方形成再压缩激波。

北京卫星环境工程研究所向树红团队[38-40]对 Ma=15 的超高声速飞行器的气膜冷却开展了研究，研究了异型孔工艺下气膜孔的冷却设计和效果取得了很好的成绩。郭春海和向树红等（2017）[41]提出了一种微型孔阵喷流的方式进行气膜冷却，针对飞行高度 H=50 km，来流 Ma=15 时有/无气膜保护下的流场分布进行了数值模拟。研究结果显示：在主动气膜冷却热防护下，高超声速飞行器壁面温度可以降到 1 000 K 以下。商圣飞和向树红等（2018）[40]研究发现，在异型孔的冷却作用下，端头的壁面热流可以显著地降低，但是如果开孔不喷流，则端头将承受比光滑壁面更高的热负荷，如图 13 所示。



（a） 无孔　　（b） 异型孔气膜冷却　　（c） 异型孔不喷流

图13　商圣飞计算的几种热流密度分布结果[40]

Fig. 13　Some heat flux distribution results calculated by Shang Shengfei[40]

表3列举了几个具有代表性的逆向喷流数值模拟研究工作，更多的资料读者可以参考文献[42]，作者对2015年之前的逆向喷流减阻减热做了综述研究。

表3　几个具有代表性的逆向喷流数值模拟研究工作

Tab. 3　Several representative research works of counter-flow jet simulation

作者	Ma_∞	飞行器外形	喷流气体	逆向喷流孔工艺
Venkatachari[34]	3.48,4.96	阿波罗返回舱	空气	单孔工艺
Gerdroodbary[35]	5.9	58°钝锥	氮气、氦气	多微孔工艺
Tamada[36-37]	3.98	三种形体	空气	单孔工艺
向树红[38]	15	圆头锥	空气	单孔工艺
郭春海[41]	15	圆头锥	空气	多微孔工艺
商圣飞[40]	15	异型锥	空气	多异型孔工艺

4　研究方向

目前对高超声速热防护的方法在被动防护方面已经取得较大的进步，例如C-C、C-Si复合材料的研制取得了巨大的成功，但遇到了技术瓶颈。在被动防护方面应加强材料和工艺的研究，研究耐温更高、可塑性更强、强度、抗疲劳度等更优的材料，另一方面还要对材料的加工工艺和成型设计做研究。

对于高超声速飞行器的主动气膜冷却实验研究主要在孔的加工工艺和成型上，目前主要的几种工艺为二维槽缝工艺、离散孔工艺。对于数值模拟计算的研究工作则比较集中于单个孔型的冷却效率研究，特别是在逆向喷流领域缺乏不同孔型在不同供气条件下冷却效果的规律性研究。

由此可见结合主动和被动的热防护方法，第三种防护“主动-被动综合热防护”手段似乎是下一步的研究热点。因此在综合热防护技术中对材料和工艺提出了新的要求：主动气膜孔的加入，降低了材料耐温性能的要求，但是对材料的可塑性、成型难度、强度等参数有了新的要求。因此针对越来越复杂的气膜孔的加工工艺需求，研究适合的材料满足其对材料特性的需要，是一个重要的研究方向。

面向未来的高超声速飞行器的工程应用，高超声速气膜冷却需要在以下几个方面进一步开展工作：

（1）多气膜孔特别是不同孔型（异型孔）的加工工艺研究；

（2）不同逆向喷流单气膜孔型面对冷却效率的影响规律；

（3）逆向喷流多气膜孔的实验研究和验证；

（4）高超声速对气膜孔材料的损伤机制和对气膜冷却的影响；

（5）基于高超声速气膜冷却技术的防热材料研制；

6）用于高超声速气膜冷却的材料制备工艺技术。

参考文献

[1] 蔡国飙，徐大军. 高超声速飞行器技术[M]. 北京：科学出版社，2012.

CAI Guobiao, XU Dajun. Hypersonic vehicle technology [M]. Beijing: Science Press, 2012.

[2] 王保国，黄伟光. 高超声速气动热力学[M]. 北京：科学出版社，2014.

WANG Baoguo, HUANG Weiguang. Hypersonic aerothermodynamics[M]. Beijing: Science Press, 2014.

[3] 葛绍岩，刘登瀛，徐靖中，等. 气膜冷却[M]. 北京：科学出版社，1985.

GE Shaoyan, LIU Dengying, XU Jingzhong, et al. Film cooling[M]. Beijing: Science Press, 1985.

[4] DANNENBERG R E. Helium film cooling on a hemisphere at a mach number of 10[R]. NASA Technical note, NASA TN D-1550, 1962.

[5] BERTIN J J, MCGINNIS III F K, WIMBERLY C R. Transpiration and film cooling effects for a slender cone in

hypersonic flow[J]. Aiaa Journal,1970,8(6):1032-1038.

[6] AUBREY M, GARY J R, Hefner J N. Film-cooling effectiveness and skin friction in hypersonic turbulent flow[J]. AIAA Journal,1972,10(9):1188-1193.

[7] RICHARDS B E,STOLLERY J L. Laminar film cooling experiments in hypersonic flow[J]. Journal of Aircraft, 1979, 16(3):177-181.

[8] BASS R, HARDIN L, RODGERS R, et al. Supersonic film cooling[C]//2nd International Aerospace Planes Conference, Washington, D C, AIAA-90-5239, 1990.

[9] HUNT M, JUHANY K, SIVO J. Supersonic film cooling effectiveness using air and helium for a range of injectant temperatures and Mach numbers [C]//26th Thermophysics Conference, AIAA-91-1416, 1991.

[10] OLSEN G C, NOWAK R J. Hydrogen film cooling with incident and swept-shock interactions in a Mach 6.4 nitrogen free stream[R]. NASA Technical Memorandum 4603, 1995.

[11] SAHOO N, KULKARNI V, SARAVANAN S, et al. Film cooling effectiveness on a large angle blunt cone flying at hypersonic speed[J]. Physics of Fluids, 2005, 17(3):036102.

[12] SRIRAM R, JAGADEESH G. Film cooling at hypersonic Mach numbers using forward facing array of micro-jets[J]. International Journal of Heat & Mass Transfer, 2009, 52: 3654-3664.

[13] HOMBSCH M, OLIVIER H. Film cooling in laminar and turbulent supersonic flows [J]. Journal of Spacecraft & Rockets, 2013, 50:742-753.

[14] 付佳,易仕和,王小虎,等. 高超声速钝头体表面超声速气膜冷却的试验研究[C]//第十五届全国激波与激波管学术会议论文集(上册),2012.

FU Jia, YI Shihe, WANG Xiaohu, et al. An Experimental investigation of supersonic film cooling on the surface of blunt body in hypersonic flow [C]//The 15th National Conference on shock and shock tube of China, 2012.

[15] 付佳. 瞬态热流测试技术及超声速气膜冷却的实验研究[D]. 国防科学技术大学,2012.

FU Jia. Experimental study on transient heat flux measurement and supersonic film cooling [D]. National University of Defense Technology, 2012.

[16] 朱杨柱. 喷流致冷的超声速光学头罩流动及气动光学机理试验研究[D]. 国防科学技术大学,2011.

ZHU Yangzhu. Experimental mechanism study on the flow around supersonic optical dome with film cooling and its aero-optical effects [D]. National University of Defense Technology, 2011.

[17] 张佳,孙冰,郑力铭. 圆直管中离散孔超声速气膜冷却实验[J]. 航空动力学报,2013,28(4):813-818.

ZHANG Jia, SUN Bing, ZHENG Liming. Experiment on discrete holes supersonic gas film ccooling in cylindrical pipe [J]. Journal of Aerospace Power, 2013, 28(4):813-818.

[18] HAYASHI K, ASO S. Effect of pressure ratio on aerodynamic heating reduction due to opposing jet [C]// 36th AIAA Thermophysics Conference, 2003.

[19] DASO E O, PRITCHETT V E, WANG Tensee, et al. Dynamics of shock dispersion and interactions in supersonic freestreams with counterflowing jets[J]. Aiaa Journal, 2009, 47: 1313-1326.

[20] IMOTO T, OKABE H, TANI Y. Enhancement of aerodynamic heating reduction in high enthalpy flows with opposing jet [C]//49th AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition. AIAA-2011-346, 2011.

[21] SHEN B, YIN L, ZHANG X, et al. Investigation on cooling effect with a combinational opposing jet and platelet transpiration concept in hypersonic flow [J]. Aerospace Science and Technology, 2019, 85:399-408.

[22] FOMICHEV V P, FOMIN V M, KOROTAEVA TA, et al. Hypersonic flow around a blunted body with counterflow plasma jet[J]. Institute of Theoretical and Applied Mechanics, Novosibirsk, Russia, 2002:51-55.

[23] BUNKER R S. A Review of shaped hole turbine film-cooling technology [J]. Journal of Heat Transfer Transactions of the Asme, 2005, 127:441-453.

[24] YANG X B, BADCOCKY K J, RICHARDSZ B E. A Numerical study of hypersonic turbulent film cooling [C]//43rd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit Reno, Nevada, 2005.

[25] HELMUT Schirrwitz. Kathodenzerstäubung bei beschuß verschiedener metalle mit argon-ionen im mittleren energiebereich [J]. Beiträge aus der Plasmaphysik, 1962(2): 188-204.

[26] KIM S I, HASSAN I. Numerical study of film cooling scheme on a blunt-nosed body in hypersonic flow[J]. Journal of Thermal Science and Engineering Applications, 2011(3):1-7.

[27] GOTZEN T, DAHMEN W, MELIAN S, et al. Numerical simulation of cooling gas injection using adaptive multiresolution techniques[J]. Computers & Fluids, 2013, 71:65-82.

[28] EICHHORN R. Advances in heat transfer: Vol. 7[J]. International Journal of Heat & Mass Transfer, 1974, 17(12): 16-27.

[29] SARGISON J E, GUO S M, OLDFIELD M L G, et al. A Converging slot-hole film-cooling geometry: part I—low-speed flat-plate heat transfer and loss[J]. J. Turbomach., 2002, 124(3):453-460.

[30] SUN M K, LEE K D, KIM K Y. A comparative analysis of various shaped film-cooling holes[J]. Heat & Mass Transfer, 2012, 48:1929-1939.

[31] 王建,孙冰,魏玉坤,等. 超声速气膜冷却数值模拟[J]. 航空动力学报,2008,23(5):865-870.

WANG Jian, SUN Bing, WEI Yukun, et al. Numerical

simulation of supersonic gaseous film cooling [J]. Journal of Aerospace Power, 2008, 23(5): 865-870.

[32] 唐奇, 仝宗凯, 全栋梁. 红外窗口气膜冷却数值研究[J]. 战术导弹技术, 2009(1): 24-29.

TANG Qi, TONG Zongkai, QUAN Dongliang. Numerical study of film cooling on Infrared window [J]. Tactical Missile Technology, 2009(1): 24-29.

[33] PUDSEYA S, BOYCE R R, WHEATLEY V. Hypersonic viscous drag reduction via multiporthole injector arrays[J]. Journal of Propulsion & Power, 2013, 29: 1087-1096.

[34] VENKATACHARI B S, CHENG G, CHANG C L, et al. Long penetration mode counterflowing jets for supersonic slender configurations-a numerical study[C]//31st AIAA Applied Aerodynamics Conference, San Diego, CA, 2013.

[35] GERDROODBARY M B, IMANI M, GANJI D D. Investigation of film cooling on nose cone by a forward facing array of micro-jets in hypersonic flow [J]. International Communications in Heat & Mass Transfer, 2015, 64: 42-49.

[36] ISAO Tamada, ASO Shigeru, TANI Yasuhiro. Reducing aerodynamic heating by the opposing jet in supersonic and hypersonic flows[C]//48th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition, 2010.

[37] TAMADA I, ASO S, TANI Y. Numerical study of the effect of the opposing jet on reduction of aerodynamic heating with different nose configurations[C]//26th International Congress of the Aeronautical Sciences, Anchorage, AL, 2008: 14-19.

[38] 向树红, 张敏捷, 童靖宇, 等. 高超声速飞行器主动式气膜冷却防热技术研究[J]. 装备环境工程, 2015, 12(3): 1-7.

XIANG Shuhong, ZHANG Minjie, TONG Jingyu, et al. Research on active film cooling and heat-proof scheme for hypersonic vehicles[J]. Equipment Environmental Engineering, 2015, 12(3): 1-7.

[39] 张敏捷, 向树红. 高超声速三维热化学非平衡流场的数值计算对比研究[J]. 航天器环境工程, 2016, 33(1): 35-41.

ZHANG Minjie, XIANG Shuhong. A comparative study of the computation of 3-D hypersonic flow in thermochemical nonequilibrium state [J]. Spacecraft Environment Engineering, 2016, 33(1): 35-41.

[40] 商圣飞, 向树红, 杨艳静, 等. 高超声速飞行器异型气膜孔无喷流热增量研究[J]. 装备环境工程, 2018, 15(11): 20-24.

SHANG Shengfei, XIANG Shuhong, YANG Yanjing, et al. Thermal increment of hypersonic flight vehicles with non-jet heterotypic film cooling hole [J]. Equipment Environmental Engineering, 2018, 15(11): 20-24.

[41] 郭春海, 张文武, 向树红, 等. 高超声速飞行器主动气膜冷却热防护数值仿真研究[J]. 航天器环境工程, 2017, 34(2): 132-137.

GUO Chunhai, ZHANG Wenwu, XIANG Shuhong, et al. Numerical simulation of hypersonic vehicle thermal protection with active film cooling[J]. Spacecraft Environment Engineering, 2017, 34(2): 132-137.

[42] WEI Huang. 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.