

串联 TBCC 可调喷管气膜冷却数值模拟

赵琳¹, 徐惊雷¹, 裘云², 赵磊², 郭孝顺²

(1. 南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016;

2. 中国航天科工集团公司 第三研究院 三十一所, 北京 100074)

摘 要: 针对在宽飞行马赫数范围内工作的某串联 TBCC 可调喷管较高的进口总温易引起壁面材料烧蚀的问题, 提出一种适用于飞行包线内不同飞行马赫数且对喷管热防护有明显作用的气膜冷却方案, 并基于 CFD 的方法模拟了不同飞行马赫数的冷却效果. 研究表明开设二元缝槽将比开设环形缝槽对附近流场状况产生更明显的影响. 采用气膜冷却方案后, 喷管壁面平均温度较未经气膜冷却时有超过 1000 K 的明显下降. 壁面二元缝槽下游中心线上的气膜冷却绝热效率在多数飞行马赫数下可达 0.9 以上. 缝槽下游温度在展向上多呈对称分布, 向下游发展时温度均匀性逐渐降低.

关 键 词: 串联 TBCC; 几何可调; 气膜冷却; 气膜冷却绝热效率; 飞行包线

中图分类号: V231.3

文献标志码: A

Numerical simulation of film-cooling for the adjustable nozzle of the tandem TBCC

ZHAO Lin¹, XU Jing-lei¹, QIU Yun², ZHAO Lei², GUO Xiao-shun²

(1. College of Energy and Power Engineering,

Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;

2. The 31st Institute of the 3rd Research Academy,

China Aerospace Science and Industry Corporation, Beijing 100074, China)

Abstract: In view of the problem that the higher inlet total temperature of tandem TBCC nozzle can reduce the ablation of the wall material, a film-cooling scheme adapted to different flight Mach numbers in the flight envelope was presented, showing a significant effect on the thermal protection of the nozzle. The cooling effect for different flight Mach numbers based on the CFD method was calculated. The research indicates that there will be a more noticeable change of the flow field conditions nearby the rhomboid slots than annular slots. After film-cooling, the temperature of nozzle has a 1000 K's decline than before. The film-cooling adiabatic efficiency of the downstream wall centerline can reach to 0.9 at most flight Mach numbers. The downstream wall temperature of the slot is mainly distributed symmetrically along the span of the nozzle, and the temperature uniformity gradually declines with x 's increment.

Key words: tandem TBCC; geometry adjustable; film-cooling;
film-cooling adiabatic efficiency; flight envelope

涡轮基组合循环发动机(turbine based combined cycle, TBCC)^[1-6]作为空天飞行器的备选动

力装置之一, 提高燃气涡轮的入口温度可以有效提高循环效率和推力. 然而这将使 TBCC 喷管的

内壁温度大幅提升,往往超过了工程上常用材料的承受能力,必须采取主动热防护措施避免壁面的烧蚀.其中气膜冷却对高温部件有很好的热防护作用^[7],有许多学者开展过关于发动机喷管气膜冷却的研究.张小英等研究发现,以缝槽/小孔气膜冷却方式可获得喷管壁面较好的冷却效果^[8].李兰等采用适当间隔的单排圆孔实现连续波 DF/HF 化学激光器主喷管收缩段的较好冷却效果^[9].Lebedev 等研究发现提高自由来流湍流度使拉瓦尔喷管的气膜冷却效率降低^[10].

但是针对串联 TBCC 二元非对称几何可调喷管的气膜冷却,国内外相关的研究报道很少.这种收-扩喷管既要在宽飞行马赫数范围内实现喉道和出口面积的连续可调,又要实现高效的冷却,难度很大.本文对此提出了一种气膜冷却构型方案,采用数值模拟方法研究了飞行包线内不同飞行马赫数时喷管的热防护效果.

1 几何模型

图 1 为串联 TBCC 可调喷管的几何构型及调节部件的运动示意图.发动机工作过程中,气流首先经过喷管的圆柱段和圆转矩收缩段,然后经过二元可调的收缩段和内扩张段,最终通过外扩张段排出发动机.飞行高度和飞行马赫数变化时,第 1 个转轴控制二元内收缩段下板转动,从而精确调节喉道面积,以匹配发动机流量的变化.第 2 个转轴控制喷管二元内扩张段下板转动,从而精确调节出口面积,以匹配不同飞行马赫数下变化的喷管落压比.如图 1 所示的是两个状态:飞行马赫数 $Ma_\infty=0$ 和 3 的喉道面积分别是飞行包线内各状态中最小、最大的喉道面积.其中, $Ma_\infty=2.2$ 是串联 TBCC 可调喷管的转级点,飞行马赫数低于转级点时,涡轮发动机单独工作;高于转级点时,冲压发动机单独工作.

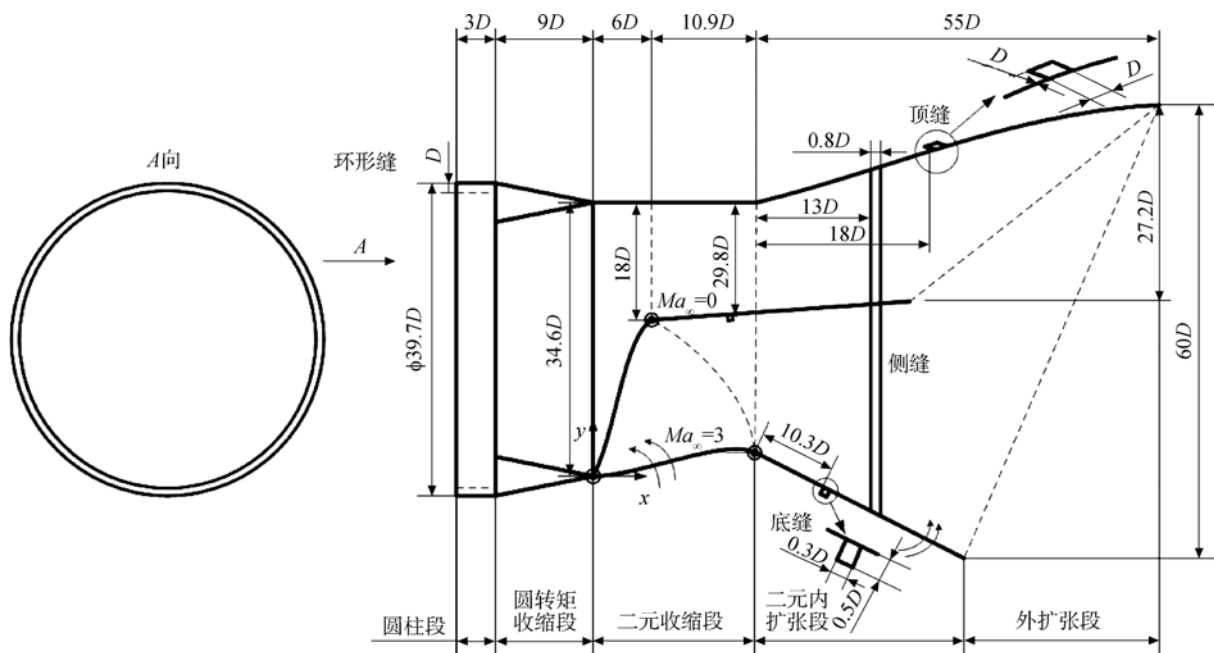


图 1 串联 TBCC 可调喷管几何构型和调节部件的运动示意图

Fig. 1 Schematic of adjustable components' control and geometrical configuration of adjustable nozzle of the tandem TBCC

喷管的气膜冷却构型由进口环形缝槽和二元缝槽两部分组成,分别注入引自发动机前端低温部件的冷却气体,并通过在壁面上开设的冷却通道引入到喷管主流中.二元缝槽是包括顶缝、底缝、左右侧缝的 4 个缝槽,顶缝和底缝与喷管二元段在展向上长度相同,顶缝的深度为 D .顶缝侧壁与喷管上壁所夹锐角、侧缝壁面与喷管侧壁所夹锐角均为 30° ,底缝侧壁与喷管下壁垂直.坐标原点位于第 1 个转轴的中心位置.提供环形缝槽的

衬套在喷管进口之前将冷却气体与主流隔离,在喷管进口位置两股气流进行掺混.

2 数值方法、湍流模型和计算网格

本文利用基于有限体积方法的 FLUENT 软件进行气膜冷却的数值模拟,采用基于密度的隐式求解器,选用 2 阶迎风格式对方程进行离散.喷管主流和冷却缝槽入口采用压力进口,入流方向与各入口截面的外法向矢量平行.喷管出口采用

压力出口,背压随飞行高度而定,计算远场采用压力远场条件,压力与背压相同.壁面均设为绝热边界条件.

由于两方程模型 RNG (renormalization group) $k-\epsilon$ 计算精度和计算效率都较高,许多学者都采用 RNG $k-\epsilon$ 模型对气膜冷却问题进行过研究^[11-13].因此本文也采用 RNG $k-\epsilon$ 湍流模型^[14].

为了验证相应的计算方法,本文对主流与冷却流气体均为超声速的,三维通道内的气膜冷却进行了计算,几何模型如图2所示,气膜贴附在平板表面.选择入射台阶高度为 4.57 mm 的工况进行了验证.主流总压为 0.276 MPa,总温为 297 K;冷却流总压为 0.035 85 MPa,总温为 366 K.并与文献[15]的结果进行了比较.

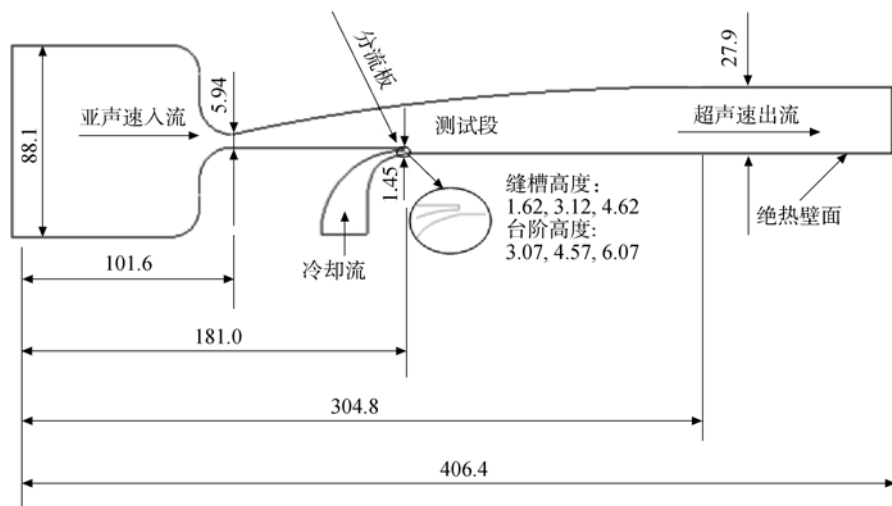


图2 气膜冷却验证的几何模型(单位:mm)

Fig. 2 Geometry model of verifying film-cooling (unit:mm)

气膜冷却中的冷却绝热效率定义如下^[16]:

$$\eta = \frac{T_{aw} - T_{r\infty}}{T_{re} - T_{r\infty}} \quad (1)$$

其中 $T_{r\infty}$, T_{re} 分别为主流和冷却流的恢复温度; T_{aw} 为绝热壁面温度.

图3为数值模拟获得的 $\eta-x$ 曲线与文献[13]中试验结果的对比,可以看出:大部分范围内数值计算与试验获得的冷却绝热效率比较接近,误差多在 2% 以内.证明本文采用的湍流模型正确可靠.

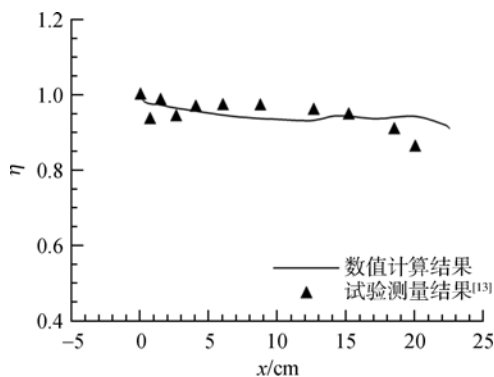


图3 $\eta-x$ 曲线的数值模拟结果与试验结果对比

Fig. 3 Comparison of numerical simulation result and experimental result for the $\eta-x$ curve

本文对喷管气膜冷却的计算中采用非结构六面体网格,对壁面边界层附近、喷管内易产生激波的位置、部分气膜冷却缝槽附近以及喷管出口附近的网格进行了加密,靠近壁面的第1层网格高度取 0.05 mm,确保壁面的 y^+ 在 30 左右,符合 RNG $k-\epsilon$ 湍流模型的计算要求^[14].经过网格无关性验证,取网格总数在 100 万左右.对喷管建立三维笛卡儿坐标系,原点在圆转矩出口底边的中点; x 轴为喷管进口到出口的方向; y 轴为喷管高度方向; z 轴为喷管中间对称面指向右侧.

图4为喷管及远场在飞行马赫数 $Ma_\infty=0$ 时的计算网格.

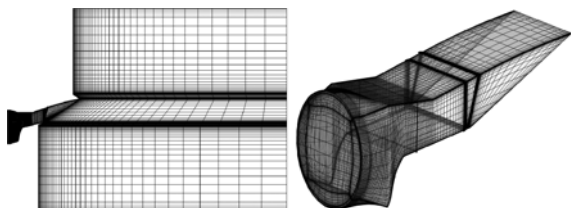


图4 喷管计算网格

Fig. 4 Computational mesh of nozzle

3 结果与分析

3.1 缝槽附近流场状况

为实现喷管的高效气膜冷却,根据之前的研究经验,选用如下气膜冷却方案:飞行马赫数低于 2.2 时,采用环形和二元缝槽同时冷却的方式(简称为方式 A);大于 2.2 时仅采用环形缝槽(简称为方式 B)。喷管主流总温为 1800 K。表 1 为飞行包线内所研究的 9 个不同飞行马赫数下冷却气体的总温。针对流场温度分布对恢复系数 r 进行预估,通常取 0.9 左右,由此获得恢复温度 $T_r = T + r(T^* - T)$, T 为静温, T^* 为总温。

表 1 不同飞行马赫数下冷却气体总温

Table 1 Total temperature of cooling gas at different flight Mach numbers

飞行马赫数	冷却气体总温/K	飞行马赫数	冷却气体总温/K
0	643.35	2.2	685.25
0.5	602.31	2.5	677.68
0.8	621.52	2.8	683.47
1.2	690.14	3.0	689.89
1.5	693.54		

图 5 表示采用方式 A 冷却时,不同飞行马赫数下二元顶缝和底缝附近的马赫数云图。顶缝上游的壁面上形成一定范围的低速区, $Ma_\infty = 0.5$ 时在上游壁面上还有回流涡产生。低速区是由冷却气体的滞止而产生的。缝槽出口气体达到超声速。在底缝上、下游壁面均形成较强的回流涡。

图 6 是采用方式 B 冷却时不同飞行马赫数下环形缝槽附近的马赫数云图。可见,环形缝槽后流场状况较好,冷却气体在收缩段能较好地贴附

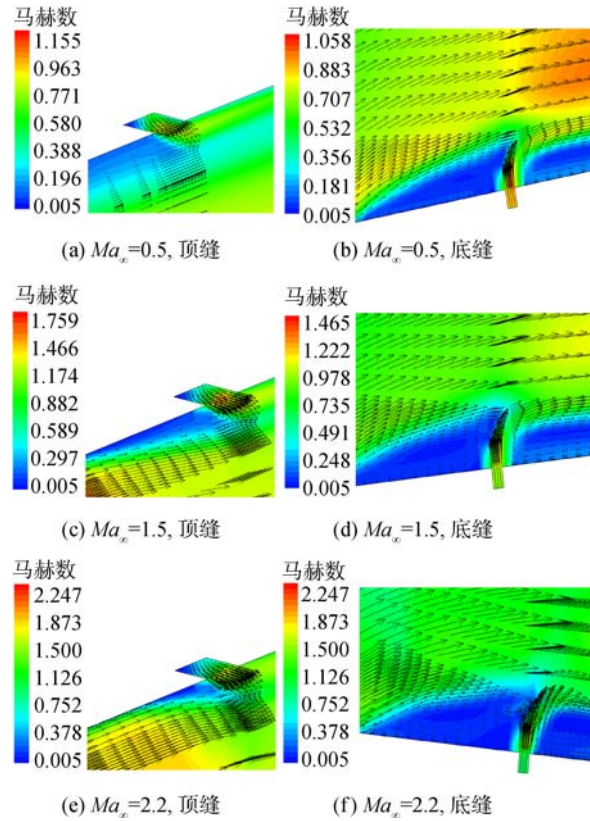


图 5 顶缝和底缝附近的马赫数云图(方式 A)

Fig. 5 Mach number contour near the top slot and the bottom slot (case A)

壁面,速度略高于主流气体。

3.2 气膜冷却后喷管壁面温度分布

图 7 表示 $Ma_\infty = 0$ 时气膜冷却前后喷管壁面温度分布。可以看出喷管壁面的平均温度由 1800 K 左右降低到 650 K 左右,气膜的冷却效果明显。由于喷管壁面为绝热边界条件,因此气膜冷却前计算出的壁面温度要比实际向外界辐射热量、与外界气体对流换热的喷管壁面高出许多。图 8 表示采用方式 A 冷却时,不同飞行马赫数时喷管壁面的温度分布云图,范围在 600~773 K,对应于

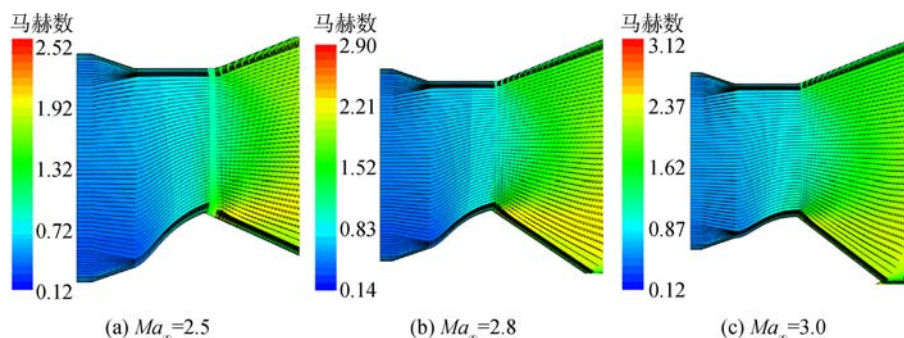


图 6 环形缝槽附近马赫数云图(方式 B)

Fig. 6 Mach number contour near the annular slot (case B)

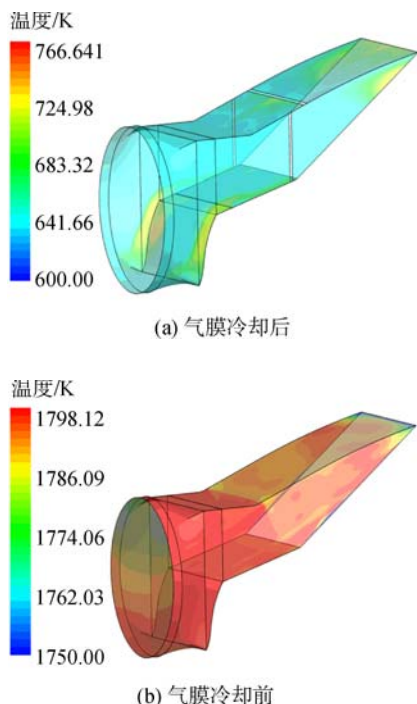


图7 $Ma_\infty=0$ 气膜冷却前后喷管壁面温度分布
Fig. 7 Temperature distribution of the nozzle wall before and after the film-cooling at $Ma_\infty=0$

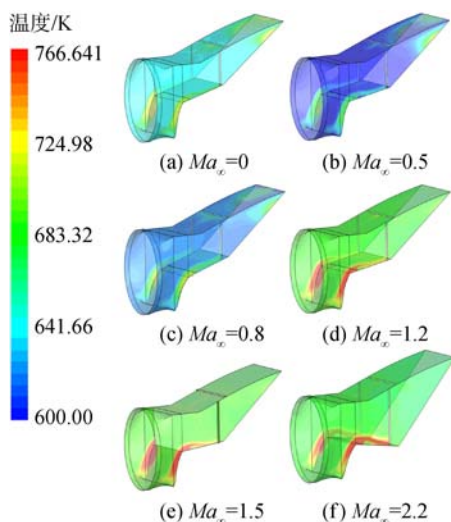


图8 不同飞行马赫数下气膜冷却后喷管壁面温度分布
(方式 A)

Fig. 8 Temperature distribution of the film-cooled nozzle wall at different flight Mach numbers (case A)

喷管壁面深色的区域为温度略超过 773 K 的高温区域. 采用方式 A 冷却时, 亚声速飞行时壁面的整体温度比超声速时的低, 其中 $Ma_\infty=0.8$ 时冷却效果最好. 高温区域多出现于第 2 个转轴附近的二元收缩段及扩张段的下壁和侧壁的角区、顶缝上游中心的部分壁面、上壁和侧壁的尾端角区.

以 $Ma_\infty=0$ 为例, 如图 9 所示是底缝所在位置横坐标分别为 $x=9D$ 和 $x=13D$ 时喷管横截面的湍流强度, 在下壁和侧壁的角区具有极高的湍流强度, 将带动冷却气与主流发生热交换, 从而降低气膜冷却的效果^[14]. 从流动方向上可以看出在下壁附近多数气体有向上的速度分量和主流混合, 少数气体向壁面流动, 并且壁面附近气体都有从两侧向中间汇聚的趋势, 因此下壁和侧壁的角区部分温度较高. 尾端角区壁面的高温区产生原因与此类似.

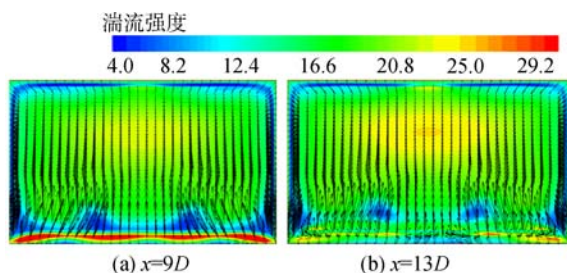
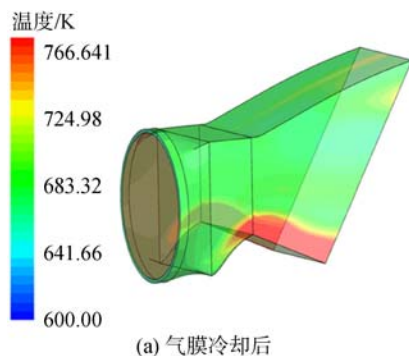


图9 $x=9D$ 和 $x=13D$ 时喷管横截面的湍流强度云图
(方式 A)

Fig. 9 Turbulence intensity contour on the nozzle sections $x=9D$ and $x=13D$ (case A)

当喷管采用方式 B 冷却时, 飞行马赫数 $Ma_\infty=2.5$ 时气膜冷却前后喷管壁面温度分布如图 10 所示. 可以看出, 喷管平均壁面温度由 1800 K 左右降低到 700 K 左右, 具有显著的热防护效果. 采用方式 B 时不同飞行马赫数下气膜冷却喷管壁面温度分布如图 11 所示, 其中深色高温区域温度超过 773.15 K, $Ma_\infty=2.5$ 及 $Ma_\infty=2.8$ 时二元收缩段与喷管扩张段尾部下侧中间壁面出现高温区域, 这是由于冷却气体在经过二元收缩段转轴时膨胀较快, 冷却气体中的大部分气流与主流掺混较为剧烈, 且掺混位置随冷却气体抛射进入主流后离壁面较远, 因此在上述位置出现高温.

如图 12, 以 $Ma_\infty=2.5$ 为例, 表示截面 $z=$



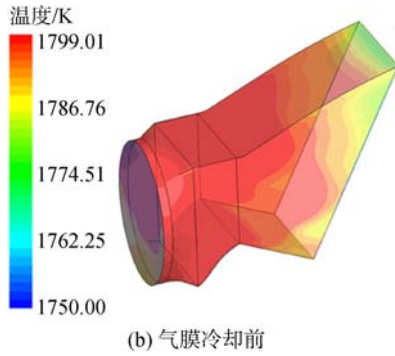


图 10 $Ma_{\infty}=2.5$ 气膜冷却前后喷管壁面温度分布 (方式 B)

Fig. 10 Temperature distribution of the nozzle wall before and after the film-cooling at $Ma_{\infty}=2.5$ (case B)

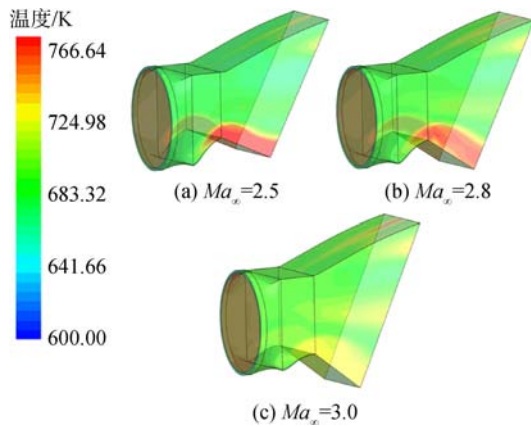


图 11 不同飞行马赫数下气膜冷却后喷管壁面温度分布 (方式 B)

Fig. 11 Temperature distribution of the film-cooled nozzle wall at different flight Mach numbers (case B)

173 mm (离开喷管侧壁 0.2 mm) 的温度云图和截面 $y=10D$ (靠近第 2 个转轴) 的湍流强度云图。靠近侧壁的气体湍流强度较大, 气体贴附壁面的能力变弱, 从而与主流质量交换加强, 热量传递加剧, 导致角区壁面温度升高。

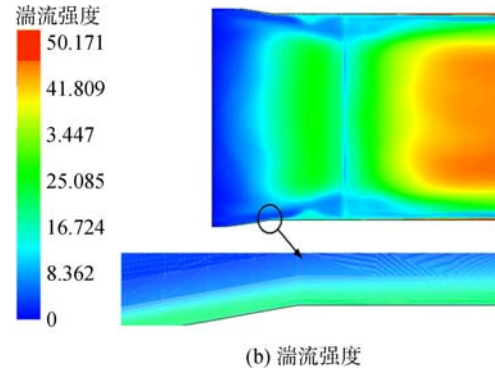
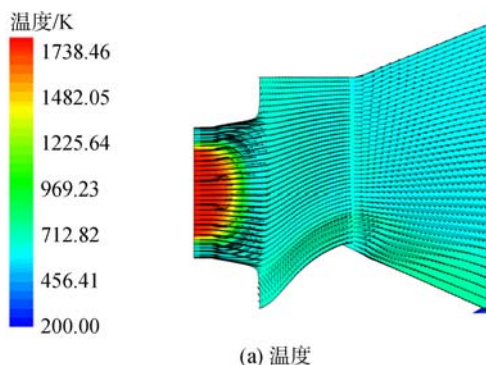


图 12 截面 $z=173$ mm 温度云图和截面 $y=10D$ 湍流强度云图

Fig. 12 Temperature contour on the section $z=173$ mm and the turbulence intensity contour on the section $y=10D$

3.3 缝槽下游气膜冷却绝热效率

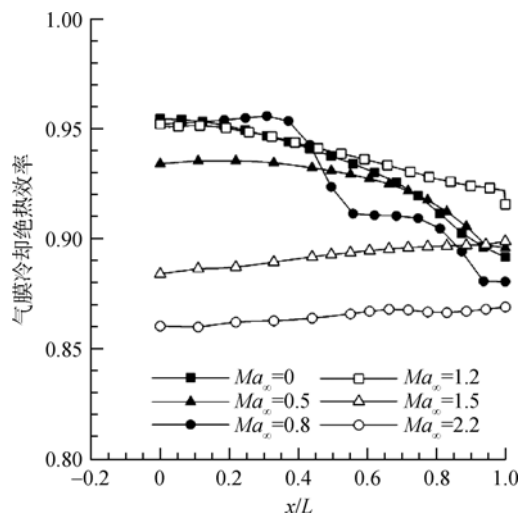
根据气膜冷却绝热效率的一般定义^[15], 拓展至喷管气膜冷却绝热效率, 定义如下:

$$\eta_p = (T_p - T_{aw}) / (T_p - T_c) \quad (2)$$

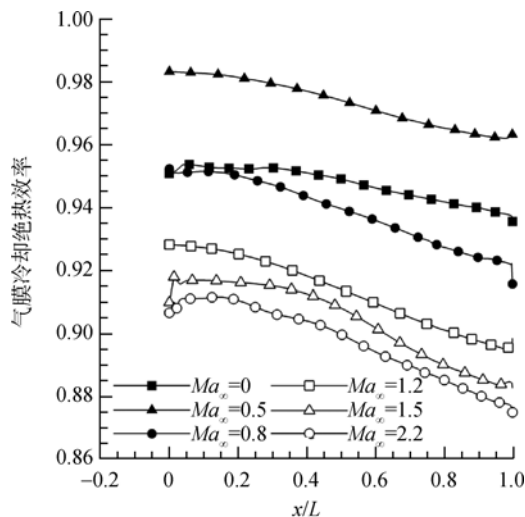
式中 η_p 为喷管气膜冷却绝热效率, T_p 为主流总温, T_c 为冷却流总温。

图 13 表示采用方式 A 时不同飞行马赫数上、下壁面中心线上的气膜冷却绝热效率随流向位置的变化规律, 其中 x 代表壁面点至缝槽末端的水平距离, L 代表壁面末端至缝槽末端的水平距离。可见顶缝和底缝下游壁面的冷却绝热效率均在 0.9 左右。 $Ma_{\infty} < 1.5$ 时上壁气膜冷却绝热效率随横坐标增加而呈下降趋势; $Ma_{\infty} \geq 1.5$ 时随横坐标增加而略增, 这种增加是由因壁面附近气体快速膨胀使得温度下降和主流和冷却流气体掺混的共同作用造成的, 其中温度下降起了主导作用。下壁气膜冷却绝热效率在低速飞行状态下较高, 其中 $Ma_{\infty} = 0.5$ 时冷却效果最好, 并随横坐标增加均呈下降趋势。尽管从上壁来看, $Ma_{\infty} = 1.2$ 时效果较优, 但从整体来看, 亚声速时冷却效果优于超声速。产生这种现象的原因是飞行马赫数较高时, 扩张段主流速度较高, 卷吸冷却气流的剪切力也较强, 使得顶缝或底缝的冷却气体容易向主流扩散和进行质量交换, 从而使得近壁气体温度升高。

图 14 表示采用方式 B 时, 上下壁面下游壁面中心线气膜冷却绝热效率沿流向的变化。其在环形缝槽下游随着飞行马赫数增加, 整体上减小, 但均保持在 0.9 以上。上壁面下游壁面绝热效率随着横坐标增大而一直下降, 下壁面则先增大而



(a) 上壁面



(b) 下壁面

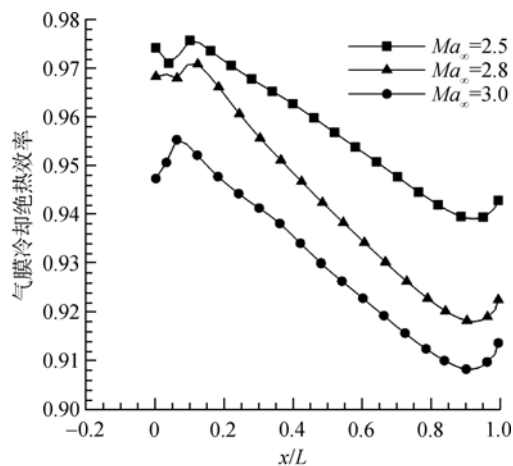
图 13 壁面中心线上气膜冷却绝热效率随流向的变化
(方式 A)

Fig. 13 Variation of the film-cooling adiabatic efficiencies along the downstream centerline of wall (case A)

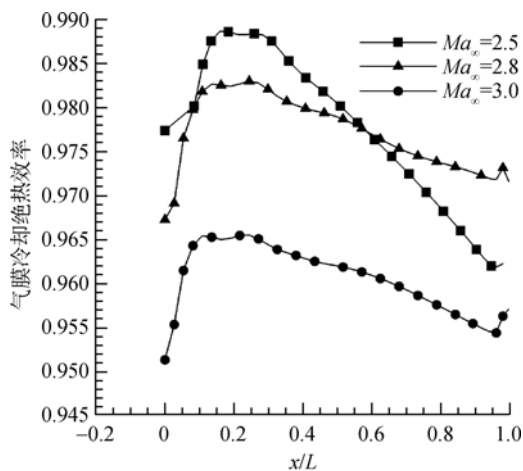
后下降. 还可看出, 由于气流经过第 2 转轴后, 靠近壁面的气体迅速膨胀, 冷却气体附近的主流静温也随之迅速下降. 冷却气体附壁能力增强, 在高速流动中与主流气体的质量交换增加, 使得气膜冷却绝热效率迅速增加. 随后由于冷却气体不断被卷入主流, 附壁能力逐渐下降而使其降低. 由于喷管在飞行马赫数较高的状态下, 出口气体处于略欠膨胀状态, 因此在出口位置发生较大程度的再膨胀, 使掺混后的气体温度下降明显, 表现为 3 条曲线的“翘尾”效应.

3.4 顶缝与底缝下游壁面沿程展向温度分布

图 15 为使用方式 A 冷却时不同飞行马赫数下顶缝下游不同 x 截面上壁温度随 z 坐标的变化,



(a) 上壁面



(b) 下壁面

图 14 壁面中心线上气膜冷却绝热效率随流向的变化
(方式 B)

Fig. 14 Variation of the film-cooling adiabatic efficiencies along the downstream centerline of walls (case B)

以此说明冷却方式 A 对壁面 z 方向上温度分布均匀性的影响. 图中 D_1 表示顶缝宽度, $D_1 = D$.

综合图 15, 对顶缝下游壁面: 在 $Ma_\infty \leq 0.8$ 时, 展向温度在中间明显高于两侧, 并且向下游温度分布均匀性逐渐下降, 印证了图 15 中靠近上壁中心位置的湍流强度较高这一现象. $Ma_\infty \geq 1.2$ 时, 温度沿流向基本呈一直下降趋势, 温度分布均匀性在最初发生改善后几乎不变.

图 16 表示使用方式 A 冷却时不同飞行马赫数时底缝下游不同 x 截面上壁温度随 z 坐标的变化, 图中 D_2 表示底缝宽度, $D_2 = 0.3D$.

综合图 16, $z = 0$ m 附近的温度在 $Ma_\infty = 0, 2.2$ 时, 随流向先下降而后升高; 在 $Ma_\infty = 0.5, 0.8, 1.5$ 时, 随流向一直升高; 在 $Ma_\infty = 1.2$ 时, 随流向最初不变, 至 $x/D_2 = 15$ 后, 开始升高. 两侧的温度在 $Ma_\infty = 1.2$ 时沿流向略有下降随后

上升,其他飞行马赫数下沿流向一直升高,并且沿流向温度分布均匀性变差,两侧温度明显高于中

间位置,映证了图 8 中角区附近湍流强度较高这一现象.

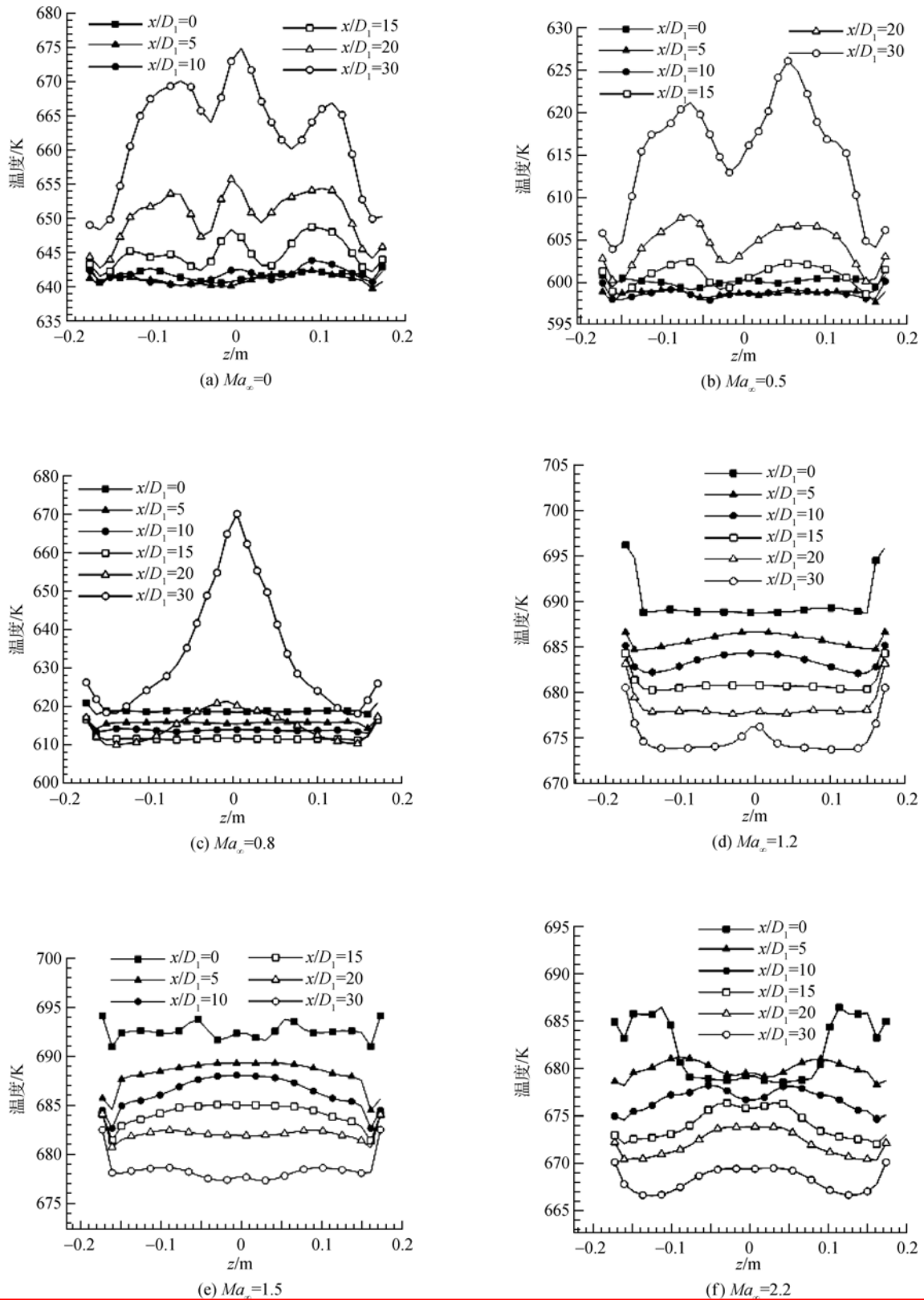
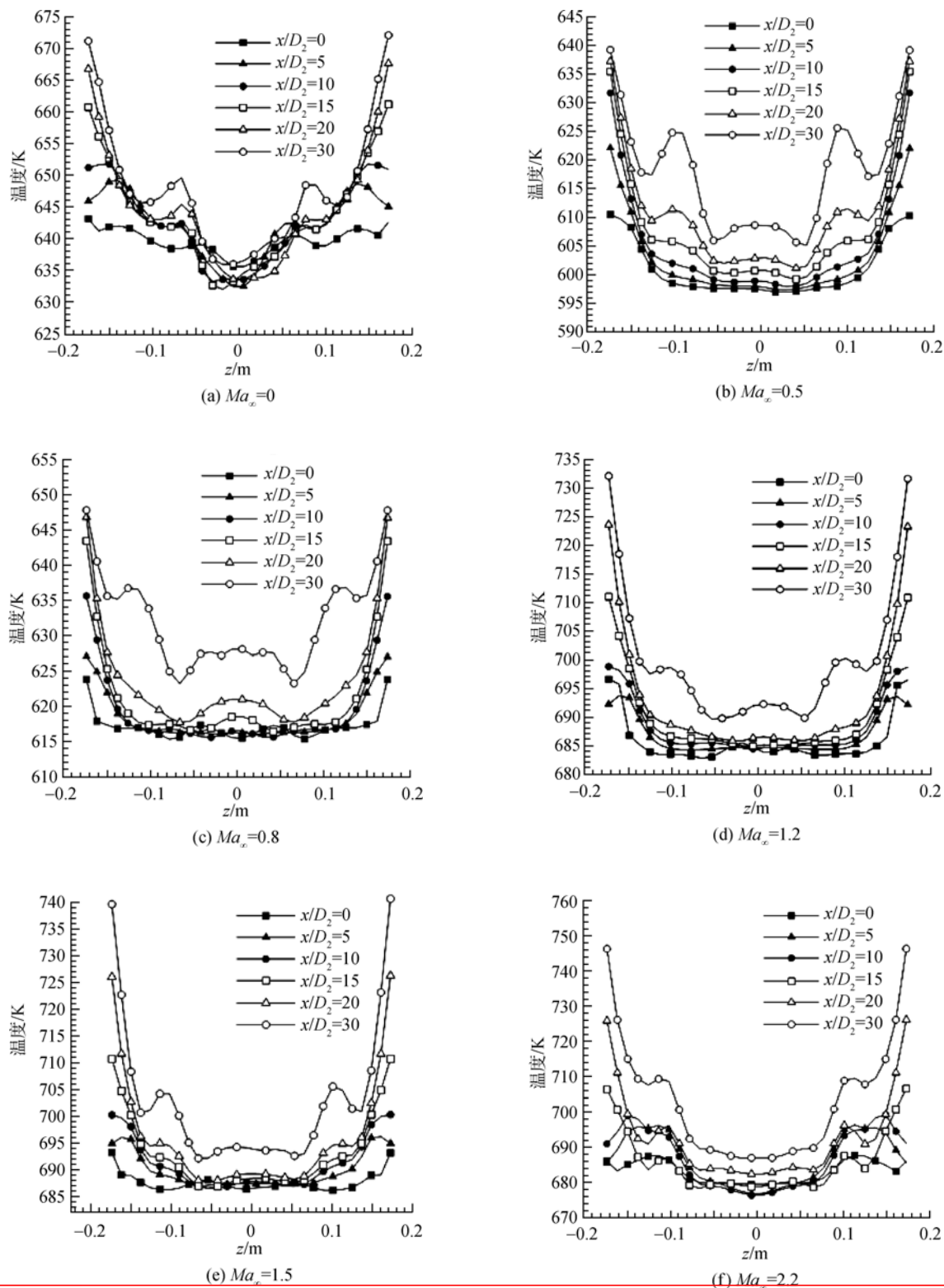


图 15 顶缝下游不同 x 截面上壁温度随 z 坐标的变化

Fig. 15 Variation of the upper wall temperature of the top slot at different downstream x sections with z coordinate

图16 底缝下游不同 x 截面上壁温度随 z 坐标的变化Fig. 16 Variation of the upper wall temperature of the bottom slot at different downstream x sections with z coordinate

4 结 论

针对某串联 TBCC 可调喷管提出一种气膜冷却构型方案,采用 CFD 方法研究了不同飞行马

赫数下的冷却效果.

1) 考察了不同缝槽注入冷却气体的影响,在顶缝和底缝的周围可能会产生回流涡,环形缝槽的冷却气体对流场状况影响较小,冷却气体在收

缩段能较好地贴附于壁面。

2) 采用方式 A 冷却时,高温区域通常出现在壁面交界的角区。采用方式 B 冷却时, $Ma_\infty = 2.5, 2.8$ 的高温区域出现在壁面交界角区及上壁末端。

3) 采用方式 A 对下游壁面冷却时,亚声速条件下冷却效果优于超声速条件。采用方式 B 时,下游壁面冷却绝热效率随着飞行马赫数增加,整体趋于减小,并均保持在 0.9 以上。

4) 对顶缝下游壁面,在 $Ma_\infty \leq 0.8$ 时,温度分布均匀性逐渐下降;在 $Ma_\infty \geq 1.2$ 时,温度分布均匀性在最初发生改善后几乎不变。对底缝下游壁面,沿流向温度分布均匀性变差。

参考文献:

- [1] 王小虎,易仕和,付佳,等. 带气膜冷却结构的高超声速平板不同前缘形状下表面传热特性研究[J]. 实验流体力学, 2015, 29(2): 19-25.
WANG Xiaohu, YI Shihe, FU Jia, et al. Study of surface heat transfer characteristics of hypersonic flat plate with film-cooling structure under different leading edge shape conditions[J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2015, 29(2): 19-25. (in Chinese)
- [2] 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, 29(2): 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, 29(2): 1-7. (in Chinese)
- [3] 张玲,王冲. 孔型对平板气膜冷却效率影响的数值模拟[J]. 热力发电, 2015, 44(4): 22-26.
ZHANG Ling, WANG Chong. Effect of hole patterns on cooling effect of flat air film; numerical simulation[J]. Thermal Power Generation, 2015, 44(4): 22-26. (in Chinese)
- [4] 沈菁菁. 燃气轮机透平叶片气膜冷却数值模拟[J]. 发电设备, 2015, 29(1): 11-23.
SHEN Jingjing. Numerical simulation on film cooling effect of gas turbine blades[J]. Power Equipment, 2015, 29(1): 11-23. (in Chinese)
- [5] HUA Qiu, CHA Xiong, CHUAN Yunyan, et al. Propulsive performance of ideal detonation turbine based combined cycle engine[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 2012, 134(8): 081201. 1-081201. 10.
- [6] Miyagi H, Kimura H, Kishi K. Combined cycle engine research in Japanese HYPR program[R]. AIAA 98-3278, 1998.
- [7] Aupoix B, Mignosi A, Viala S. Experimental and numerical study of supersonic film cooling[J]. AIAA Journal, 1998, 36(6): 916-92.
- [8] 张小英,王先炜. 比较研究多种气膜冷却模型的冷却效果[J]. 航空动力学报, 2002, 17(4): 475-479.
ZHANG Xiaoying, WANG Xianwei. Study on cooling effectiveness of various film-coolings[J]. Journal of Aerospace Power, 2002, 17(4): 475-479. (in Chinese)
- [9] 李兰,袁圣付,华卫红,等. 连续波 DF/HF 化学激光器气膜冷却式喷管流场分析[J]. 强激光与粒子束, 2010, 22(9): 1995-1998.
LI Lan, YUAN Shengfu, HUA Weihong, et al. Numerical analysis of nozzle flow field with gaseous film cooling in CW DF/HF chemical laser[J]. High Power Laser and Particle Beams, 2010, 22(9): 1995-1998. (in Chinese)
- [10] Lebedev V P, Lemanov V V, Terekhov V I. Film-cooling efficiency in a laval nozzle under conditions of high freestream turbulence[J]. Journal of Heat Transfer, 2006, 128(6): 571-579.
- [11] 郭婷婷,金建国,李少华,等. 不同出射角度对气膜冷却流场的影响[J]. 中国电机工程学报, 2006, 26(16): 117-121.
GUO Tingting, JIN Jianguo, LI Shaohua, et al. A numerical simulation in film cooling flows with different injection angles[J]. Proceedings of the CSEE, 2006, 26(16): 117-121. (in Chinese)
- [12] 车德勇,白小元,赵福明,等. 不同扇形角度气膜冷却的数值模拟[J]. 东北电力大学学报:自然科学版, 2007, 27(6): 29-32.
CHE Deyong, BAI Xiaoyuan, ZHAO Fuming, et al. Numerical simulation of film-cooling with different cone-shaped jet holes[J]. Journal of Northeast Dianli University: Natural Science Edition, 2007, 27(6): 29-32. (in Chinese)
- [13] 李志强,田涛. 缩扩孔对孔板气膜冷却效果的数值研究[J]. 航空动力学报, 2008, 23(10): 1759-1764.
LI Zhiqiang, TIAN Tao. Numerical studies of the effects of shaped holes on cooling effectiveness of flat plate film with conical shrink entrance and conical diffuser exit[J]. Journal of Aerospace Power, 2008, 23(10): 1759-1764. (in Chinese)
- [14] O'Connor J P, Haji-Sheikh A. Numerical study of film cooling in supersonic flow[J]. AIAA Journal, 1992, 30(10): 2426-2433.
- [15] 彭威,姜培学. 直通道和弯曲通道中超声速气膜冷却研究[J]. 航空动力学报, 2008, 23(3): 406-409.
PENG Wei, JIANG Peixue. Investigation of supersonic film cooling in flat and convex channels[J]. Journal of Aerospace Power, 2008, 23(3): 406-409. (in Chinese)
- [16] 陈懋章. 粘性流体动力学基础[M]. 北京: 高等教育出版社, 2002.

(编辑:陈越)