

文章编号:1000-8055(2011)12-2667-09

驻涡燃烧室发散冷却方案试验

张荣春¹, 樊未军¹, 宋双文², 邢 菲³, 孔祥雷¹

(1. 北京航空航天大学 能源与动力工程学院

航空发动机气动热力国家级重点实验室, 北京 100191;

2. 中国航空工业集团公司 中国航空动力机械研究所, 湖南 株洲 412002;

3. 浙江大学 航空航天学院, 杭州 310027)

摘 要: 设计了两种适用于驻涡燃烧室的发散冷却结构, 发散孔的倾角分别为 30° 和 150° , 并通过试验研究了两种冷却结构在不同位置处, 不同温比及吹风比条件下的冷却效果. 试验结果表明, 两种冷却结构均具有较高的绝热效率; 两种结构的绝热效率随主流温度或吹风比的变化规律相同; 凹腔前壁面的绝热效率最高, 后壁面的绝热效率最低; 在相同试验条件下, 倾角 150° 冷却结构的绝热效率高于倾角 30° 冷却结构的绝热效率; 随着冷却气量的减小, 两者之间的差距逐渐增大. 最后, 通过数值计算方法对试验结果进行了分析.

关 键 词: 驻涡燃烧室; 发散冷却; 主流温度; 吹风比; 绝热效率

中图分类号: V235.11

文献标志码: A

Experimental investigation on transpiration cooling of trapped vortex combustor

ZHANG Rong-chun¹, FAN Wei-jun¹, SONG Shuang-wen²,
XING Fei³, KONG Xiang-lei¹

(1. National Key Laboratory of Science and Technology on
Aero-Engine Aero-thermodynamics, School of Jet Propulsion,
Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China;

2. China Aviation Powerplant Research Institute,
Aviation Industry Corporation of China, Zhuzhou Hunan 412002, China;

3. School of Aeronautics and Astronautics,
Zhejiang University, Hangzhou 310027, China)

Abstract: Two kinds of transpiration cooling schemes of trapped vortex combustor were designed, and two angles of transpiration cooling holes were 30° and 150° . The cooling efficiency test was conducted to study the performance of cooling in different locations, different temperature ratios and blowing ratios. The experimental results show that two cooling structures have high cooling efficiency; and the cooling efficiency variation with mainstream temperature or blowing ratio is similar to each other. For the wall of cavity, the cooling efficiency of fore-wall is the highest and the cooling efficiency of after-wall is the lowest. Under the same experimental conditions, the cooling efficiency of the structure at angle 150° is higher than that of the structure at angle 30° . At the same time, with the decline of cooling gas rate, the difference between them will increase. Finally, the test results were analyzed by numerical methods.

收稿日期:2010-12-21; 修订日期:2011-07-19

作者简介:张荣春(1983-),男,云南宣威人,博士生,主要从事低污染燃烧室结构设计及性能研究.

Key words: trapped vortex combustor; transpiration cooling;
mainstream temperature; blowing ratio; cooling efficiency

1995年, Hsu提出了一种以凹腔结构为主的新型燃烧室, 这种新的燃烧室通过在凹腔中产生旋涡来稳定火焰, 因此称为驻涡燃烧室(TVC)^[1]. 驻涡燃烧室的结构如图1所示, 其主要由两部分组成, 即预燃区和主燃区. 预燃区为凹腔内区域, 主要用来稳定火焰, 主燃区用来提供动力. 预燃区由凹腔提供稳定火焰所必需的回流区, 燃料与空气以一定的方式注入凹腔内, 可起到加强涡强度的作用^[2]. 由于凹腔内流场与主流区域的流场相对独立, 所以当主流空气流速很高, 凹腔内也可以形成稳定的火焰. 驻涡燃烧室作为新型燃气轮机燃烧室, 有较宽的稳定燃烧边界, 较高的燃烧效率, 同时还有结构简单紧凑、低成本和低污染排放的特点^[1-4].

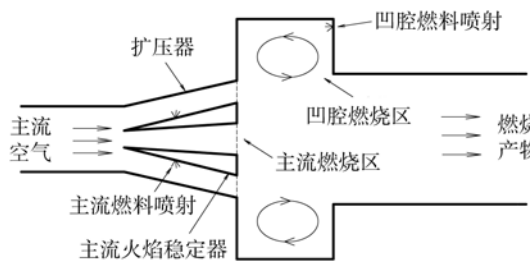


图1 驻涡燃烧室结构示意图^[2]

Fig. 1 Structural diagram of trapped vortex combustor^[2]

由于驻涡燃烧室的结构特点, 凹腔燃烧区与凹腔壁面的距离过近, 驻涡燃烧室凹腔壁温过高的问题一直存在^[5-7], 有必要对驻涡燃烧室的冷却结构进行研究.

在常规燃烧室上, 发散冷却是应用较为广泛的一种气膜冷却方式, 发散冷却的多孔壁面冷却结构从热传递机理和基础研究证明其是一种有效的冷却方案. 其特点是在壁面上打出大量小孔, 同时为了增加散热内表面, 孔一般有 $15^{\circ} \sim 30^{\circ}$ 的倾斜. 由于孔径小, 射流穿透深度浅, 且小孔密集, 进入内壁的空气能迅速形成贴壁的一层薄膜. 它虽不能有效地阻挡辐射放热, 却能大大减少燃气对壁面的对流换热^[8-10]. 本文将对采用发散冷却结构的驻涡燃烧室凹腔结构进行绝热效率试验研究.

1 试验件及试验系统

1.1 试验件

试验件为矩形结构, 试验段的结构示意图如

图2所示, 试验段壳体内可安装不同的凹腔结构, 在试验段的侧面开有观察窗, 装有可透红外的锗单晶, 通过红外热像仪可采集凹腔试验件的壁温.

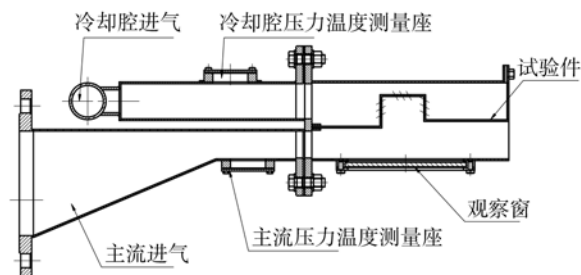


图2 试验段结构示意图

Fig. 2 Structural diagram of test section

凹腔试验件的内侧为高温的主流气体, 高温气流的温度最高可以达到1000 K. 凹腔试验件的外侧为低温气流, 外侧通道的后端是封闭的, 由此产生较高的外腔压力, 使得低温气流由凹腔上的冷却小孔流入凹腔内侧, 从而对壁面进行冷却.

不同的冷却开孔会形成不同的气膜结构, 本文将主要研究两种发散冷却结构的冷却效果. 凹腔试验件的宽为150 mm, 长为225 mm, 前壁面、底面、后壁面的宽度分别为36.0, 48.0, 28.5 mm, 其侧视图如图3和图4所示. 试验件表面涂有黑漆, 热辐射系数较大, 可有效降低辐射换热带来的影响, 试验件采用低导热系数的材料制成, 可有效降低导热带来的影响, 通过红外测量得到的壁温可以作为绝热壁温.

为保证凹腔内能形成稳定的驻涡, 发散孔的孔倾角应该与凹腔内涡的流向保持一致, 参考相关文献, 选择较优的冷却孔布置方式、孔倾角以及孔间距^[11-13]. 最终设计的两个试验件的前壁面、上壁面、后壁面结构尺寸都相同, 开孔数量和开孔面积也相同, 但是开孔角度存在差别, 两组试验件的倾角(α)分别为 30° 和 150° , 从而使得在凹腔内形成的驻涡的旋向相反. 具体参数如表1所示.

1.2 试验系统

整个冷却试验的系统图如图5所示(图中: 1冷却气路调节阀; 2冷却气路浮子流量计; 3冷却气路总压、温度测量靶; 4冷却气路静压测量管; 5红外热像仪; 6出口温度测量靶; 7凹腔试验件; 8主流静压管; 9主流总压、温度测量靶; 10稳定段;

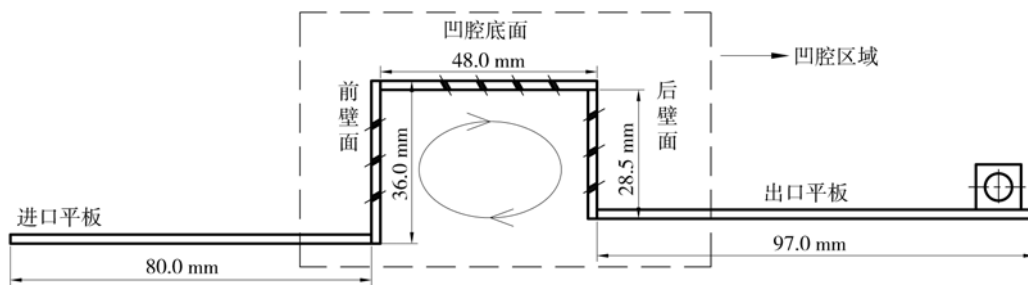
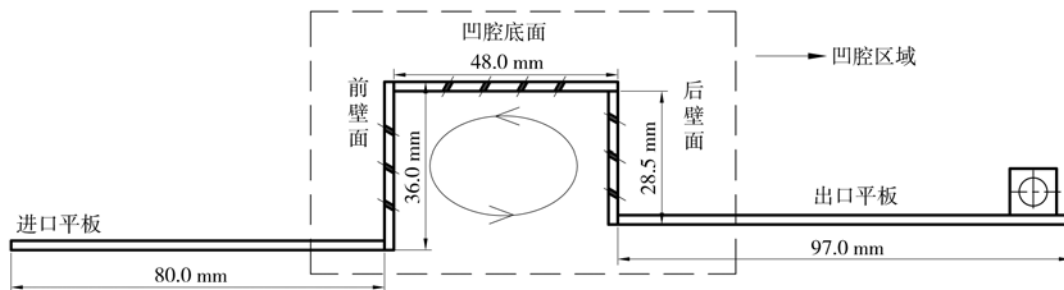
图 3 发散冷却试验件侧视图($\alpha=30^\circ$ 冷却孔)Fig. 3 Side view of transpiration cooling test piece (cooling hole $\alpha=30^\circ$)图 4 发散冷却试验件侧视图($\alpha=150^\circ$ 冷却孔)Fig. 4 Side view of transpiration cooling test piece (cooling hole $\alpha=150^\circ$)

表 1 发散孔结构参数

Table 1 Structure parameters of the cooling hole

孔径 D/mm	孔间距与孔径之比	孔排距与孔径之比	孔排列方式	开孔总面积/ mm^2	倾角 $\alpha/(\circ)$	排布方式
1	4	8	叉排	268	30	长菱形
1	4	8	叉排	268	150	长菱形

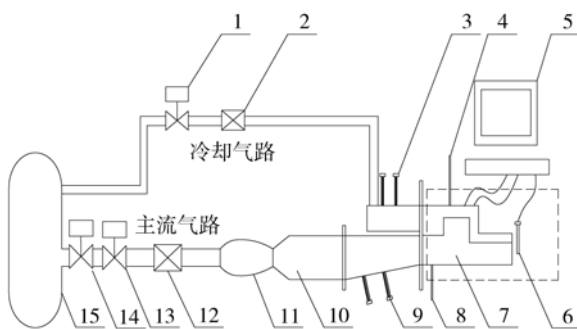


图 5 冷却试验系统图

Fig. 5 Schematic diagram of cooling experimental system

11 火焰筒加热器;12 孔板流量计;13 主路闸阀;14 电动调压阀;15 气源), 气流分主流气流与冷却气流两部分进入试验段. 主流气路为高温气流, 先要经过火焰筒加热器进行加热, 然后进入试验段加

热试验件. 主流气路的流量调节是通过闸阀与电动调压阀来实现的, 主流装有孔板流量计, 可进行流量的实时测量. 主流在进入凹腔试验件之前用总压、温度测量耙进行压力温度测量, 并通过静压管进行主流静压测量. 冷却气路调节是通过电磁阀与手动调节阀来控制的, 通过浮子流量计来进行流量测量, 通过总压、温度测量耙进行冷却气路压力温度的测量, 并通过静压管进行冷却腔静压测量. 凹腔壁面温度的测量是通过红外热像仪进行非接触式测量的.

主流温度以及冷却气温度均采用镍铬-镍硅 K 型热电偶测量得到, 试验时在主流通道和冷却气通道各布置有两个热电偶测量耙, 每个测温耙上均匀分布有 5 个测点, 试验时, 每个测点的信号都经过采集板转换为电脑上的数显信号, 从测量结果看出两个通道内的空气温度分布都很均匀, 表明主流通

道入口处的稳定段起到了很好的稳定效果。

在试验件出口布置有一个5点测温耙,结构与主流通道和冷却通道所采用的测温耙相同。在试验过程中,每次状态调节完成后,等待一段时间,待出口温度平均值与主流入口温度平均值差距小于 3°C 时,认为系统达到稳定,开始采集数据。由于凹腔内形成驻涡,对主流有卷吸作用,系统稳定后,凹腔区的温度与主流进口温度基本相同,此时,用前方主流温度代替每个孔所在位置处的主流温度对绝热效率计算的影响较小。

1.3 参数定义^[13-14]

1.3.1 吹风比的定义

冷却气流与主气流的吹风比定义为

$$M = \frac{\rho_2 u_2}{\rho_{\infty} u_{\infty}} = \frac{m_2 / A_2}{m_{\infty} / A_{\infty}} \quad (1)$$

式中 ρ 为密度, u 为流向速度, m 为质量流量, A 为通道横截面积, ∞ 与2分别表示主流和冷却流参数。

1.3.2 绝热效率的定义

绝热壁温 T_{aw} 不仅是几何形状、主流及二次流流场的函数,而且还是两股气流温度的函数。为了消除对温度的依赖性而只是表征这种掺混程度,定义绝热效率

$$\eta = (T_g - T_{aw}) / (T_g - T_j) \quad (2)$$

表2 试验状态参数

Table 2 Parameters of test state

试验状态	冷却气温度/K	主流温度/K	温比(冷却气温度/主流温度) P	吹风比 M
1组	293	560	0.52	2, 1.8, 1.6, 1.5, 1.2, 0.8, 0.6
2组	293	627	0.47	1.8, 1.6, 1.5, 1.2, 0.8, 0.6
3组	293	663	0.44	1.8, 1.6, 1.5, 1.2, 0.8, 0.6

2.1 倾角 150° 发散冷却试验结果分析

由于多排孔阵的侧向对称性,研究两行孔间区域 η 的分布即可反映整个孔阵上的规律,所以本文的侧向 Z 坐标测量范围只涉及两行孔间区域,其中坐标表示的方向如图6所示。多排孔阵 η 的分布规律不同于单孔或单排孔,各排各行孔射流叠加而使多排孔阵 η 的分布呈现出整体特性。因此,研究排列方式对多排孔阵 η 的影响只有针对孔阵前几排孔后的下游区域才有意义。

2.1.1 底板面绝热效率在 X 方向上的分布

由于发散冷却孔的三个面均采用相同的发散

式中 T_g 是主气流的恢复温度, T_{aw} 是有气膜冷却情况下沿气膜下游壁面 X 处绝热壁面上的恢复温度,也正好是绝热壁面本身的实测温度, T_{aw} 随 X 而变, T_{aw} 的值由红外热像仪测量得到, T_j 是冷却气膜出口温度。

1.4 红外热像仪的修正

由于红外热像仪会受到所测物体表面发射率、试验板周围的高温壁面等因素影响,需要对红外热像仪所测到的结果进行标定。在正式试验之前,在与试验条件相近的环境条件下,利用K型热电偶对红外热像仪进行标定,其具体方法是:在气流温度达到稳定后,使用红外热像仪和热电偶同时对同一点进行测温,然后改变气流温度进行多次测量,最后使用最小二乘法对红外热像仪所测温度 T_i 和K型热电偶所测的温度 T_t 进行拟合,得到两者之间的关系式

$$T_t = -10 + 2T_i - 0.00324T_i^2 \quad (3)$$

2 冷却试验结果及分析

如果对于平板,倾角 30° 的冷却效果要优于倾角 150° 的,但是具体到凹腔结构,由于凹腔内旋涡的影响,哪种倾角的冷却方式较好就需要进行新的研究。本文主要分析两种冷却结构的冷却特点,并比较两种冷却结构的冷却效果,文中用到的3组试验状态的具体参数如表2所示。

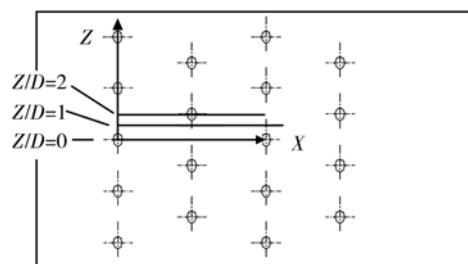


图6 凹腔底板坐标示意图

Fig. 6 Schematic diagram of the coordinate on upper-wall of cavity

孔冷却方式,并且三个面的受热环境较为接近,因此,三个面的绝热效率分布规律应该是相同的,分析时先取凹腔底板面进行冷却规律分析,然后再横向比较凹腔前壁面、底板面、后壁面三个面的冷却规律。

在 $P=0.52$ 条件下,吹风比 M 分别为 1.8, 1.5, 1.2 时,得到图 7~图 9 的绝热效率分布图。从图中可以看出发散孔(叉排分布)的冷却规律:绝热效率都比较高,且分布比较均匀。在 $Z/D=0, 2$ 的行上,在沿着 X 方向上碰到第一排冷却孔,在其影响下,壁面绝热效率较高,达到 0.81 以上,但是随后随着在 X 方向上的前进不断减小,气膜

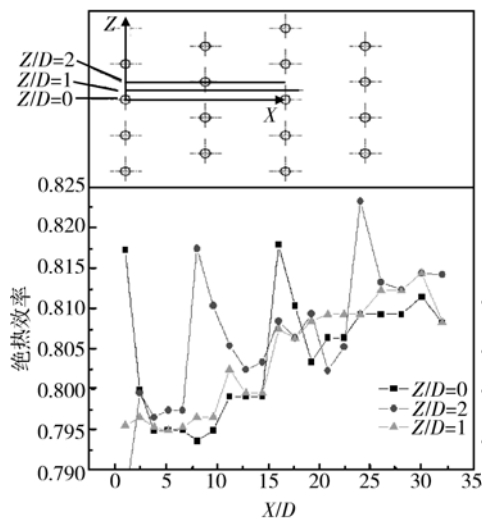


图 7 绝热效率分布图($M=1.8, \alpha=150^\circ$)

Fig. 7 Distribution of adiabatic efficiency
($M=1.8, \alpha=150^\circ$)

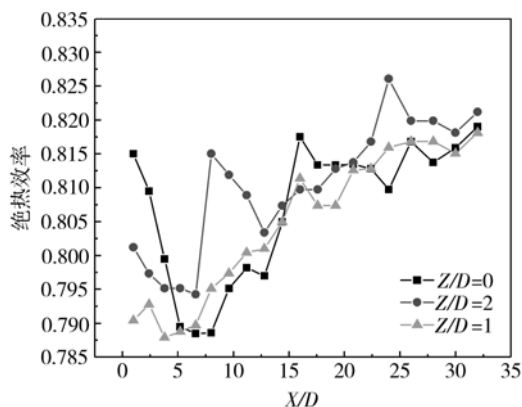


图 8 绝热效率分布图($M=1.5, \alpha=150^\circ$)

Fig. 8 Distribution of adiabatic efficiency
($M=1.5, \alpha=150^\circ$)

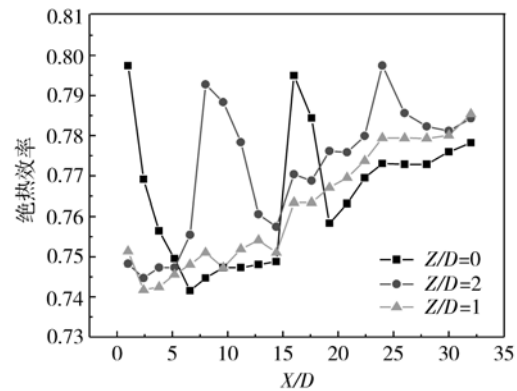


图 9 绝热效率分布图($M=1.2, \alpha=150^\circ$)

Fig. 9 Distribution of adiabatic efficiency
($M=1.2, \alpha=150^\circ$)

冷却作用在主流的作用下不断减小,直到碰到下一排冷却孔,重复同样的规律。前一排孔的冷却气流会对下一排冷却孔起到一定的影响作用,所以发散壁的后几排的绝热效率相比前几排要高。 $Z/D=1$ 行上,由于没有经过发散孔的直接作用,所以没有出现绝热效率突然增大的情况,而是总体变化较为平缓,但是随着 X/D 方向的增加,绝热效率也会有所增加,这是前排冷却孔对后排的影响导致的。

2.1.2 不同吹风比下底板面绝热效率分布

在 $P=0.52$ 条件下,吹风比 M 分别为 1.8, 1.6, 1.2, 0.8, 0.6 时, $Z/D=1$ 这一行的绝热效率分布如图 10 所示。

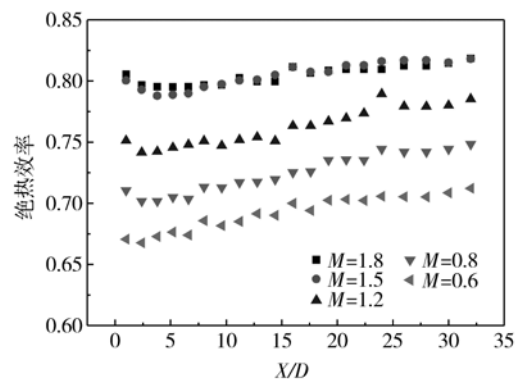


图 10 吹风比对绝热效率分布的影响

($P=0.52, \alpha=150^\circ$)

Fig. 10 Influence of blowing ratio on the distribution of adiabatic efficiency
($P=0.52, \alpha=150^\circ$)

当吹风比增加时,绝热效率随之增加,但是当吹风比大于 1.5 时,绝热效率不再增加。此时,再

增加冷却气量,绝热效率不会增加。

2.1.3 不同温比 P 下底板面绝热效率分布

图 11 所示为吹风比都为 $M=1.6$ 时,不同温比下底板面绝热效率的分布图。可以看出, $P=0.52$ 时的绝热效率最高, $P=0.44$ 时的绝热效率最低。出现这种情况的原因可能有如下两个:首先,这可能与凹腔驻涡对主流的卷吸作用有关,当 $P=0.44$ 时,主流温度比其他两个状态高,当主流流过凹腔下方时,会有更多的主流热气被卷入凹腔内形成旋涡,这时,由于主流对壁面的冲刷作用,导致射流孔进入的冷气较难形成有效的气膜保护,从而表现出比较差的壁面绝热效率。其次,还可能与主流温度有关,在 $P=0.44$ 的状态下,主流加热器的供油量最大,主流高温燃气的温度最高,较高的主流温度使得凹腔进口平板处的壁面升温较快,凹腔进口平板处没有设置冷却孔。由于用于冷却的二次流冷却气在进入凹腔外侧之前,也要与进口平板接触,在 $P=0.44$ 的状态下,较高的主流温度可能使得冷却气在进口处温度略有升高,从而使得冷却气的冷却潜力有所下降,表现出较低的绝热效率。

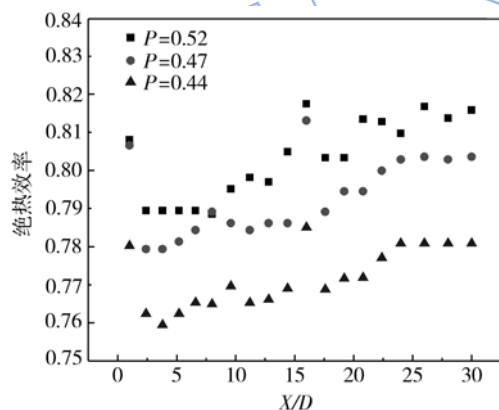


图 11 温比对绝热效率分布的影响
($M=1.6, \alpha=150^\circ$)

Fig. 11 Influence of temperature ratio on the distribution of adiabatic efficiency
($M=1.6, \alpha=150^\circ$)

2.2 试验件倾角 30° 发散冷却试验结果分析

2.2.1 底板面绝热效率在 X 方向上的分布

与倾角 150° 试验件的情况类似,倾角 30° 试验件三个面的绝热效率分布规律也应该是相同的,此节也取凹腔底板面作冷却规律分析,后文中再横向比较凹腔前壁面、底板面、后壁面三个面的

冷却规律。

如图 12~图 14 所示,倾角 30° 试验件冷却效

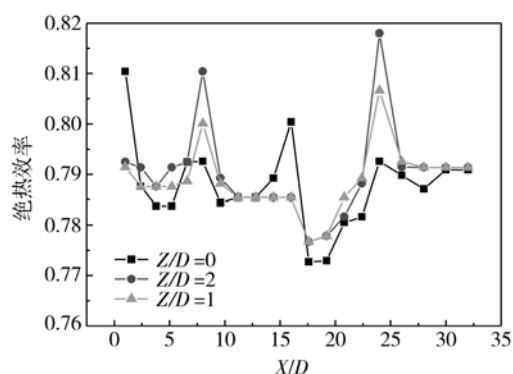


图 12 绝热效率分布图 ($M=1.8, \alpha=30^\circ$)
Fig. 12 Distribution of adiabatic efficiency
($M=1.8, \alpha=30^\circ$)

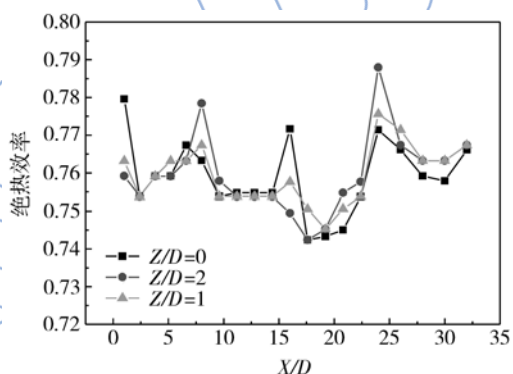


图 13 绝热效率分布图 ($M=1.6, \alpha=30^\circ$)
Fig. 13 Distribution of adiabatic efficiency
($M=1.6, \alpha=30^\circ$)

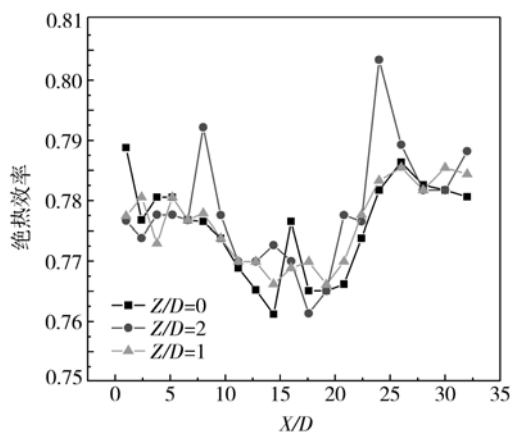


图 14 绝热效率分布图 ($M=1.2, \alpha=30^\circ$)
Fig. 14 Distribution of adiabatic efficiency
($M=1.2, \alpha=30^\circ$)

率的分布规律呈现多排效应,与倾角 150° 试验件的结果一致.即在射流孔区域绝热效率较高,然后迅速衰减,冷气流量越大,射流深度越大,靠近射流孔的下游区域绝热效率反而减小.

从图中还可以看出,倾角 30° 发散孔的后几排没有呈现比前几排高的绝热效率,这是由于凹腔的结构影响.由于凹腔内形成驻涡,驻涡的旋转方向与主流的流向相反,如果发散孔以倾角 30° 方向流入,此时的射流会逆向于冷气射流方向,这样的话会影响到冷却气膜的形成.甚至影响到射流进气压差,使得进气量偏少,绝热效率有所降低.从图中可以看出,在 $X/D=16$,也就是第三排进气孔的位置,绝热效率有明显的降低,说明此时冷却气体已经不容易进入凹腔.而此后绝热效率会有所升高,这主要是因为凹腔后板面进气的影响所导致的.从后板的进口气膜可能会有部分冲击到凹腔底板面,引起凹腔底板面的末尾处出现较高的绝热效率.

2.2.2 不同吹风比下底板面绝热效率分布

在 $P=0.52$ 条件下,吹风比分别为 $M=2.0$, $1.8, 1.6, 1.2$ 时得到的规律如图 15 所示.

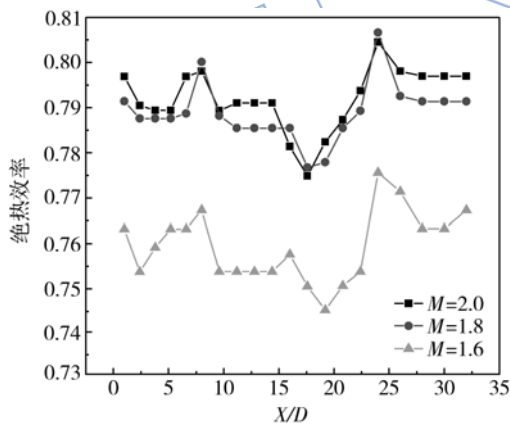


图 15 吹风比对绝热效率分布的影响
($P=0.52$, $\alpha=30^\circ$)

Fig. 15 Influence of blowing ratio on the distribution of adiabatic efficiency
($P=0.52$, $\alpha=30^\circ$)

当吹风比增加时,绝热效率随之增加,但是当吹风比大于 1.8 时,绝热效率不再增加.此时,再增加冷却气量,绝热效率不会增加.

2.2.3 不同温比下底板面绝热效率分布

吹风比为 1.6 时, $Z/D=1$ 这一行的绝热效率在三种不同温比下的分布如图 16 所示.从图中

可以看出, $P=0.52$ 时,绝热效率最高, $P=0.44$ 时,绝热效率最低,这个规律与倾角 150° 试验件的结果一致,原因也是一样的.

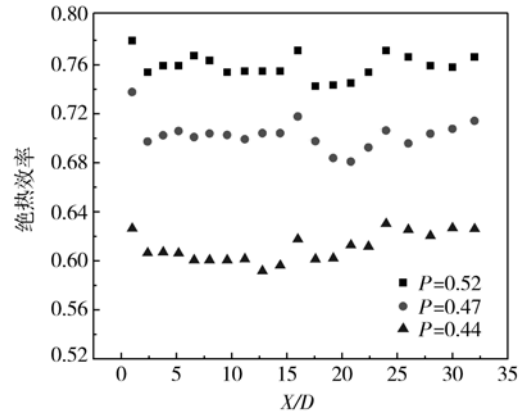


图 16 温比对绝热效率分布的影响
($M=1.6$, $\alpha=30^\circ$)

Fig. 16 Influence of temperature ratio on the distribution of adiabatic efficiency
($M=1.6$, $\alpha=30^\circ$)

2.2 凹腔前、底、后壁面的绝热效率分布

图 17 所示为倾角 150° 试验件,在同一个试验状态下 ($P=0.52$, $M=1.6$),凹腔三个壁面的绝热效率的分布情况.从图中可以看出,同等距离条件下,凹腔前壁面的绝热效率最高,后壁面的绝热效率最低.出现这种情况的原因是:由于凹腔的特殊结构,凹腔前壁面是与凹腔进口气流的流向垂直的方向,故射流孔的进气压差为进气的总

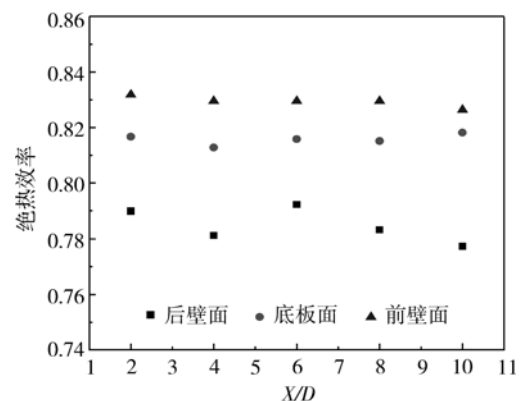


图 17 凹腔绝热效率
($P=0.52$, $M=1.6$, $\alpha=150^\circ$)

Fig. 17 Adiabatic efficiency of the cavity
($P=0.52$, $M=1.6$, $\alpha=150^\circ$)

压,冷却气的进气流量相对较大,因此绝热效率相对其他两块面板应该较大.后壁面处由于受到主流的冲击,相对于其他两块面板,射流进入的冷却气量相对偏小,从而表现出最低的绝热效率.在其他试验状态下所得到的规律均与此一致,对于倾角 30° 试验件,在各状态下得到的规律也与此一致,文中不再一一列出.

2.3 两种结构底板面绝热效率的比较

对两种结构底板面绝热效率进行比较,为了方便进行比较,比较的位置取在 $Z/D=1$ 处,即取在两孔之间的 Z 向位置,然后在 X 方向上沿流向方向取随机的 15 个点,得到两种冷却结构的绝热效率分布.取三个吹风比条件下的结果进行比较,从图 18 中可以看出,倾角 150° 的试验件可以达到较高的绝热效率,在相同温比和吹风比条件下,倾角 150° 的试验件绝热效率均高于倾角 30° 的试验件,并且随着吹风比的减小,两种结构之间的绝热效率差距逐渐增大.

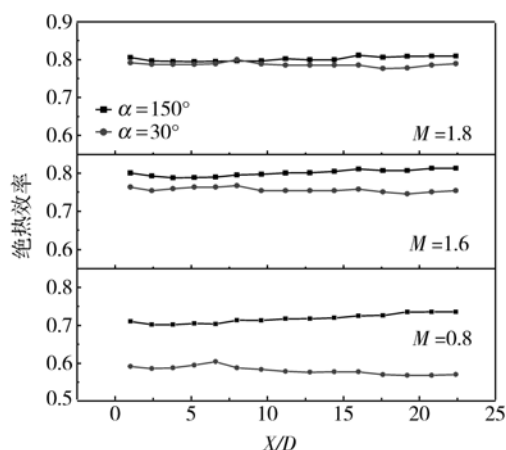


图 18 冷却结构对绝热效率分布的影响

($P=0.52$)

Fig. 18 Influence of cooling structure on the distribution of adiabatic efficiency

($P=0.52$)

3 数值研究

为对试验结果进行更好的分析,下面将采用数值计算方法对两种冷却结构进行研究.研究采用计算流体动力学(CFD)商业软件进行,对两种结构的三维流场进行研究,计算域的结构及边界条件的设置如图 19 所示,采用非结构化网格,图 20 和图 21 分别是流体区域和固体区域网格的局部图.选择的是标准 $k-\epsilon$ 模型,正式计算前进行了

网格无关性检查.

图 22 为倾角 150° 结构在吹风比为 $M=1.6$

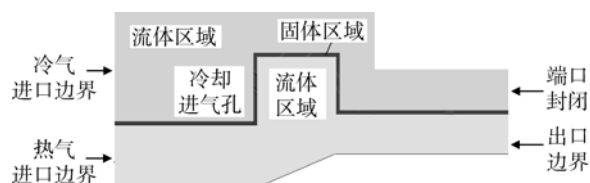


图 19 试验件边界设置示意图

Fig. 19 Schematic diagram of the boundary setting of test pieces

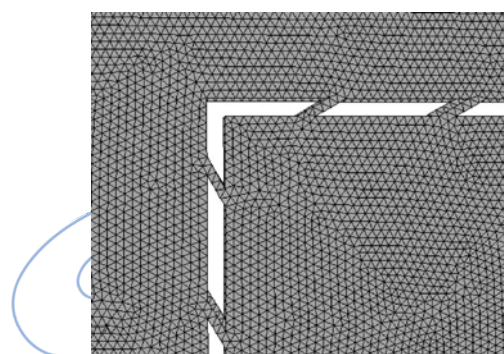


图 20 流体区域网格局部图

Fig. 20 Grid of fluid region in part

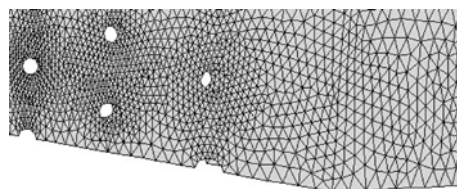


图 21 固体区域网格局部图

Fig. 21 Grid of solid region in part

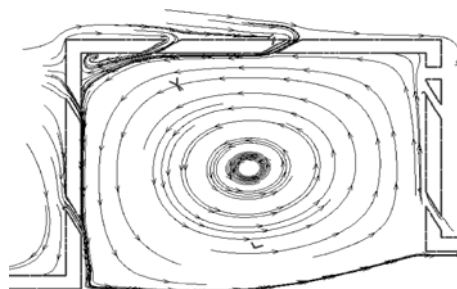


图 22 流线图($M=1.6$, $\alpha=150^\circ$)

Fig. 22 Streamline diagram ($M=1.6$, $\alpha=150^\circ$)

时的凹腔内部流线图,从图中可以明显看出主流热气在进入凹腔之后所形成的旋涡回流区. 发散孔在冲入流场内部后所形成的贴壁气膜,也可以看出两排孔之间气膜的叠加情况,这说明,采用此种冷却的冷却方法是可以形成贴壁气膜的.

图 23 为倾角 30° 发散冷却在吹风比为 $M=1.6$ 时的流线图. 从图中可以看出明显的主流回流旋涡,还可以看出冷却贴壁气膜的形成情况,从流线图来看,倾角 30° 结构没有倾角 150° 结构形成的气膜好,这与试验结果的吻合较好.

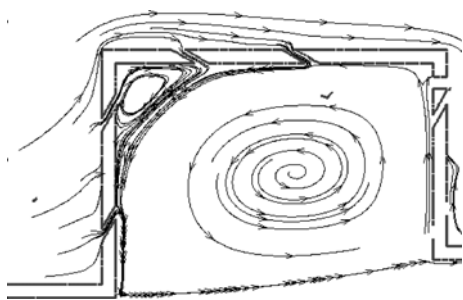


图 23 流线图 ($M=1.6$, $\alpha=30^\circ$)

Fig. 23 Streamline diagram ($M=1.6$, $\alpha=30^\circ$)

4 结 论

1) 对于凹腔三个壁面,在各个试验状态下,两个试验件都是凹腔前壁面的绝热效率最高,后壁面的绝热效率最低.

2) 两个试验件的各个壁面在 Z 方向或 X 方向上的绝热效率分布规律相同.

3) 温比对两个试验件绝热效率的影响规律相同:相同吹风比条件下,温比越高,绝热效率越高.

4) 两个试验件均具有较高的绝热效率.

5) 在相同冷却气量条件下,倾角 150° 试验件的绝热效率高于倾角 30° 试验件的绝热效率.

6) 当冷却气量较小时,两种结构之间的绝热效率差距较大,随着冷却气量的增大,两者之间的差距逐渐减小.

7) 数值模拟的结果与冷却试验的结果相吻合.

参考文献:

- [1] Hsu K Y, Goss L P, Trump D D. Performance of a trapped-vortex combustor[R]. AIAA 95-0810, 1995.
- [2] Roquemore W M, Shouse D T, Burrus D R, et al. Trapped vortex combustor concept for gas turbine engines [R]. AIAA 2001-0483, 2001.
- [3] Straub D L, Casleton K H, Lewis R E, et al. Assessment of rich-burn, quick-mix, lean-burn trapped vortex combustor for stationary gas turbines[J]. ASME J. Eng. Gas Turbines Power, 2005, 127(1): 36-41.
- [4] Brankovic A, Ryder R. Emissions prediction and measurement for liquid fueled TVC combustor with and without water injection[R]. AIAA 2005-0215, 2005.
- [5] Mehta J M, Shouse D, Cox B, et al. Innovative SiC-SiC ceramic liner for the trapped vortex combustor concept[R]. AIAA 2004-689, 2004.
- [6] Mancilla P C, Charka P, Acharya S, et al. Performance of a trapped vortex spray combustor [R]. ASME 2001-GT-0058, 2001.
- [7] 张荣春, 樊未军, 邢菲. 涡轮级间单涡燃烧室壁温研究[J]. 航空动力学报, 2010, 25(7): 1512-1517.
ZHANG Rongchun, FAN Weijun, XING Fei. Study of wall temperature on the interstage turbine single vortex combustor[J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(7): 1512-1517. (in Chinese)
- [8] 林宇震. 燃烧室多斜孔壁气膜冷却研究[D]. 北京: 北京航空航天大学, 1997.
LIN Yuzhen. An investigation of the inclined multihole wall film cooling combustion chamber[D]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 1997. (in Chinese)
- [9] 谢浩. 冲击-发散复合冷却流动与传热特性的数值研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2005.
XIE Hao. Numerical study on flow and heat transfer characteristics of impingement/effusion cooling mode[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2005. (in Chinese)
- [10] Champion J L, Deshaies B. Experimental investigation of the wall flow and cooling of combustion chamber walls [R]. AIAA 95-2498, 1995.
- [11] 胡娅萍, 吉洪湖. 孔阵排列疏密度对致密多孔壁冷却效果的影响[J]. 推进技术, 2005, 26(1): 28-33.
HU Yaping, JI Honghu. Effect of porosity of holes array on cooling effectiveness of effusion cooling[J]. Journal of Propulsion Technology, 2005, 26(1): 28-33. (in Chinese)
- [12] 胡娅萍, 吉洪湖. 致密多孔壁冷流入射角对冷却效果影响的数值研究[J]. 航空动力学报, 2005, 20(1): 116-119.
HU Yaping, JI Honghu. Numerical study of the blowing angle effect on effusion cooling effectiveness[J]. Journal of Aerospace Power, 2005, 20(1): 116-119. (in Chinese)
- [13] 宋波, 林宇震, 刘高恩, 等. 不同排列方式多斜孔壁气膜冷却绝热温比研究[J]. 航空动力学报, 1999, 14(1): 91-94.
SONG Bo, LIN Yuzhen, LIU Gaoen, et al. An investigation on film cooling effectiveness of inclined-mutihole walls with different patterns[J]. Journal of Aerospace Power, 1999, 14(1): 91-94. (in Chinese)
- [14] 葛绍岩, 刘登瀛, 徐靖中, 等. 气膜冷却[M]. 北京: 科学出版社.