

不同材料发汗冷却结构下氢冷却性能

孙纪国, 蔡国飙

(北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100191)

摘 要: 为了实现航空航天等领域高温大热流燃烧装置的有效冷却,研究了不同材料和工艺制成的发汗冷却结构在高温高热流密度下,氢的发汗冷却性能。模拟高压推力室的结构特点和高热流设计发汗冷却试验件,用电弧加热主流空气模拟高温燃气、以氢气为发汗冷却剂对多孔陶瓷、烧结多孔不锈钢和多孔层板材料进行了 33 次 172 s 热试验研究。试验的材料设计孔隙率为 10%~40%,燃烧室压力为 2.7~8.4 MPa,主流燃气温度约为 3 600 K,主流空气流量为 220~1 490 g/s,冷却氢气流量为 9.6~57 g/s,注入率为 0.005~0.029。试验结果表明:当冷却剂氢注入率为 1% 时,主流与多孔陶瓷材料壁面和粉末冶金多孔结构壁面之间的换热分别减少了 30% 和 70% 以上;当注入率为 3% 时,主流与光刻多孔层间结构壁面之间的换热也能降低 60%。证明氢发汗冷却可以有效减小壁面与燃气之间的对流热流。最后还总结得出了常温氢气对高压大热流环境进行发汗冷却的性能关联式。

关 键 词: 发汗冷却; 氢气; 多孔材料; 热防护; 粉末冶金; 陶瓷; 层板

中图分类号: V231.1

文献标志码: A

Cooling performance of hydrogen for transpiration cooling structure made by different materials

SUN Jiguo, CAI Guobiao

(School of Astronautics, Beihang University, Beijing 100191, China)

Abstract: In order to achieve effective cooling of high temperature and large heat flux combustion devices in aerospace and other fields, the transpiration cooling performance of hydrogen for structure made by different materials and processes under high temperature and high flux density was studied. To simulate the structural characteristics and high heat flow of the high-pressure thrust chamber, a transpiration-cooling test piece was designed, and the mainstream air was heated by an electric arc to generate high-temperature gas. Hydrogen perspiration coolant was applied to 33 thermal tests for 172 seconds on porous ceramics, sintered porous stainless steel and porous laminate materials. The tested material had a porosity of 10%—40%, a combustion chamber pressure of 2.7—8.4 MPa, a mainstream gas temperature of about 3 600 K, a mainstream air flow rate of 220—1 490 g/s, a cooling hydrogen flow rate of 9.6—57 g/s, and an injection rate of 0.005—0.029. Test results showed that when the injection rate of hydrogen perspiration cooling was 1%, the heat exchange between the mainstream high-temperature gas and the walls of both the porous ceramics and the sintered porous stainless steel was reduced by more than 30% and 70%, respectively; when the injection rate of hydrogen perspiration cooling was 3%,

收稿日期:2021-04-22

作者简介:孙纪国(1966—),男,研究员,博士生,主要研究方向为宇航推进技术。E-mail:sunjg114@sina.com

引用格式:孙纪国,蔡国飙. 不同材料发汗冷却结构下氢冷却性能[J]. 航空动力学报,2022,37(4):781-790. SUN Jiguo, CAI Guobiao. Cooling performance of hydrogen for transpiration cooling structure made by different materials[J]. Journal of Aerospace Power,2022,37(4):781-790.

the heat exchange between the mainstream high-temperature gas and the walls of the porous laminate materials was reduced by more than 60%. Hydrogen transpiration cooling can effectively reduce the convective heat flow between the wall and the gas. Furthermore, the performance correlation of high pressure, large heat flow and normal temperature hydrogen perspiration cooling was summarized.

Key words: transpiration cooling; hydrogen; porous materials; thermal protection; powder metallurgy; ceramics; laminates

随着航空航天技术的高速发展,对动力装置的推力和速度等性能指标的提出了更高的要求,这导致发动机工作时热流密度显著提高。以超燃发动机为例,当马赫数达到 15 时,其燃烧室所承受的最大热流密度可达 20 MW/m^2 以上。对于大推力液体火箭发动机推力室而言,其面临更加严苛的热环境:燃烧室压力为 20 MPa 以上,燃气温度超过 3 000 K,这会向内壁面传递巨大的热流。在航天飞机主发动机推力室喉部上游附近,热流密度更是高达 160 MW/m^2 。这对发动机热防护技术提出了新的挑战,必须要采取有效的冷却措施来保证结构的正常工作。

发汗冷却是一种高效的主动冷却手段,其工作原理包括两个方面,一个方面是得益于多孔材料内壁巨大的比表面积,增强了发汗冷却剂和固壁之间的对流换热,冷却剂吸收了热量并降低了固壁的温度;二是与燃气流向相反的发汗冷却剂穿过多孔的骨架材料后,会不断在壁面形成一层气膜,降低了近壁区的速度梯度和温度梯度,阻绝高温热流对固壁的侵袭^[1-4]。研究表明,发汗冷却具有很高的冷却效率,理论上其最大冷却能力可达 $60 \sim 1\,400 \text{ MW/m}^2$ ^[5-8]。当冷却剂注入率为 1% 时,发汗冷却的壁面温度比再生冷却的壁面温度低 35%^[9],而比冲和推力系数的损失很小(小于 0.6%)^[10]。相比于膜冷却,发汗冷却的入射速度比膜冷却低得多,由此带来的损失就会比膜冷却小。

发汗冷却结构是具有固体骨架的一种多相共存空间,用于制造发汗冷却结构的材料必须能抵抗冷却剂腐蚀和推进剂热冲击,在工作温度下能保持结构和尺寸的完整性。铜、不锈钢和高温合金等高导热金属是发汗冷却结构的首选,而 SiC 陶瓷复合材料也因其轻质、耐高温和良好的抗氧化性能成为发汗冷却结构的研究热点^[11-13]。国内外发汗冷却结构制造技术主要是粉末冶金、丝网编织、纤维增强、层板光刻等^[14-16]。本文选用不同

的材料(高温合金、铜合金、不锈钢、SiC 陶瓷)和工艺(粉末冶金、丝网烧结、粉末纤维增强、冷冻注模成型微孔陶瓷和层板光刻等)研究试制了发汗冷却结构开展研究。

为研究发汗冷却的基础传热和流动规律,学者们开展了多种基础试验,以空气、氢、氧、甲烷等气体以及水等液体作为冷却剂。研究表明,冷却工质的比热容是影响发汗冷却效率的重要因素^[17-23],冷却剂的比热容越大,气体发汗冷却效率越大。文献[24-26]对烧结多孔平板的试验研究表明,多孔材料的导热率、孔隙率和颗粒直径等参数对于发汗冷却也有着重要的影响。应当注意,大部分试验室研究的主流流体温度很低,主流流体和冷却剂之间的温差较小,这和工作条件有很大的差别,其所得结论在高温高压下是否适用有待验证。

国内外对火箭发动机推力室发汗冷却技术也进行了一些试验研究。德国航天局研究了 9 mm 厚不锈钢烧结多孔材料的低压发汗冷却特性^[27-28]。文献[29-30]中采用 C/C-SiC 材料制造了推力室微缩模型,以氢气作为发汗冷却工质开展了试验。美国国家航空航天局(NASA)制造了 3 个缩尺燃烧室,探索煤油 RP-1 和甲烷作发汗冷却剂的性能^[31]。国内采用金属丝网制造了推力室喷注面板,采用氢气进行发汗冷却,试验结果表明可以有效降低了面板的温度^[32]。这些试验的工况较低,范围较窄,得到的火箭发动机工作环境下发汗冷却的相关规律较少,因此进一步开展氢氧火箭发动机发汗冷却技术的研究是非常必要的。

本文以氢气作为再生冷却剂,研究对象为模拟高压高热流火箭燃烧室设计的小型多孔结构,发汗冷却中高温主流燃气通过电弧加热器产生气,研究了不同材料和制造工艺的多孔发汗结构在高压大热流密度条件下的冷却特性,对指导以后液氢液氧发动机研制具有重要意义。

1 发汗冷却试验装置

火箭发动机推力室发汗冷却示意图如图 1 所示,其中 r_c 为燃烧室圆筒段半径, r_i 为喷管喉部半径, r_a 为发汗冷却结构半径。高压的发汗冷却剂氢经多孔壁面,进入推力室,在内壁面上形成连续分布的膜结构,保护内壁免受高温高压燃气的烧蚀。火箭发动机燃烧室圆筒段和收敛段的热流密度较高,在喉部上游达到最大值,在喷管超声速段热流密度显著降低。因此,本发汗冷却试验的研究对象为热流密度较高的燃烧室圆筒段和喷管喉部,其中圆筒段和喉部直径分别为 30 mm 和 20 mm。

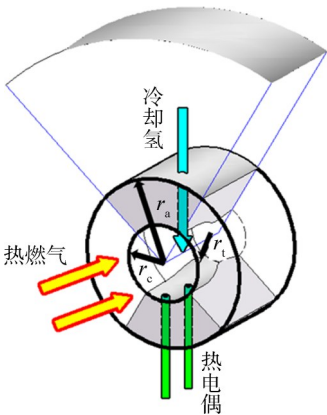
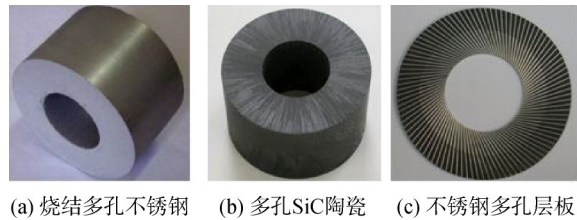


图 1 多孔发汗冷却结构示意图
Fig.1 Schematic diagram of porous transpiration cooling structure

为了研究发汗冷却材料的孔隙率的影响,试制了不同设计孔隙率(10%~40%)和不同材料的多孔结构试验件。发汗冷却微孔的孔径选为 5~10 μm 。本文具体研究由多孔 SiC 陶瓷、烧结多孔不锈钢和不锈钢多孔层板材料制成的发汗冷却试验件,如图 2 所示。

在本发汗冷却热试验系统中,主流高温高压燃气通过电弧加热产生,以氢气作为冷却剂对发汗冷却结构进行试验研究。用电弧风洞的电弧加



(a) 烧结多孔不锈钢 (b) 多孔SiC陶瓷 (c) 不锈钢多孔层板
图 2 多孔发汗冷却试验件
Fig.2 Test piece of porous transpiration cooling structure

热器的高功率电源将空气(或其他试验工质)离解后形成的高温等离子火焰,模拟高压高温大热流的主流燃气状态。主流燃气的总压和总温可以通过调整电流功率和空气压力来调节。电弧加热器自身采用水冷却。

高压管状直流电弧加热器由前电极、后电极、弧室、磁场线圈和喷管等部分组成(见图 3)。加热器中间用弧室把前后电极连接起来,从弧室引进高速旋转的气流,电弧在旋转气流的作用下被约束在管中心位置,靠旋转气流的气动力电弧被拉长并稳定燃烧。它可以在大电流下工作,因而可以获得较高的弧室压力和电弧功率。试验前用引弧丝将前后电极短路,待电弧加热器供气供水正常后,接通电源利用瞬间的电压击穿气流来点燃电弧。

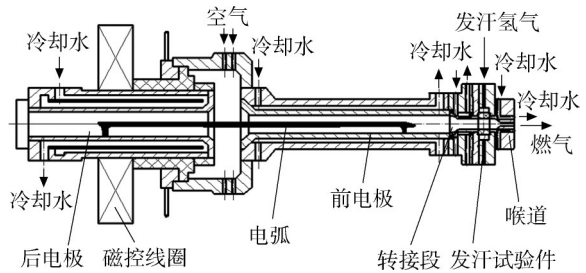


图 3 管状电弧加热器原理图
Fig.3 Schematic diagram of tubular arc heater

本试验所使用的电弧加热氢发汗冷却试验系统与文献[33]中使用的系统相同,系统示意图见图 4。从电厂引入电压 $U=6\text{ kV}$ 交流电源通过调压变压器进入整流变压器,再进入硅整流电压器整流为直流电供给电弧加热器使用。发汗冷却氢气通过气瓶供给,流量由声速喷嘴控制,氮气用于试验前后对氢气供应管路的吹除,保证管路中的惰性环境。气流总温和表面冷壁热流分别采用平

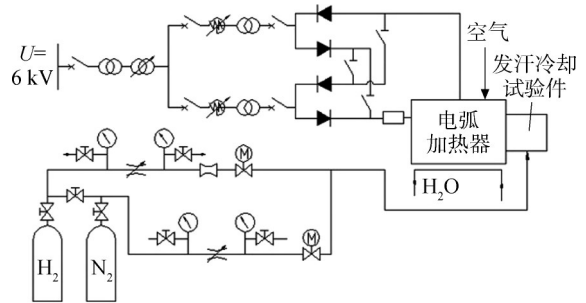


图 4 电弧加热氢发汗冷却试验系统图
Fig.4 Arc heating hydrogen transpiration cooling test system diagram

衡声速流法和水卡式量热计获得^[33]。

2 氢发汗冷却热试验及分析

电弧加热主流空气多孔材料氢发汗冷却试验程序如图 5, 其中 t 为工作时间。冷却水和发汗冷却氢气应在点燃电弧之前进入, 并在断电关闭电弧后再停止供入。

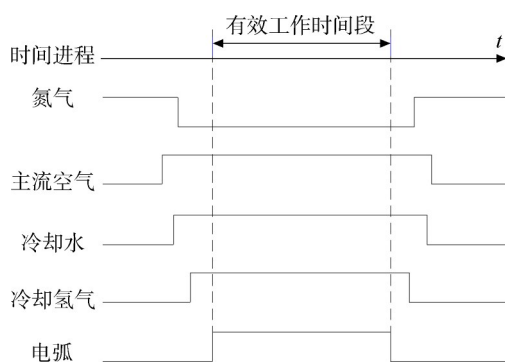


图 5 电弧加热氢发汗冷却热试验程序示意图

Fig.5 Schematic diagram of arc heating hydrogen transpiration cooling heat test procedure

注入率 F 定义为冷却介质与主流燃气的质量流强之比

$$F = \frac{\rho_c u_c}{\rho_g u_g} \quad (1)$$

其中 ρ_c 、 ρ_g 分别为冷却氢和燃气的密度; u_c 、 u_g 分别为冷却氢和燃气的速度。

对多孔陶瓷发汗结构、粉末冶金不锈钢多孔结构和层板多孔结构共进行了 33 次 172 s 的氢发

汗冷却热试验。试验基本工况见表 1, 其中 p_g 为电弧室压力, p_{ic} 为氢腔压力, $q_{m,g}$ 为热空气质量流量(质量流量文中简称流量), $q_{m,c}$ 为冷却氢流量, F 为注入率。试验照片见图 6。试验的参数范围见图 7。试验的主流燃气温度约为 3 600 K, 冷却剂为常温气氢。材料孔隙率为 10%~40%, 燃烧室压力为 2.7~8.4 MPa, 主流空气质量流量为 220~1 490 g/s, 冷却氢气流量为 9.6~57 g/s, 注入率为 0.005~0.029。

多孔材料内壁面温度是衡量发汗冷却效果的重要参数。使用镍铬镍硅铠装型热电偶对试验件上下游和壁中温度进行测量。其中, 上游测点 T_{wg1} 距发汗结构端面轴向距离为 15~20 mm, 下游测点 T_{wg2} 距出口端面 10 mm, 壁中温测点 T_w 距外圆柱面 10 mm。测温点示意图如图 8 所示。

图 9 为多孔陶瓷上游气壁温与冷却氢注入率的关系。可以看到, 增大发汗冷却氢的注入率, 即增大冷却氢流量可以有效降低多孔陶瓷内壁表面温度。对于相同孔隙率的多孔陶瓷, 壁温随着注入率提高而降低。相同情况下, 随着孔隙率增长, 壁温一般降低。由于孔隙率的增大既导致换热面积增大又导致冷却流速降低, 两者对壁温的影响起相反的作用, 试验结果表明换热面积的变化是主要因素影响。因为发汗冷却附面层能更好地保护下游, 所以上游壁温要高于下游壁温。注入率对壁温的影响见图 10, 横坐标表示距发汗冷却结构端面的距离。可见, 随着注入率增加, 壁温是降低的。

表 1 发汗冷却试验工况

Table 1 Test conditions of porous structure hydrogen transpiration cooling

结构形式	序号	孔隙率	p_g/MPa	p_{ic}/MPa	$q_{m,g}/(\text{g/s})$	$q_{m,c}/(\text{g/s})$	F
陶瓷多孔材料	1	0.136	7.9	8.9	296	35.6	0.020 1
	2	0.136	6.0	6.8	223	27.3	0.020 5
	3	0.136	6.1	7.0	385	22.3	0.010 3
	4	0.136	5.6	6.4	345	18.8	0.009 7
	5	0.136	5.3	5.6	328	15.5	0.008 4
	6	0.102	7.9	9.1	296	35.0	0.019 8
	7	0.102	6.0	6.9	223	26.7	0.020 0
	8	0.102	6.7	6.7	266	12.3	0.008 3
	9	0.102	5.5	5.4	223	9.56	0.007 7
	10	0.275	7.8	7.9	385	23.4	0.010 8
	11	0.275	5.4	5.5	261	16.1	0.010 9
	12	0.116	3.6	6.1	709	53.6	0.013 2
	13	0.104	3.6	5.8	709	57.3	0.014 0

续表							
结构形式	序号	孔隙率	p_g/MPa	p_{ic}/MPa	$q_{m,g}/(\text{g/s})$	$q_{m,c}/(\text{g/s})$	F
不锈钢粉末多孔材料	14	0.397	7.2	7.4	266	30.4	0.019 2
	15	0.397	6.5	6.5	266	13.3	0.008 9
	16	0.305	5.9	6.5	223	29.1	0.021 7
	17	0.305	6.4	7.1	237	32.3	0.022 5
	18	0.305	5.9	6.2	223	24.9	0.018 8
	19	0.305	8.4	8.9	1 493	43.4	0.005 3
	20	0.25	7.1	8.2	266	33.9	0.021 2
	21	0.25	6.9	7.5	266	29.8	0.018 9
	22	0.25	5.9	6.4	223	25.1	0.019 0
	23	0.25	7.7	8.4	388	22.9	0.010 4
	24	0.25	6.3	6.8	301	18.2	0.010 7
	25	0.397	2.9	3.2	682	44.4	0.011 5
	26	0.305	3.9	6.8	709	54.8	0.013 5
	27	0.305	3.4	5.8	598	44.1	0.012 9
	28	0.305	2.7	4.3	490	29.8	0.010 7
	29	0.25	3.9	7.7	709	53	0.013 0
	30	0.25	3.2	5.1	598	35.3	0.010 5
不锈钢 层板	31	0.083	7.7	7.7	385	22.4	0.010 3
	32	0.055	5.3	5.2	310	54.4	0.028 0
	33	0.055	4.5	4.5	254	45.9	0.028 7

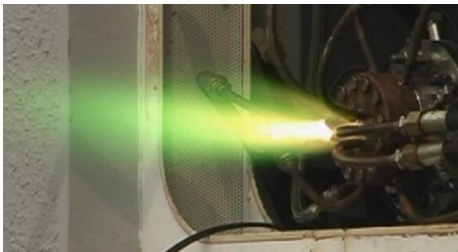


图6 管式电弧加热氢发汗冷却试验

Fig.6 Tube arc heating hydrogen transpiration cooling test

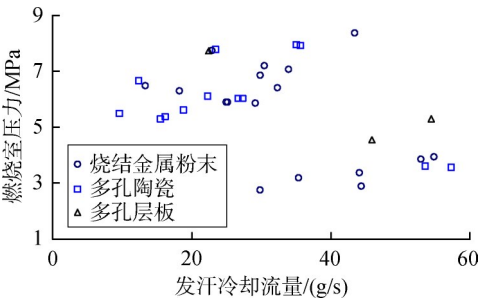
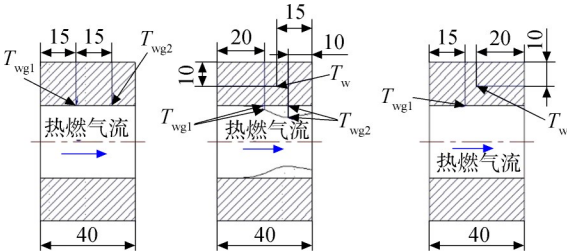


图7 多孔结构氢发汗冷却试验参数范围

Fig.7 Parameter range of porous structure hydrogen transpiration cooling test



(a) 多孔SiC陶瓷 (b) 烧结多孔不锈钢 (c) 不锈钢多孔层板

图8 发汗冷却结构内壁测温点示意图(单位:mm)

Fig.8 Schematic diagram of temperature measurement points on the inner wall of the transpiration cooling structure (unit:mm)

假设发汗冷却壁与冷却氢已达到热平衡,可由热气壁与冷却氢腔的焓差确定发汗冷却时的热流密度^[33]

$$q=\frac{q_{m,c}(i_{c,w}-i_{c,in})}{A}$$

(2)

其中 $i_{c,w}$ 为热气壁面的冷却氢比焓、 $i_{c,in}$ 为冷却氢腔的冷却氢比焓。

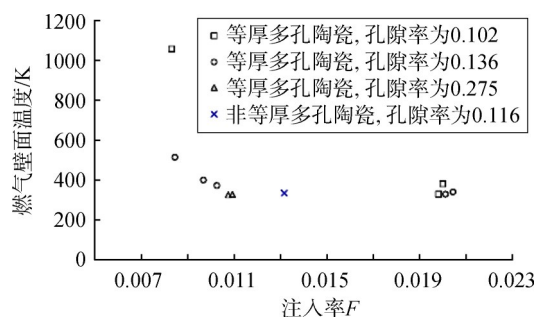


图9 多孔陶瓷壁温与冷却氢注入率的关系

Fig.9 Relationship between porous ceramic wall temperature and cooling hydrogen injection rate

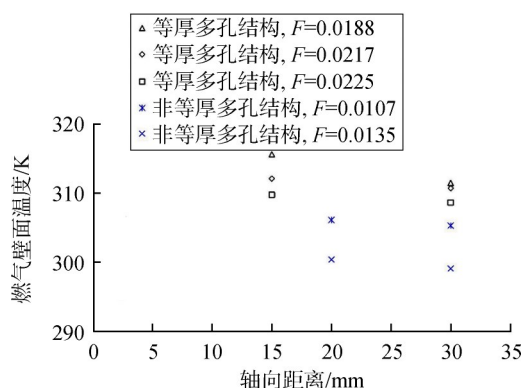


图10 孔隙率为0.305的粉末多孔结构壁温与轴向位置关系

Fig.10 Relationship between wall temperature and axial position of sintered steel powder with porosity of 0.305

有发汗冷却时发汗冷却段的表面传热系数通过下式求得:

$$h = \frac{c_{p,c} q_{m,c} (T_{cw} - T_{c,in})}{A (T_{aw} - T_{wg})} \quad (3)$$

式中 $c_{p,c}$ 为冷却剂比定压热容, A 为冷却面积, T 表示温度, 下标 cw 、 c,in 、 aw 、 wg 分别代表气壁面冷却剂、冷却剂入口、绝热壁面和气壁面。

无发汗冷却时的热流密度可用标定的热流密度值插值得到。

各次试验的热流密度计算值见图 11。其中 f 、 f_0 、 f_r 分别表示有发汗冷却时的热流密度、无发汗冷却时的热流密度、辐射热流密度。可见, 试验时辐射热流密度不超过 0.9 MW/m^2 , 辐射热流与对流热流的比值一般不超过 20%, 因此在本研究中主要考虑对流换热的影响, 忽略辐射热流的影响, 即认为壁温的变化主要由燃气的对流换热引起。33 次发汗热试验最大热流密度(喷管喉部处)为 $25 \sim 106 \text{ MW/m}^2$ 。

试验的多孔结构氢发汗冷却热流密度见图

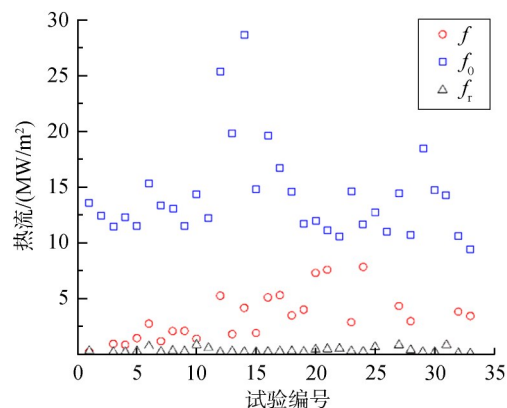


图11 各次试验的辐射热流、发汗冷却热流和无发汗冷却热流比较

Fig.11 Comparison of radiant heat flow, transpiration cooling heat flow and non-transpiration cooling heat flow of each test

12。相比于无发汗冷却, 3 种材料制成的发汗冷却结构都可以显著降低对流热流密度, 粉末多孔金属材料结构的下降幅度最大可达 90%。而且随着注入率的增大, 降低的趋势更明显。

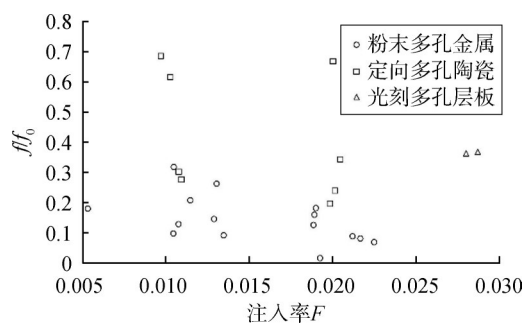


图12 发汗冷却对流热流密度与冷却氢注入率的关系

Fig.12 Relationship between convective heat flux density of transpiration cooling and cooling hydrogen injection rate

Keener 等^[10]研究了低压低温空气发汗冷却行为, 在局部注入率为 0.51% 时, 换热量减少了 14%。得出的经验关系式为

$$h = (1 - 27.38F) h_0 \quad (4)$$

Chen 等^[34]所作的湍流喷嘴发汗冷却试验结果显示, 在注入率为 1.17% 时, 主流与壁面之间的换热减少了 40%。对试验数据整理得到

$$\frac{h}{h_0} = 0.94 \exp(-43F) \quad (5)$$

本研究显示, 以氢气作为发汗冷却剂对 3 种材料的试验件进行冷却时, 可以显著降低主流与壁面之间的换热。当注入率为 1% 时, 主流与多

孔陶瓷材料壁面和粉末冶金多孔结构壁面之间的换热分别减少了30%和70%以上。当注入率为3%时,主流与光刻多孔层间结构壁面之间的换热也能降低60%。不论Keener关系式还是Chen关系式都不能对本试验的结果进行准确描述。为了便于比较,将本试验数据拟合成类似Chen关系式的指数形式,得到以氢气作为发汗冷却剂时换热系数与注入率的关系如下:

$$\frac{h}{h_0} = 0.32 \exp(-27F) \quad (6)$$

图13为试验的多孔结构氢发汗冷却表面传热系数与注入率的关系。可以看到,发汗冷却能显著降低表面传热系数,对于本文研究的3种发汗冷却材料制成的试验件中,以氢气作为发汗冷却剂对表面传热系数的降低幅度相较于经验关系式更大,表明对于这3种材质的发汗冷却结构氢是性能优秀的发汗冷却剂。

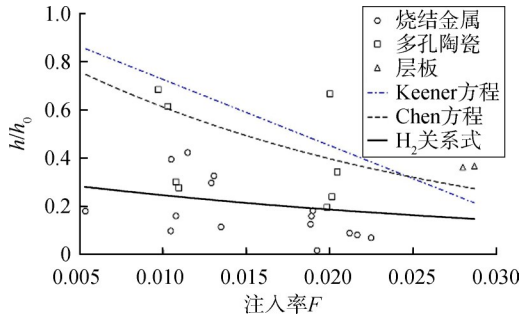


图13 发汗冷却表面传热系数与冷却氢注入率的关系

Fig.13 Relationship between surface heat transfer coefficient of transpiration cooling and cooling hydrogen injection rate

发汗冷却效率可表示成无量纲的斯坦顿数如下,其中 St_0 为注入率为零(即无发汗冷却)时的斯坦顿准则数

$$\eta = \frac{St}{St_0} \quad (7)$$

Kays和Crawford^[17]提出了如下 St 与注入率 F 的关联式:

$$\frac{St}{St_0} = \frac{F/St_0}{\exp(F/St_0) - 1} \quad (8)$$

针对湍流发汗冷却主流流体和冷却流体的物性不同的情况,Moffat等^[35]考虑比热比修正

$$\frac{St}{St_0} = \frac{\left(\frac{F}{St_0}\right) \left(\frac{c_{p,c}}{c_{p,g}}\right)^{0.6}}{\exp\left[\left(\frac{F}{St_0}\right) \left(\frac{c_{p,c}}{c_{p,g}}\right)^{0.6}\right] - 1} \quad (9)$$

式中 $c_{p,g}$ 和 $c_{p,c}$ 分别表示主流和冷却流体的比定压热容。

Meinert等^[18]引入温度修正和分子量修正,得到

$$\frac{St}{St_0} = \frac{\left(\frac{F}{St_0}\right) \left(\frac{M_g}{M_c}\right)^{0.6} \left(\frac{T_{aw}}{T_w}\right)^{0.2 \sim 0.4}}{\exp\left[\left(\frac{F}{St_0}\right) \left(\frac{M_g}{M_c}\right)^{0.6} \left(\frac{T_{aw}}{T_w}\right)^{0.2 \sim 0.4}\right] - 1} \quad (10)$$

式中 M_g 和 M_c 分别表示主流和冷却流体的分子量。

Woodruff和Lorenz^[19]研究了平板高速流($Ma \leq 8$)的换热,得到

$$\frac{St}{St_0} = \frac{\left(\frac{c_{p,c}}{c_{p,g}}\right) \left(\frac{F}{St_0}\right)}{\left[1 + \left(\frac{c_{p,c}}{c_{p,g}}\right) \left(\frac{F}{St_0}\right) / 3\right]^3 - 1} \quad (11)$$

Fogaroli和Saydah^[36]研究了空气注入超声速主流的换热,获得关系式

$$\frac{St}{St_0} = \sqrt{\left(\frac{F}{2St_0}\right)^2 + 1} - \frac{F}{2St_0} \quad (12)$$

多孔陶瓷、层板和烧结金属氢发汗冷却试验表明,随着注入率增大,发汗冷却效率降低(见图14),热流密度和壁温均降低。将试验结果与上述关联式比较可见,各种模型都不能准确反映高温高压环境下氢发汗冷却行为。相对于本试验结果,Kays模型及其修正模型、Woodruff模型的计算结果都偏低,Fogaroli模型在高注入率时偏高,Meinert的修正结果与本试验结果偏离太远。

湍流边界层的行为与主流雷诺数 Re 密切相关。因此,本文认为主流 Re 是影响冷却效率的主

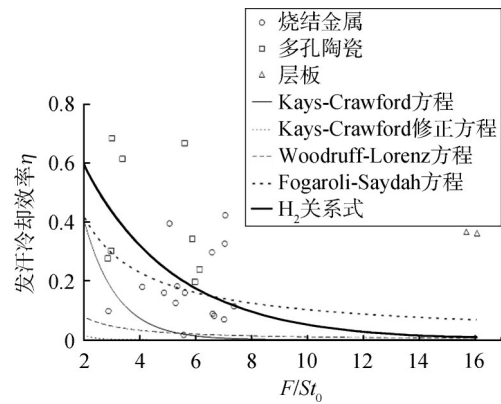


图14 氢发汗冷却时 St 与冷却氢注入率的关系

Fig.14 Relationship between St and injection rate of cooled hydrogen during hydrogen transpiration cooling

要因素之一。 Re 增大,壁温升高,冷却效率降低。故引入主流雷诺数修正因子

$$k_{Re} = Re^{-0.1} \quad (13)$$

并对物性修正因子进行再修正

$$k_{cp} = \left(\frac{c_{p,c}}{c_{p,g}} \right)^{0.3} \quad (14)$$

据此,本文氢发汗冷却试验结果拟合为如下关系式:

$$\frac{St}{St_0} = \frac{\left(\frac{F}{St_0} \right) \left(\frac{c_{p,c}}{c_{p,g}} \right)^{0.3} Re^{-0.1}}{\exp \left[\left(\frac{F}{St_0} \right) \left(\frac{c_{p,c}}{c_{p,g}} \right)^{0.3} Re^{-0.1} \right] - 1} \quad (15)$$

冷却效果也可以用温差比 R 来评估,它把壁温与流体(冷却剂、主流高温气体)的物性联系起来,定义为

$$R = \frac{\exp(-67.5\eta_i Re_x^{0.1} PrF)}{1 + \frac{c_{p,c}}{c_{p,g}} (0.51\eta_i Re_x^{0.1} - 1) [1 - \exp(A\eta_i Re_x^{0.1} F)]} \quad (16)$$

Meinert 考虑比热容的影响对 Laganelli^[39] 方程修正后得到

$$R = \left\{ 1 + \frac{c_{p,c}}{c_{p,g}} \cdot \frac{Re_x^{0.1}}{2.11} \left[\exp \left(57.03 F Re_x^{0.1} Pr^{\frac{2}{3}} \right) - 1 \right] \right\}^{-1} \quad (17)$$

Wheeler 和 Duwez^[20] 开展了镍和铜多孔管结构的发汗冷却试验,发汗冷却剂为氢气和氮气,管内主流为温度大于 2500 K,流速达 100 m/s 的氢氧燃气,雷诺数为 1.5×10^3 ,根据试验结果建立的关联式为

$$R = \left\{ 1 + \left[\exp(37 Re^{0.1} PrF) - 1 \right] \cdot \left[1 + \frac{c_{p,c}}{c_{p,g}} (1.18 Re^{0.1} - 1) \right] \right\}^{-1} \quad (18)$$

本试验温差比与冷却剂氢的注入率关系见图 15。随着冷却剂氢注入率增大,温差比降低,气壁温下降。图 15 中也对比了各经验关系式,其中烧结粉末冶金多孔结构氢发汗冷却试验结果与 Laganelli 修正模型吻合得较好。但已建立的经验公式无法准确描述多孔陶瓷材料的发汗冷却试验温差比与注入率的关系。

为此,针对多孔陶瓷材料氢发汗冷却,本文建立了温差比与冷却剂氢注入率和主流雷诺数的关系式如下:

$$R = \frac{T_w - T_c}{T_g - T_c} \quad (19)$$

式中 T_w 、 T_c 、 T_g 分别为气壁面、冷却剂和主流的温度。 R 值越小,表明气壁面温度与冷却剂温度越接近,冷却效果越好。

当前,相关学者们已经建立了一些经验关系式来描述有冷却剂注入的边界层的温差比。Bartle 和 Leadon^[37] 以火箭发动机使用的冷却剂为对象开展研究,建立了比热容与温差比的经验关系式

$$R = \left(1 + \frac{F}{3St_0} \cdot \frac{c_{p,c}}{c_{p,g}} \right)^{-3} \quad (20)$$

对平板湍流边界层研究得到 Rannie 修正方程^[38]

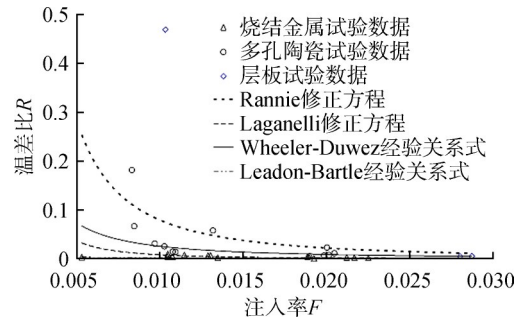


图 15 不同多孔材料氢发汗冷却试验结果与经验关系式比较

Fig.15 Comparison between the test results of hydrogen transpiration cooling of different porous materials and the empirical relations

$$R = 3.0 \times 10^{-7} \left(\frac{F}{Re^{0.1}} \right)^{-2} \quad (21)$$

从温差比参数比较几种不同制造工艺的多孔结构的发汗冷却效果见图 15,可以看到,烧结粉末金属的温差比最小,说明其冷却效果最好,多孔陶瓷的冷却效果次之,微孔较大的多孔层板的冷却效果较差。但多孔层板在零冷却压降下正常工作也显示了层板发汗冷却的潜力和优势。

3 结 论

研究了不同材料和工艺制成的发汗冷却结构在高温高热流密度热环境下,以氢气为冷却剂的发汗冷却性能。试验的材料设计孔隙率为

10%~40%,燃烧室压力为2.7~8.4 MPa,主流燃气温度约为3 600 K,主流空气流量为220~1 490 g/s,冷却氢气流量为9.6~57 g/s,注入率为0.005~0.029。试验得到以下结论:

1) 当冷却剂氢注入率为1%时,主流与多孔陶瓷材料壁面和粉末冶金多孔结构壁面之间的换热分别减少了30%和70%以上。

2) 当注入率为3%时,主流与光刻多孔层间结构壁面之间的换热能降低60%。

3) 氢发汗冷却可以使壁面和主流燃气之间的表面传热系数和热流密度显著降低。

4) 相对于多孔陶瓷和层板,多孔烧结粉末金属显示出较好的发汗冷却效果。

参考文献:

- [1] ECJERT E R G, CHO H H. Transition from transpiration to film cooling[J]. *International Journal of Heat and Mass Transfer*, 1994, 37(Suppl.1):3-8.
- [2] WANG J H, MESSNER J, STETTER H. An experimental investigation of transpiration cooling: Part I an application investigation on infrared measurement technique[J]. *International Journal of Rotating Machinery*, 2003, 9(3):154-163.
- [3] WANG J H, MESSNER J, STETTER H. An experimental investigation of transpiration cooling: Part II comparison of cooling methods and media[J]. *International Journal of Rotating Machinery*, 2004, 9(10):355-363.
- [4] 林杨, 孙冰, 郑力铭. 层板推力室发汗冷却壁温特性的初步研究[J]. *航空动力学报*, 2008, 23(5):877-881.
LIN Yang, SUN Bing, ZHENG Liming. Preliminary study of wall temperature characteristic of a platelet transpiration cooled thrust chamber[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2008, 23(5):877-881. (in Chinese)
- [5] YANOVSKIE L S. Physical basis of transpiration cooling for engines of flying apparatus[M]. Moscow, Russia: MAI Press, 1996.
- [6] HERMANN T, MCGILVRAY M. Analytical solution of flows in porous media for transpiration cooling applications[J]. *Journal of Fluid Mechanics*, 2021, 915:1-16.
- [7] HE Fei, WU Nan, ZHOU Zihe, et al. Experimental investigation on transpiration cooling using propylene glycol aqueous solution[J]. *International Journal of Thermal Sciences*, 2021, 164:106890.1-106890.10.
- [8] CHEN Yu, DU Shen, LI Dong, et al. Numerical investigation of transient phase-change transpiration cooling based on variable properties of coolant[J]. *Applied Thermal Engineering*, 2021, 184:116204.1-116204.13.
- [9] LANDIS J, BOWMAN W. Numerical study of a transpiration cooled rocket nozzle[R]. Lake Buena Vista, Florida, US: the 32nd Joint Propulsion Conference and Exhibit, 1996.
- [10] KEENER D, LENERTZ J, BOWERSOX R, et al. Transpiration cooling effects on nozzle heat transfer and performance[J]. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 1995, 32(6):981-985.
- [11] GREUEL D, HERBERTZ A, HAIDN O, et al. Transpiration cooling applied to C/C liners of cryogenic liquid rocket engines[R]. Fort Lauderdale, Florida, US: the 40th AIAA/ASME/SAE/ASEE/JPC Conference and Exhibition, 2004.
- [12] ZHONG Fengqun, BROWN G. Experimental and numerical studies of multi-hole cooled ceramic matrix composite liners[R]. Reno, Nevada, US: the 43rd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 2005.
- [13] TANG Jie, CHEN Yufeng, SUN Jiguo, et al. Properties and application of oriented porous SiC as transpiration cooling materials[J]. *Key Engineering Materials*, 2007, 336/337/338:1109-1112.
- [14] TERRY E, CARAS G J. Transpiration and film cooling of liquid rocket nozzles[R]. Redstone Scientific Information Center, RSIC-535, 1966.
- [15] HAESELER D, MADING C, RUBINSKIY V, et al. Experimental investigation of transpiration cooled hydrogen-oxygen subscale chambers[R]. Cleveland, US: the 34th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, 1998.
- [16] 王隼, 郭章, 王桂香. 液氢液氧发动机用丝网多孔发汗冷却面板材料[J]. *宇航材料工艺*, 1986(5):40-47.
WANG Yi, GUO Zhang, WANG Guixiang. Wire mesh porous transpiration cooling panel material for LH₂/LOX engine[J]. *Aerospace Materials and Technology*, 1986(5):40-47. (in Chinese)
- [17] KAYS M W, CRAWFORD M E. Convective heat and mass transfer[M]. 3rd ed New York: McGraw-Hill, 1993.
- [18] MEINERT J, HUHJ J. Turbulent boundary layers with foreign gas transpiration[J]. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2001, 38(2):191-198.
- [19] WOODRUFF L W, LORENZ G C. Hypersonic turbulent transpiration cooling including downstream effects[J]. *AIAA Journal*, 1966, 4(6):969-975.
- [20] WHEELER H L, DUWEZ P. Heat transfer through sweat cooled porous tubes[J]. *Journal of Jet Propulsion*, 1955, 25(10):519-524.
- [21] BERGMAN T L, INCROPERA F P, DEWITT D P, et al. Fundamentals of heat and mass transfer[M]. New York, US: John Wiley and Sons, 2011.
- [22] LANGENER T, WOLFERSDORF J V, STEE-LANT J. Experimental investigations on transpiration cooling for scramjet applications using different coolants[J]. *AIAA Journal*, 2011, 49(7):1409-1419.
- [23] DITTUS F W, BOELTER L. Heat transfer in automobile radiators of the tubular type[J]. *International Communications in Heat and Mass Transfer*, 1985, 12(1):3-22.
- [24] LIU Yuanqing, JIANG Peixun, JIN Shaoshan, et al. Transpiration cooling of a nose cone by various foreign gases[J]. *International Journal of Heat Mass Transfer*, 2010, 53(23/24):5364-5372.

- [25] 刘元清. 发汗冷却基础问题的实验研究和数值模拟[D]. 北京:清华大学, 2010.
LIU Yuanqing. Experimental study and numerical simulation of transpiration cooling[D]. Beijing: Tsinghua University, 2010. (in Chinese)
- [26] 熊宴斌. 超声速主流条件发汗冷却的流动和传热机理研究[D]. 北京:清华大学, 2013.
XIONG Yanbin. Study of mechanism of flow and heat transfer on supersonic transpiration cooling[D]. Beijing: Tsinghua University, 2013. (in Chinese)
- [27] LEZUO M, HAIDN O. Transpiration cooling in H_2/O_2 -combustion devices[R]. Lake Buena Vista, Florida, US: the 32nd Joint Propulsion Conference and Exhibit, 1996.
- [28] ZINNER W, HAESELER D, MAEDING C, et al. Development of advanced technologies for future cryogenic thrust chamber applications[R]. Washington, US: the 33rd Joint Propulsion Conference and Exhibit, 1997.
- [29] SERBEST E, HAIDN O, GREUEL D, et al. Effusion cooling of throat region in rocket engines : applying fibre reinforced ceramics[R]. Salt Lake City, Utah, US: the 37th Joint Propulsion Conference and Exhibit, 2001.
- [30] FROEHLKE K, HAIDN O J, SERBEST E. New experimental results on transpiration cooling for hydrogen/oxygen rocket combustion chambers[R]. Cleveland, Ohio, US: the 34th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, 1998.
- [31] MAY L, BURKHARDT W M. Transpiration cooled throat for hydrocarbon rocket engines[R]. National Aeronautics and Space Administration, NASA-CR-184272, 1991.
- [32] ZHU Yin Hai, JIANG Pei Xue, SUN Ji Guo, et al. Injector head transpiration cooling coupled with combustion in H_2/O_2 sub-scale thrust chamber[J]. Journal of Thermophysics and Heat Transfer, 2013, 27(1):42-51.
- [33] 李青, 孙纪国. 多孔陶瓷氢气发汗冷却特性研究[J]. 推进技术, 2014, 10(10):1387-1391.
LI Qing, SUN Ji Guo. Experimental investigation of transpiration cooling through porous ceramic using hydrogen[J]. Journal of Propulsion Technology, 2014, 10(10):1387-1391. (in Chinese)
- [34] CHEN F, BOWMAN W J, BOWERSOX R. Effect of transpiration cooling on nozzle heat transfer[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1996, 33(3):453-455.
- [35] MOFFAT R J, KAYS M W. The turbulent boundary layer on a porous plate: experimental heat transfer with uniform blowing and suction[J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 1968, 11(10):1547-1566.
- [36] FOGAROLI R P, SAYDAH A R. Turbulent heat transfer and skin friction measurements on a porous cone with air injection[J]. AIAA Journal, 1966, 4(6):1116-1117.
- [37] BARTLE E R, LEADON B M. The effectiveness as a universal measure of mass transfer cooling for a turbulent boundary layer[M]. Palo Alto, US: Stanford University Press, 1962.
- [38] RANNIE W D. A simplified theory of porous wall cooling [R]. Pasadena, California, US: National Aeronautics and Space Administration, 1947.
- [39] LAGANELLI L. Comparison between film cooling and transpiration cooling system in high speed flow[R]. New York, US: the 8th Aerospace Sciences Meeting, 1970.

(编辑:王碧珺)