

DOI:10.16356/j.1005-2615.2023.04.003

陶瓷基复合材料旋转爆震燃烧室壁面冷却研究

葛海浪^{1,2}, 张 禄¹, 吴 涛¹, 高希光¹, 李 冬³, 宋迎东^{1,4}

(1. 南京航空航天大学能源与动力学院航空发动机热环境与热结构工业和信息化部重点实验室, 南京 210016;
2. 宿迁学院机电工程学院, 宿迁 223800; 3. 北京动力机械研究所, 北京 100074; 4. 南京航空航天大学机械结构力学及控制国家重点实验室, 南京 210016)

摘要: 为了降低旋转爆震发动机燃烧室壁面温度, 设计了陶瓷基复合材料燃烧室主动冷却结构。对燃烧室主动冷却结构的传热特性进行数值模拟, 获得主动冷却燃烧室壁面温度响应和温度分布规律。对燃烧室主动冷却结构进行了模型简化, 将模拟旋转爆震波获得的不同壁面温度下的热流密度参数加载在冷却模型上, 提高了壁面温度模拟的计算效率。结果表明: 燃烧室内壁面热流密度随着壁面温度的升高而降低, 扩散区的平均热流密度最大; 陶瓷基复合材料燃烧室主动冷却结构可以有效降低燃烧室壁面温度, 在相同冷却流量下, 矩形冷却截面的冷却效果优于圆形冷却截面, 可以将燃烧室壁面的温度降到 1 200 K 以下; 燃烧室壁面最高温度在燃烧室中段区域。

关键词: 陶瓷基复合材料; 旋转爆震发动机; 燃烧室; 主动冷却结构; 热流密度

中图分类号: V231.1 **文献标志码:** A **文章编号:** 1005-2615(2023)04-0589-08

Simulation of Cooling Structure of Ceramic Matrix Composite Rotary Detonation Combustor

GE Hailang^{1,2}, ZHANG Lu¹, WU Tao¹, GAO Xiguang¹, LI Dong³, SONG Yingdong^{1,4}

(1. Key Laboratory of Aero-Engine Thermal Environment and Structure, Ministry of Industry and Information Technology, College of Energy and Power Engineering, Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Nanjing 210016, China;
2. College of Mechanical and Electrical Engineering, Suqian University, Suqian 223800, China; 3. Beijing Power Machinery Institute, Beijing 100074, China; 4. State Key Laboratory of Mechanics and Control Mechanical Structures, Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: In order to reduce the wall temperature of the rotary detonation engine combustor, the active cooling structure of the ceramic matrix composite combustor was designed. The heat transfer characteristics of active cooling combustor structure were numerically simulated, and the wall temperature response and temperature distribution of the active cooling combustor were obtained. The model of the combustor active cooling structure was simplified, and the heat flux parameters at different wall temperatures obtained by simulating the rotating detonation wave were loaded on the cooling model, which improved the calculation efficiency of wall temperature simulation. The results show that the wall heat flux density in the combustor decreases with the increase of the wall temperature, and the average heat flux density in the diffusion zone is the highest; the active cooling structure of the ceramic matrix composite combustor can effectively reduce the temperature of the combustor wall. Under the same cooling flow rate, the cooling effect of the rectangular cooling section is better than that of the circular cooling section, which can reduce the temperature of the

基金项目: 国家科技重大专项(Y2019-I-0018-0017); 江苏省“卓博计划”。

收稿日期: 2023-06-14; **修订日期:** 2023-07-26

通信作者: 张禄, 男, 讲师, E-mail: luzhang@nuaa.edu.cn。

引用格式: 葛海浪, 张禄, 吴涛, 等. 陶瓷基复合材料旋转爆震燃烧室壁面冷却研究[J]. 南京航空航天大学学报, 2023, 55(4): 589-596. GE Hailang, ZHANG Lu, WU Tao, et al. Simulation of cooling structure of ceramic matrix composite rotary detonation combustor[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2023, 55(4): 589-596.

combustor wall to below 1 200 K; the highest temperature on the combustor wall is in the middle section of the combustor.

Key words: ceramic matrix composite; rotating detonation engine; combustor; active cooling structure; heat flux

旋转爆震发动机(Rotating detonation engine, RDE)是基于爆震燃烧原理的新型动力装置,利用旋转爆震波产生的高温、高压燃气来产生推力的新概念发动机^[1-2],具有热循环效率高、结构简单、质量轻、推重比大等优点,是高超声速飞行器的理想动力^[3]。由于RDE进气流速大,经爆震燃烧后气流总温远超过普通材料熔点^[4],RDE燃烧室内热环境非常复杂,壁面换热剧烈^[5-6],因此必须采用高效热防护措施。

采用燃料作为冷却剂的主动冷却是燃烧室热防护的主要手段之一。仲峰泉等^[7]结合实验对主动冷却系统的超声速燃烧室进行了传热分析,结果表明,随着煤油流量的增加冷却效果明显提高,冷却壁内温度分布趋于均匀。戎毅等^[8]深入分析主动冷却通道与燃烧室的耦合传热过程并探究多因素作用下的主动冷却耦合传热特性,探究了裂解反应、冷却流量、当量比对耦合传热的影响。杨成骁等^[9]建立了火箭发动机推力室主动冷却通道和超临界氢的三维仿真模型以及推力室内燃气和超临界氢膜的轴对称二维仿真模型,较好地预测推力燃气及再生冷却剂的流动和传热。王慧洁等^[10]建立了液体火箭发动机的液膜冷却模型,发现随着半径和圆筒段长度的增加,液膜长度减小,室壁温度升高,冷却效果变差。吴峰等^[11-12]对液体火箭发动机推力室主动冷却通道三维湍流流动与传热过程进行了数值预测,结果表明,存在一个最佳冷却通道个数使推力室壁面冷却效果最佳,降低通道高度能够强化推力室传热。推力室燃气侧壁面的温度和热流密度的最高点均发生在喉部附近。王新竹等^[13]对主动冷却超燃冲压发动机燃烧室内传热与燃烧室的耦合过程进行了分析,得到了冷却煤油温度与燃烧室壁温同步飞行马赫数的关系。

在高马赫数情况下,RDE燃烧室内燃气温度可高达3 000 K,采用普通材料或高温合金制作的燃烧室耐温温度有限,即使有主动冷却结构也很难满足RDE燃烧室的温度要求,陶瓷基复合材料(Ceramic matrix composites, CMCs)可在高温下长时间使用^[14],应用于RDE可以大幅度提高燃烧室耐温温度,CMCs燃烧室主动冷却受到了越来越多的关注,美国与法国进行了复合材料燃烧室计划(AC3P)^[15-17],设计了两种主动冷却方案,合金管与CMCs结合的冷却和CMCs结构冷却方案,进行的

相关实验证明了冷却方案的可行性;在PATH-SOCAR计划中,研究C/SiC复合材料的主动冷却结构并进行了优化^[18-19]。Dennis等^[20]对平板传热的主动冷却结构进行了分析计算,将数值计算与实验进行了对比,验证了数值分析的准确性。Ghasemi等^[21]提出了一种在热载荷和机械载荷作用下CMCs内部冷却通道的可靠性优化设计方法,可通过该算法找到通道的最佳冷却能力。彭丽娜等^[22]建立了非稳态复合结构的传热模型,对CMCs的主动冷却模式开展了实验和数值研究。张均锋等^[23]通过建立复合材料燃烧室流固耦合传热模型,对不同尺寸冷却通道的主动冷却燃烧室结构瞬态传热特性进行模拟,揭示了冷却通道几何参数及流量对燃烧室结构最高温度和热应力的影响规律。上述研究关注冷却结构的设计和CMCs应用于燃烧室的冷却模型研究,对于RDE燃烧室长时间的壁面温度变化研究较少,本文对三维RDE进行爆震波模拟,获得燃烧室不同壁面温度下的热流密度参数,将热流密度作为边界条件加载到简化的冷却模型上,模拟不同CMCs燃烧室主动冷却结构对壁面温度的影响,获取了RDE燃烧室壁面温度的变化规律,为CMCs燃烧室应用于RDE提供参考。

1 方 法

1.1 计算模型

1.1.1 模型结构与材料参数

RDE燃烧室选用2D平纹编织的C/SiC陶瓷基复合材料,如图1所示,该材料可在1 923 K下长时间使用,且质量密度仅为高温合金的1/3,应用于RDE可以大幅提高燃烧室耐温温度,降低发动机质量,提高发动机效率和推重比^[24-25]。

RDE燃烧室是一个环形结构,由于受曲率的影响,内壁和外壁受到的热环境不一样,外壁的热环境更加严苛,因此对外壁面进行仿真和分析,外

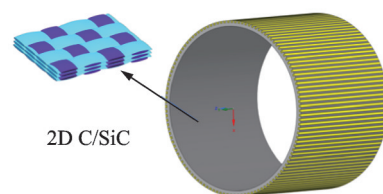


图1 RDE燃烧室

Fig.1 RDE combustor

壁面是一个长筒状结构,如图 1 所示,长度为 250 mm,内径为 300 mm,壁面的厚度 8 mm,在外壁面开槽,槽内嵌入铜管,铜管即为冷却通道,采用主动冷却结构,通入冷却管的冷却工质就是 RDE 使用的航空煤油,航空煤油经过冷却通道铜管吸收 CMCs 壁面热量,航空煤油的温度升高,升温后的航空煤油流入 RDE 燃料喷射口,预加热的航空煤油有助于 RDE 爆震波的形成,通入冷却管道的航空煤油只是 RDE 燃烧室燃油消耗量的一部分,因此只有一小部分通入冷却管道,大部分航空煤油都是直接经过燃料喷射口进入燃烧室。

2D 平纹编织 C/SiC 复合材料、铜管和石墨的密度、导热系数和比热容参数如表 1 所示。碳纤维的导热系数大于碳化硅基体^[26],因此平面导热系数大于径向导热系数,导热系数还跟纤维束含量和制备工艺有关,径向的导热系数为 9.2 W/(m·K),平面内的导热系数大约是径向导热系数的两倍,本文取两倍数值^[27]。

表 1 材料参数

Table 1 Material parameters

材料	密度/ (kg·m ⁻³)	传热系数/ (W·m ⁻¹ ·K ⁻¹)	比热容/ (J·kg ⁻¹ ·K ⁻¹)
C/SiC	2 190	各向异性	1 200
石墨	2 100	151	2 000
铜	8 900	387	390

1.1.2 模型边界条件

为了对比不同冷却截面对燃烧室冷却效果的影响,设计了两种冷却通道。在进行模拟计算时需要耗费大量的计算资源,为了提高计算速度,对 RDE 燃烧室冷却模型进行简化,将燃烧室外壁面进行 120 等分,取其中一个作为简化的冷却模型,简化的冷却模型如图 2 所示,图 2(a)和图 2(b)分别为矩形和圆形冷却通道,图中灰色部分是 CMCs 燃烧室壁面,外壁面开槽,槽内的黑色部分是石墨,石

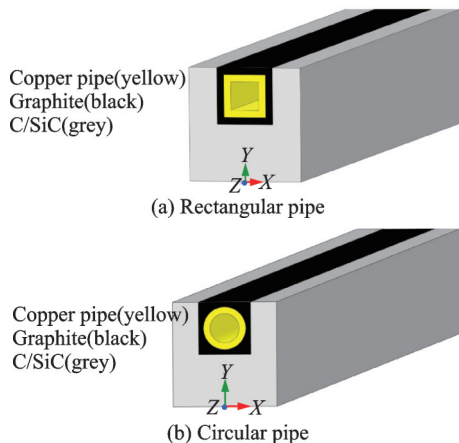


图 2 简化的冷却模型

Fig.2 Simplified cooling model

墨里面嵌入铜管,在冷却模型的铜管和 CMCs 壁面间放置石墨夹层,石墨层可以增加冷却模型的导热能力,降低铜管因受热膨胀而产生的热应力;矩形铜管内冷却截面长度 2.6 mm,圆形铜管内冷却截面直径为 2.6 mm,两种冷却管通入的冷却煤油的质量流量都是 2.028 g/s。

内壁面的热边界参数可根据模拟 3D 旋转爆震波得到,当量比为 0.75,燃烧室初始压力 264 141 Pa,空气和煤油掺混入口为理想空气模型,喷注总压 0.6 MPa,燃烧室出口压力为大气压的恒压边界^[28]。燃烧室壁面初始温度 300 K,使用 1 μs 的时间步长,在有 80 个处理器的工作站上进行 3D 旋转爆震波仿真,在 RDE 燃烧室的模拟中获得稳态周期性热载荷,RDE 燃烧室壁面压力、壁面燃气温度和壁面热流密度分布如图 3 所示。瞬时壁面压力、燃气温度和热流密度在壁面上周期性变化,在爆震波高度附近,压力最高可达 3.3 MPa,局部热流密度达到 9.67 MW/m²,靠近壁面的燃气温度最高可以达到 2 830 K。由图 3(b)可以清楚地看

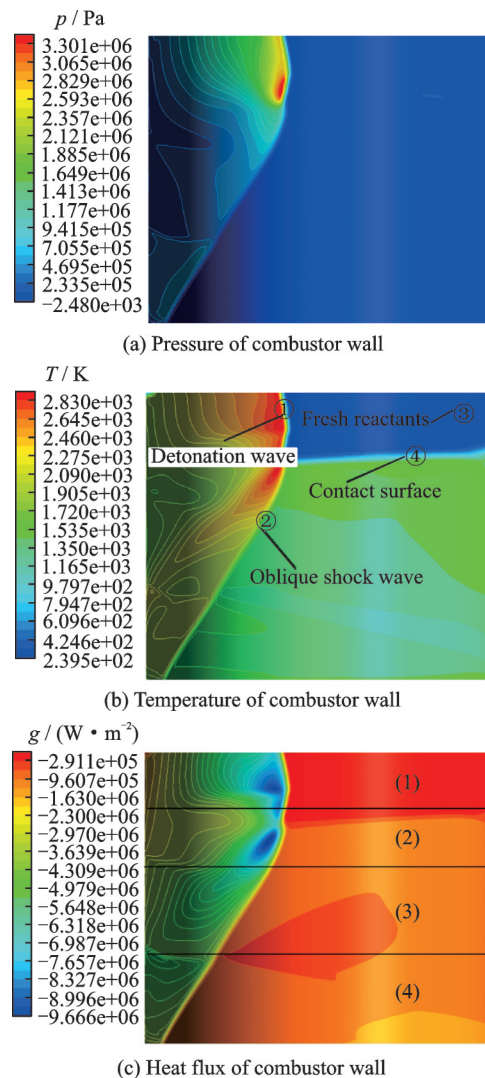


图 3 燃烧室壁面的热参数

Fig.3 Thermal parameters of combustor wall

到爆震波的流场结构^[2],其中:①为旋转爆震波,②为斜激波,③为爆震波前的可燃气体区,④为可燃气体与上一轮燃烧产物之间的接触面。

从图3可以看出,RDE燃烧室的壁面温度、热流密度和传热系数变化很大,且沿轴向具有一定的差异。为了精确计算燃烧室冷却结构对壁面不同区域的影响,将旋转爆震燃烧室沿轴向分为4个区域,如图3(c)所示,其中:(1)为入口区,(2)为膨胀区,(3)为扩散区,(4)为出口区。不同区域的热流密度变化和平均热流密度都不一样,4个区域在一个周期内的热流密度变化如图4所示。不同的区域具有不同的热流密度特性,入口区和膨胀区的热流密度峰值最大,入口区有新鲜燃气可以吸收壁面的热量,入口区的平均热流密度较低;扩散区和出口区的热流密度峰值较低,然而热流密度平均值较大;在有限元仿真里流体向固体传热热流密度都是负值,因此这里的热流密度为负值。

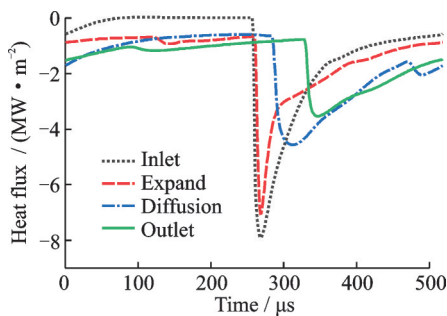


图4 一个周期内不同区域热流密度变化

Fig.4 Heat flux of one cycle in different regions

1.1.3 流固耦合仿真

根据RDE燃烧室结构、材料参数和模型边界条件,采用有限元法计算燃烧室冷却结构的热响应,内壁面加载旋转爆震仿真获得的热边界条件,冷却通道通入航空煤油作为冷却介质,建立简化的冷却模型,通过仿真确定主动冷却燃烧室壁面的温度变化规律。

1.2 计算方法

RDE燃烧室内充分混合的燃气经爆震燃烧,燃烧室内部爆震波区域的温度最高达到2 830 K,燃烧室内爆震波速度最高达到1 800 m/s,高温燃气和CMCs壁面有很强的对流换热,将热量传递给内壁面,内壁面的高温又经过CMCs导热传导至外壁面,CMCs外壁面上的冷却管通过石墨层吸收传导至外壁面的热量,铜管内的冷却工质经过和铜管耦合换热带走热量,从而降低CMCs燃烧室壁面的温度,实现对燃烧室壁面的冷却。根据能量守恒定理、结构导热、流固耦合定理等,建立流固耦合模型。

1.2.1 流体控制方程

对燃烧室内燃气和冷却通道内冷却煤油两种流体分别进行流动和传热计算,其控制方程^[9]为

$$\nabla(\rho v) = 0 \quad (1)$$

$$\nabla(\rho v v) = -\nabla p + \nabla(\tau) \quad (2)$$

$$\nabla(v(\rho E + p)) = \nabla\left(k_{\text{eff}}\nabla T - \sum_j h_i J_i + (\tau_{\text{eff}}v)\right) + S_h \quad (3)$$

式中: ρ 为流体密度; v 为流体速度; p 为静压力; τ 为应力张量; E 为能量; k_{eff} 为有效导热率, $k_{\text{eff}} = k + k_1$, k_1 为湍流导热系数; T 为温度; h_i 为组分*i*的显焓, J_i 为组分*i*的扩散通量,燃烧室内的燃气有多个组分; τ_{eff} 为有效应力张量; S_h 为能量方程的广义源项。

1.2.2 固体结构传热方程

CMCs是具有耐高温能力和良好导热性能的材料,相较于燃烧室内高温燃气内壁面的对流传热,CMCs壁面的传热模型如下^[23]

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho_{\text{st}}c_{\text{st}}T_{\text{st}}) + \frac{\partial q_x}{\partial x} + \frac{\partial q_y}{\partial y} + \frac{\partial q_z}{\partial z} = 0 \quad (4)$$

式中: ρ_{st} 、 c_{st} 和 T_{st} 分别为固体的密度、比热容和温度; q_x 、 q_y 和 q_z 为热流密度分量。

1.2.3 流固界面热流边界条件

RDE燃烧室内部是高温气体和燃烧产物,而燃烧室壁面是固体CMCs,它们之间存在对流换热^[29],对流传热的热流边界条件为

$$-\kappa_f\left(\frac{\partial T}{\partial n}\right)_{f,w} = -\kappa_s\left(\frac{\partial T}{\partial n}\right)_{s,w} \quad (5)$$

式中: κ_f 为流体导热系数; $\left(\frac{\partial T}{\partial n}\right)_{f,w}$ 为流体边界面上

法向温度梯度; κ_s 为固体导热系数; $\left(\frac{\partial T}{\partial n}\right)_{s,w}$ 为固体边界面上法向温度梯度。

2 结果与讨论

2.1 内壁边界热载荷

在冷却模型的内壁面加载固定的RDE燃烧室热载荷可以方便计算出冷却模型的温度变化,然而计算出的热平衡温度和实际情况差别很大,主要原因是燃烧室壁面的热流密度随着壁面温度的变化而变化,所以准确的壁面热流密度对冷却模型的计算很重要,在三维的旋转爆震仿真中采用1 μs 的时间步长,在上述三维爆震波模拟条件下,分别对壁面温度为300、500、700、900和1 100 K进行旋转爆震波仿真,获取不同壁面温度燃烧室不同区域一个

周期的热流密度曲线,如图 5 所示。从图中可以看出,在不同的区域,热流密度的大小和分布都不相同,热流密度随着温度的逐步升高而不断降低,热流密度的峰值亦不断降低。

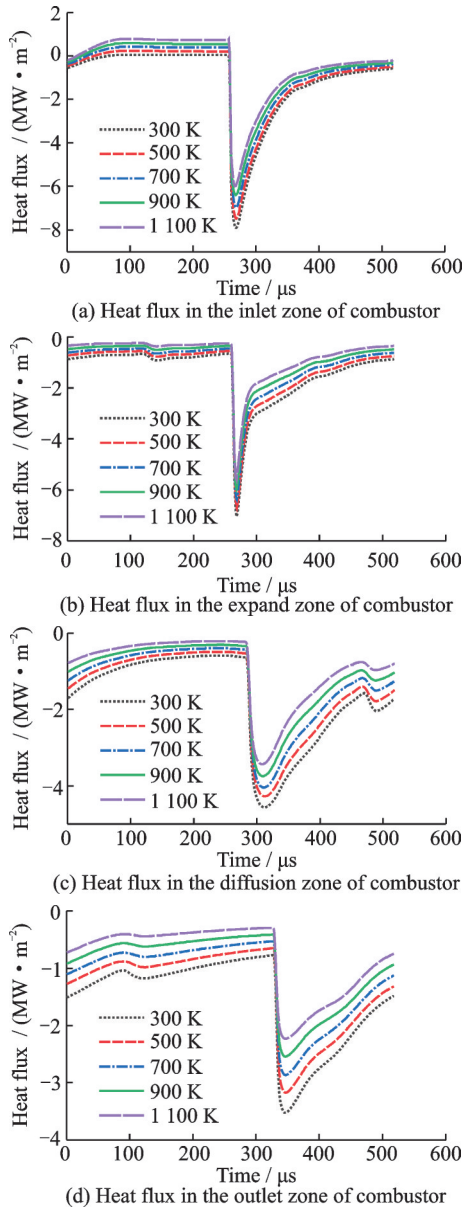


图 5 不同区域的热流密度随温度变化曲线

Fig.5 Heat flux in different zones varying with temperature

燃烧室的不同区域热流密度都是周期性变化的,如果以 $1 \mu s$ 为时间步长,将热流密度加载到冷却模型上,计算量太大,需要耗费大量的计算资源,为了提高计算效率可将一个周期内不同区域的平均热流密度加载到热边界,加载壁面温度为 300 K 的燃烧室不同区域平均热流密度,根据冷却结构内壁温度的变化加载对应的平均热流密度。表 2 为不同壁面温度下的燃烧室不同区域的平均热流密度,从表中可以看出,随着壁面温度的升高,燃烧室不同区域的热流密度逐渐降低,扩散区的热流密度平均值最高,入口区的平均热流密度最低,出口区

表 2 不同壁面温度下燃烧室不同区域的平均热流密度

Table 2 Average heat flux in different zones of combustor at different wall temperatures ($MW \cdot m^{-2}$)

温度	入口区	膨胀区	扩散区	出口区
300 K	1.15	1.42	1.73	1.57
500 K	0.97	1.26	1.54	1.37
700 K	0.78	1.09	1.34	1.19
900 K	0.59	0.92	1.14	1.00
1 100 K	0.40	0.75	0.94	0.82

的热流密度稍高于膨胀区;燃烧室的热量集中在中后端,为了更有效地对燃烧室进行冷却,将冷却管的入口设在燃烧室出口壁面上、冷却管的出口在燃烧室入口壁面上。

2.2 冷却模型壁面温度

根据旋转爆震发动机燃烧室不同区域热流密度分布,RDE 燃烧室热环境更为严苛的是在中后段,将冷却管入口放在燃烧室出口端的壁面上更有利于燃烧室中后段的冷却;对矩形截面的冷却模型进行模拟,获取 RDE 燃烧室壁面温度变化规律,与 Ishihara 等^[30]的燃烧室点火实验数据进行对比,验证燃烧室壁面温度模型是否合理。图 6 为燃烧室简化冷却模型不同区域的温度变化曲线,图 7 为 RDE 燃烧室壁面温度的实验数据^[30],温度计采集的是距离内壁面 1 mm 的壁面温度,从图 6 可以看出燃烧室不同区域的壁面温度是不一样的,燃烧室中段的温度明显高于入口和出口区域,图 6 的温度数据上升速度逐渐变缓,主要是因为热通量随着壁面温度的升高而逐渐降低;通过与 Ishihara 等^[30]的实验数据进行对比,实验采集的温度曲线明显高于模拟的温度曲线,主要原因是 Ishihara 模型的燃烧室平均热通量大于本模型。从图 6 和图 7 的温度上升曲线可以看出,冷却模型壁面温度上升趋势与实验数据一致,说明该冷却模型可以准确模拟燃烧室壁面温度。

RDE 燃烧室各区域壁面温度的变化如图 8 所示,随着时间的增加,燃烧室壁面温度的变化越来越小,因为 RDE 燃烧室内壁面的热通量随着壁面

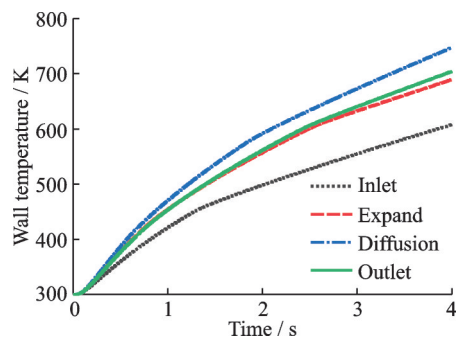


图 6 燃烧室壁面温度在 4 s 内的变化

Fig.6 Combustor wall temperature within 4 s

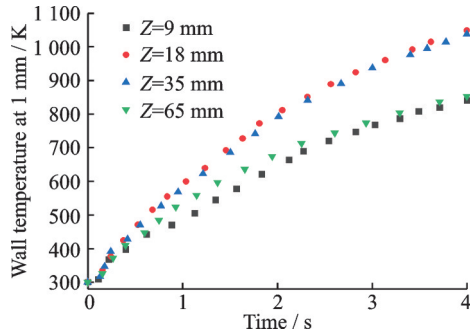
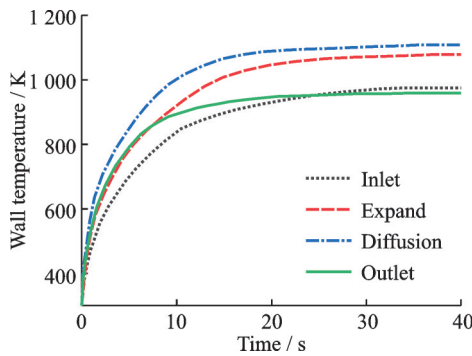
图7 壁面温度在4 s内的实验数据^[30]Fig.7 Experimental data^[30] of the wall temperature within 4 s

图8 燃烧室的稳态壁面温度

Fig.8 Steady state combustor wall temperature

温度的升高而降低,冷却液通过对流换热带走传导至外壁的热量,燃烧室在一定温度下会达到一个热平衡状态,燃烧室内壁面不同区域温度逐渐稳定。对比图6和图8可以看出,燃烧室壁面各区域温度分布明显和初期的温度分布不同,出口区在4 s时温度还稍高于膨胀区,在稳态时温度却是燃烧室最低的,主要原因是冷却通道的入口放置在燃烧室出口壁面上,由此可知冷却液对燃烧室中后段具有更好的冷却效果,尤其是对出口区的冷却效果明显。

在达到稳态时不同主动冷却结构的壁面温度随轴向位置的变化曲线如图9所示,红色线和黑色线分别表示矩形截面和圆形截面冷却结构,轴向位置 $Z=0$ mm和 $Z=-250$ mm分别表示燃烧室的入

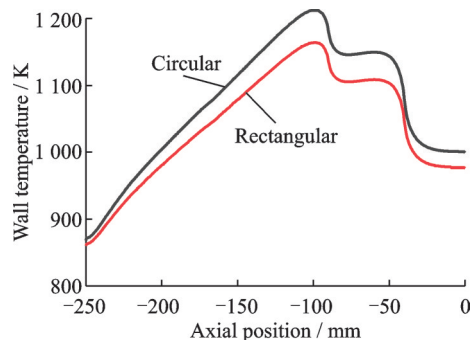


图9 不同冷却截面的燃烧室轴向壁面温度

Fig.9 Axial wall temperature of combustor with different cooling cross-sections

口和出口,冷却液是从燃烧室的出口流入,从燃烧室的入口流出,从图9可以看出,矩形截面的冷却效果明显优于圆形截面,原因是矩形截面的冷却液更靠近内壁面,更容易吸收内壁面的热量,同时矩形截面的截面积更大,跟周围区域的换热面积更大;尽管RDE燃烧室的冷却截面不同,壁面温度的分布是一致的,与此同时燃烧室出口区的温度明显低于其他区域,主要原因是冷却管入口在燃烧室出口壁面上;燃烧室膨胀区和扩散区结合部($Z=-90$ mm)的温度最高,主要原因是这里的热流密度比较高,流经这里的冷却液对内壁面的冷却能力低于燃烧室出口区。

旋转爆震燃烧室内高温燃气的温度很高,必须有热防护措施,要想长时间使用RDE,采用燃油作为冷却液的主动冷却是最理想的方案,从图9中可以看出主动冷却CMCs燃烧室的壁面最高温度在1 200 K左右,采用普通材料或高温合金制作的燃烧室无法满足温度要求,而CMCs可以在此温度下保持良好的力学性能,可以使RDE燃烧室长时间工作而不损坏。

3 结 论

本文对RDE燃烧室主动冷却结构进行了数值模拟,得到了RDE燃烧室壁面热载荷参数和不同冷却结构对CMCs燃烧室壁面温度的影响规律,具体结论如下:

- (1) 燃烧室内壁面热流密度随着壁面温度的升高而降低,扩散区的平均热流密度最大;
- (2) 燃烧室内壁面温度最高区域在膨胀区和扩散区结合部($Z=-90$ mm),温度最低的区域是入口区和出口区,冷却管入口设置在出口区壁面上具有很好的冷却效果;
- (3) CMCs燃烧室主动冷却结构具有很好的冷却效果,矩形冷却管的冷却效果优于圆形冷却管;
- (4) 矩形冷却管可以将燃烧室壁面温度降到1 200 K以下,CMCs燃烧室最高温度在中段区域。

参考文献:

- [1] VOITSEKHOVSKII B V. Maintained detonations [J]. Doklady Akademi Nauk SSSR, 1959, 129: 1254-1256.
- [2] BYKOVSKII F A, KLOPOTOV I D, MITROFANOV V V. Spin detonation of gases in a cylindrical chamber[J]. Doklady Akademi Nauk USSR, 1975, 224: 1038-1041.
- [3] 王兵,谢峤峰,闻浩诚,等.爆震发动机研究进展[J].推进技术,2021,42(4): 721-737.

- WANG Bing, XIE Qiaofeng, WEN Haocheng, et al. Research progress of detonation engines[J]. Journal of Propulsion Technology, 2021, 42(4): 721-737.
- [4] GOTO K, NISHIMURA J, KAWASAKI A, et al. Propulsive performance and heating environment of rotating detonation engine with various nozzles[J]. Journal of Propulsion and Power, 2019, 35(1): 213-223.
- [5] LIM D. Experimental studies of liquid injector response and wall heat flux in a rotating detonation rocket engine[D]. West Lafayette: Purdue University, 2019.
- [6] 郜阿朋. 旋转爆震发动机燃烧室性能与壁面换热的数值研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2017.
- GAO Apeng. Numerical study on performance and wall heat transfer of rotating detonation engine combustion chamber[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2017.
- [7] 仲峰泉, 范学军, 俞刚. 带主动冷却的超声速燃烧室传热分析[J]. 推进技术, 2009, 30(5): 513-517.
- ZHONG Fengquan, FAN Xuejun, YU Gang. Heat transfer analysis for actively cooled supersonic combustor[J]. Journal of Propulsion Technology, 2009, 30(5): 513-517.
- [8] 戎毅, 朱剑琴, 戴武昊, 等. 超燃冲压发动机冷却通道与燃烧室耦合传热数值研究[J]. 推进技术, 2022, 43(4): 200448.
- RONG Yi, ZHU Jianqin, DAI Wuhao, et al. Numerical study on coupled heat transfer between cooling channel and combustor of scramjet[J]. Journal of Propulsion Technology, 2022, 43(4): 200448.
- [9] 杨成骁, 王长辉. 液体火箭发动机推力室复合冷却流动与传热研究[J]. 推进技术, 2020, 41(7): 1520-1528.
- YANG Chengxiao, WANG Changhui. Flow and heat transfer investigation on compound cooling of liquid rocket engine thrust chamber[J]. Journal of Propulsion Technology, 2020, 41(7): 1520-1528.
- [10] 王慧洁, 许坤梅. 液体火箭发动机燃烧室壁液膜冷却的数值模拟[J]. 航空动力学报, 2018, 33(11): 2660-2668.
- WANG Huijie, XU Kunmei. Numerical simulation of liquid film cooling for combustion chamber wall of liquid rocket engine[J]. Journal of Aerospace Power, 2018, 33(11): 2660-2668.
- [11] 吴峰, 王秋旺, 罗来勤, 等. 液体推进剂火箭发动机推力室再生冷却通道三维流动与传热数值计算[J]. 航空动力学报, 2005, 20(4): 707-712.
- WU Feng, WANG Qiuwang, LUO Laiqin, et al. Numerical simulation of heat transfer and fluid flow in cooling channel of the liquid rocket engine thrust chamber[J]. Journal of Aerospace Power, 2005, 20(4): 707-712.
- [12] 吴峰, 王秋旺, 罗来勤, 等. 液体火箭发动机推力室冷却通道传热优化计算[J]. 推进技术, 2006, 21(3): 197-200.
- WU Feng, WANG Qiuwang, LUO Laiqin, et al. Numerical optimization simulation on heat transfer in cooling channel of H₂/O₂ liquid rocket engine thrust chamber[J]. Journal of Propulsion Technology, 2006, 21(3): 197-200.
- [13] 王新竹, 张泰昌, 陆阳, 等. 主动冷却燃烧室燃烧与传热耦合过程迭代分析设计方法[J]. 推进技术, 2014, 35(2): 213-219.
- WANG Xinzhu, ZHANG Taichang, LU Yang, et al. An iterative analysis and design method for study of coupling processes of combustion and heat transfer in actively-cooled scramjet combustor[J]. Journal of Propulsion Technology, 2014, 35(2): 213-219.
- [14] HUO S, YAN Q, GAO X, et al. Ceramic matrix composite turbine vane thermal simulation test and evaluation[J]. International Journal of Turbo & Jet-Engines, 2020, 37(3): 285-293.
- [15] BOUQUET C, FISCHER R. Composite technologies development status for scramjet: AIAA 2005-3431[R]. [S.l.]: AIAA, 2005.
- [16] BOUQUET C, FISCHER R, LUC-BOUHALI A, et al. Fully ceramic composite heat exchanger qualification for advanced combustion chambers: AIAA-2005-3433[R]. [S.l.]: AIAA, 2005.
- [17] BOUQUET C, LACOMBE A, HAUBER B, et al. Ceramic matrix composites cooled panel development for advanced propulsion systems[C]//Proceedings of the 45th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference. Palm Springs: AIAA, 2004: 19-22.
- [18] BOUCHEZ M, BEYER S. PTAH-SOCAR fuel cooled composite materials structure for dual-mode ramjet and liquid rocket engines-2005 status: AIAA 2005-3434[R]. [S.l.]: AIAA, 2005.
- [19] BOUCHEZ M, BEYER S. PTAH-SOCAR fuel cooled composite materials structure for dual mode ramjet and liquid rocket engines: AIAA 2004-3653[R]. [S.l.]: AIAA, 2004.
- [20] DENNIS H P, STUART C J, WILLIAM M D. Integrated numerical methods for hypersonic aircraft cooling system analysis: AIAA 92-0254[R]. [S.l.]: AIAA, 1992.
- [21] GHASEMI H, KERFRIDEN P, BORDAS S P A, et al. Probabilistic multiconstraints optimization of cooling channels in ceramic matrix composites[J]. Composites Part B: Engineering, 2015, 81: 107-119.
- [22] 彭丽娜, 何国强, 刘佩进, 等. 耐高温复合材料的主动冷却实验和数值计算研究[J]. 宇航学报, 2008, 29(5): 1668-1672.
- PENG Lina, HE Guoqiang, LIU Peijin, et al. Experiments and numerical simulation of active cooling ceramic matrix composite[J]. Journal of Astronautics,

- 2008,29(5): 1668-1672.
- [23] 张均锋,穆丹,卞祥德.复合材料主动冷却薄壁燃烧室设计分析[J].航空动力学报,2013,28(11): 2401-2407.
ZHANG Junfeng, MU Dan, BIAN Xiangde. Design analysis of active cooling composite combustion chamber with thin wall[J]. Journal of Aerospace Power, 2013,28(11): 2401-2407.
- [24] XIGUANG G, LONG L, YINGDONG S. A temperature-dependent constitutive model for fiber-reinforced ceramic matrix composites and structural stress analysis[J]. International Journal of Damage Mechanics,2014,23(4): 507-522.
- [25] FANG Guangwu, GAO Xiguang, YU Guoqiang, et al. Effect of the stress level on the fatigue strengthening behavior of 2D needled C/SiC CMCs at room temperature[J]. Materials & Design, 2016,89: 432-438.
- [26] TU Z C, MAO J K, HAN X S, et al. Prediction model for the anisotropic thermal conductivity of a 2.5-D braided ceramic matrix composite with thin-wall structure[J]. Applied Sciences,2018,9(5): 875.
- [27] 成来飞,栾新刚,张立同,等.超高温结构复合材料服役行为模拟——理论与方法[M].北京:化学工业出版社,2020.
- CHENG Laifei, LUAN Xingang, ZHANG Litong, et al. Behaviors of thermostructural composite materials in simulated service environments: Theory and methods[M].Beijing:Chemical Industry Press,2020.
- [28] ZHOU S, MA H, ZHOU C, et al. Experimental research on the propagation process of rotating detonation wave with a gaseous hydrocarbon mixture fuel[J]. Acta Astronautica, 2021, 179(6): 1-10.
- [29] 吴青,谭晓茗,田佳,等.高热流密度燃烧室壁面阵列空气射流-燃油组合冷却结构研究[J].推进技术, 2021,42(4): 941-949.
WU Qing, TAN Xiaoming, TIAN Jia, et al. Integrated cooling configuration of array air jets and fuel cooling for high-heat-flux combustor wall[J]. Journal of Propulsion Technology, 2021,42(4): 941-949.
- [30] ISHIHARA K, NISHIMURA J, GOTO K, et al. Study on a long-time operation towards rotating detonation rocket engine flight demonstration[C]//Proceedings of the 55th AIAA Aerospace Sciences Meeting.[S.l.]:AIAA, 2017.

(编辑:夏道家)