

文章编号:1000-8055(2013)11-2401-07

复合材料主动冷却薄壁燃烧室设计分析

张均锋, 穆 丹, 卞祥德

(中国科学院 力学研究所 流固耦合系统力学重点实验室, 北京 100190)

摘 要: 通过建立流固耦合传热模型, 对不同尺寸冷却通道的主动冷却薄壁燃烧室结构瞬态传热特性进行数值模拟, 给出了主动冷却燃烧室的瞬态温度场分布及其演化. 再采用有限元法计算燃烧室的热应力和应变, 从而揭示了冷却通道几何参数及内部煤油体积流量对燃烧室薄壁结构最高温度和热应力的影响规律. 计算结果表明: 在充分发挥煤油冷却效果前提下, 冷却通道距离燃烧室内壁距离越近, 所需煤油体积流量越大, 而燃烧室结构热应力在 10 s 左右达到最大值, 设计时应着重考虑这段时间内的材料性能.

关 键 词: 燃烧室; 主动冷却; 复合材料; 几何构型; 流固耦合

中图分类号: V235.21

文献标志码: A

Design analysis of active cooling composite combustion chamber with thin wall

ZHANG Jun-feng, MU Dan, BIAN Xiang-de

(Key Laboratory for Mechanics in Fluid Solid Coupling Systems,
Institute of Mechanics, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100190, China)

Abstract: Using the proposed fluid solid coupling heat transfer model, numerical simulation was carried out for the transient heat transfer properties of active cooling combustion chambers with thin wall with different geometric sizes of cooling channels. The distribution and evolution of transient temperature field of active cooling combustion chambers were given. Finite element method was adopted to calculate the thermal stress and strain of combustion chamber. The influence laws of geometric parameters of cooling channels and inner volume flow rate of kerosene on the highest temperature and thermal stress of the thin wall of combustion chamber were explored. The results show that, while bringing the kerosene cooling effect into full play, if the cooling channel is closer to the inner wall of the combustion chamber, the larger kerosene volume flow rate is needed. More attention should be paid to the material properties at 10 s when the thermal stress of the combustion chamber structure reaches peak value.

Key words: combustion chamber; active cooling; composite;
geometric configuration; fluid solid coupling

高超声速飞行器发动机所处的热环境非常复杂恶劣, 而燃烧室又是发动机的核心部件. 在高马赫数情况下, 燃烧室内温度可达 2500 K 以上, 这对材料性能与结构提出了更高的要求. 由于飞行器发动机设计一体化和减少质量的要求, 复合材

料主动冷却燃烧室设计越来越多地受到关注, 如美国与法国合作进行了先进复合材料燃烧室计划 (AC3P)^[1-2], 设计了燃烧室主动冷却方案, 并进行了相似模型实验, 证明了该方案的可行性. 在 Minority Business Development Agency (MBDA) 与

收稿日期: 2012-11-02

网络出版地址: <http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2297.V.20131105.1002.001.html>

基金项目: 国家重大科技计划

作者简介: 张均锋 (1966—), 男, 山东青岛人, 高级工程师, 博士, 主要从事热结构及流固耦合研究.

European Aeronautic Defence and Space(EADS)公司合作的PTAH-SOCAR(Paroi Tissée application hypersonique-simple operational composite for advanced ramjet)计划中,研究并优化了C/SiC复合材料的主动冷却结构^[3-4].美国空军的高超声速技术(HyTech)计划^[5-6],也将开发马赫数为4~8的碳氢燃料超燃冲压发动机技术作为研究重点. Lorenzo等在综合考虑温度分布和热应力的前提下,对复杂环境下采用主动冷却的超燃冲压发动机进行了优化设计,通过气动热力学原理及有限元模拟计算,探究了各参数对材料的影响规律^[7]. Dennis等针对采用主动冷却形式的平板传热问题,编写了有限差分计算程序,将数值计算与实验结果进行了比较,吻合较好,验证了数值分析的准确性^[8].

国内在轻质复合材料燃烧室研究设计方面也有许多研究成果,但将复合材料薄壁结构和主动冷却通道内的流动换热同时考虑,进行热流固耦合分析的研究相对较少. 吴峰等研究了火箭发动机推力室再生冷却通道三维流动与传热的规律,并进行了通道深宽比等冷却通道参数的计算^[9-11]. 彭丽娜等对主动冷却下耐高温复合材料的传热特性进行了实验研究和数值计算,探讨了以C/SiC为代表的耐高温复合材料作为复合主动冷却结构的可行性方案^[12]. 仲峰泉等提出了流固耦合的一维传热分析方法,结合实验对主动冷却方式下马赫数为2.5的复合材料燃烧室进行了传热分析^[13]. 在热结构响应方面,郭运强对某型发动机起动过程中温度场和热应力场的耦合作用进行了数值模拟分析,给出利用瞬态分析方法得到的热应力计算结果,并解释了火焰筒裂纹萌生的原因^[14]. 彭志琦等通过建立气动热和结构响应数值模拟方法,进行了高超声速飞行器前缘类构件的热结构分析及参数影响规律研究,其中对于燃烧室内喷油支板首次采用了热流固耦合的计算方法,并用于喷油支板冷却通道的设计^[15-16].

在直接流固耦合计算中,由于流体计算步长较小,导致计算量大、计算时间长且存储量较大,所以在国内外研究方法中,大部分采用一维简化计算,或是减少时间点选取,或是流体固体传热分步迭代计算. 但实际上飞行器周围的流场和自身结构温度、冷却通道与结构传热的耦合作用是动态贯穿于整个过程,流场和固体结构温度场是实时耦合的,因此需要发展快速高效的流固耦合传热的模型与算法.

本文将气动热与结构传热结合起来,建立热流固耦合力学模型,气动热与结构传热、冷却流体与结构采用界面热流相等的方法进行即时耦合计算,而结构热应力场采用弱耦合方法,即通过读入温度场计算结构不同时刻下热应力分布. 考察了燃烧室冷却通道的几何参数以及内部煤油体积流量(以下简称内流量)对薄壁结构温度场的影响规律,在低于冷却煤油裂解温度前提下,确定燃烧室内壁最高温度值;考虑材料各向异性传热特性,对复合材料薄壁燃烧室结构进行温度场和热应力场的分析,用于制备满足性能要求的材料,并作为复合材料薄壁燃烧室结构设计的依据.

1 流固耦合控制方程

根据气体质量守恒、动量守恒、能量守恒、气固界面条件、固体结构传热、热应力平衡方程等,建立流固耦合模型如下:

1.1 流体控制方程

$$\begin{aligned} & \frac{\partial}{\partial t} \begin{bmatrix} \rho \\ \rho u \\ \rho v \\ \rho w \\ \rho E \end{bmatrix} + \\ & \frac{\partial}{\partial x} \begin{bmatrix} \rho u \\ \rho u^2 + p - \sigma_x \\ \rho uv - \tau_{xy} \\ \rho uw - \tau_{xz} \\ \rho uE + pu - u\sigma_x - v\tau_{xy} - w\tau_{xz} + q_x \end{bmatrix} + \\ & \frac{\partial}{\partial y} \begin{bmatrix} \rho v \\ \rho uv - \tau_{xy} \\ \rho v^2 + p - \sigma_y \\ \rho vw - \tau_{yz} \\ \rho vE + pv - v\sigma_y - u\tau_{xy} - w\tau_{yz} + q_y \end{bmatrix} + \\ & \frac{\partial}{\partial z} \begin{bmatrix} \rho w \\ \rho uw - \tau_{xz} \\ \rho vw - \tau_{yz} \\ \rho w^2 + p - \sigma_z \\ \rho wE + pw - v\tau_{yz} - u\tau_{xz} - w\sigma_z + q_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} \quad (1) \end{aligned}$$

式中 u, v 和 w 为流体的速度分量; E 为总能量; ρ 为流体密度; p 为压力; $\sigma_x, \sigma_y, \sigma_z$ 和 $\tau_{xy}, \tau_{yz}, \tau_{xz}$ 为流体应力分量.

1.2 固体结构传热方程

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho_{st} c_{st} T_{st}) + \frac{\partial q_x}{\partial x} + \frac{\partial q_y}{\partial y} + \frac{\partial q_z}{\partial z} = 0 \quad (2)$$

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

1.3 流固界面热流边界条件

$$-\kappa_f \left(\frac{\partial T}{\partial n} \right)_{f,w} = -\kappa_s \left(\frac{\partial T}{\partial n} \right)_{s,w} \quad (3)$$

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。

1.4 结构热应力计算

根据广义胡克定律,应力和应变关系为

$$\boldsymbol{\varepsilon} = \mathbf{D}^{-1} \boldsymbol{\sigma} + \mathbf{I} \Delta T = \mathbf{D}^{-1} \boldsymbol{\sigma} + \boldsymbol{\varepsilon}_0 \quad (4)$$

$$\boldsymbol{\sigma} = \mathbf{D}(\boldsymbol{\varepsilon} - \boldsymbol{\varepsilon}_0) \quad (5)$$

式中 $\boldsymbol{\varepsilon}$ 为总应变, $\mathbf{D}$ 为材料系数矩阵, T 为温度矩阵; $\boldsymbol{\varepsilon}_0$ 是温度变化而导致的应变; $\mathbf{I}$ 为线膨胀系数矩阵 $[\alpha_x \quad \alpha_y \quad \alpha_z \quad 0 \quad 0 \quad 0]^T$ 。

2 计算模型与参数

燃烧室与冷却通道示意图见图 1, 燃烧室壁厚为 H , 在薄壁内设计冷却通道, 冷却通道形状为正方形, 其边长 $L = H/6$, 通道间隔距离 $D = H/3$, 冷却通道距燃烧室内壁距离为 S , 数值模拟时 S 取值分别为 1, 2, 3 mm。

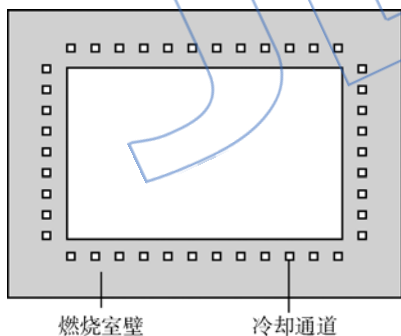


图 1 燃烧室与冷却通道示意图

Fig. 1 Schematic diagram of combustion chamber and cooling channels

燃烧室选用 C/SiC 复合材料, 模型为正交各向异性。C/SiC 材料的密度为 2000 kg/m^3 , 铺层方向弹性模量为 37 GPa , 垂直铺层方向弹性模量为 9 GPa , 面内导热系数为 $11 \text{ W/(m} \cdot \text{K)}$, 垂直面方向导热系数为 $6 \text{ W/(m} \cdot \text{K)}$, 泊松比为 0.27 。C/SiC 复合材料的其他热力学性能见表 1。

2.1 温度场计算模型

建立燃烧室薄壁、冷却通道、燃烧室内高温气

表 1 C/SiC 的热力学性能

Table 1 Thermodynamic characteristics of C/SiC

温度/ K	面内线膨胀系 数/ 10^{-6} K^{-1}	垂直方向线膨胀 系数/ 10^{-6} K^{-1}	比热容/ (J/(kg · K))
301	1.2	1.7	671
873	4.9	7.1	1138
1173	5.5	8.4	1346
1373	5.4	8.1	1650
1573	5.4	8.2	1800

体一体的流固耦合模型, 考虑到模型的对称性, 这里只取 $1/4$ 结构进行建模, 对称面设为对称边界条件。

采用有限体积法模拟燃烧室的热环境, 传热计算的网格划分见图 2。燃烧室内高温气体的流动选用标准 $k-\epsilon$ 湍流模型, 在近壁面处应用壁面函数法处理壁面上的物理量与湍流核心区待求未知量的相互关系。在近壁面处采用增强壁面处理方法时, 控制计算区域内的第 1 层网格到壁面的距离 Δy^+ 均接近 1。高温气体为可压缩气体, 入口和出口均设为压力边界。为消除边界效应, 入口和出口均做了相应延伸。燃烧室内气体马赫数为 2.5, 入口总温为 2500 K , 静压为 80.5 kPa , 总压为 630 kPa 。冷却通道入口为质量入口, 温度为 300 K 。为充分发挥煤油的冷却效果, 避免煤油在通道内裂解, 出口温度设为 900 K 。

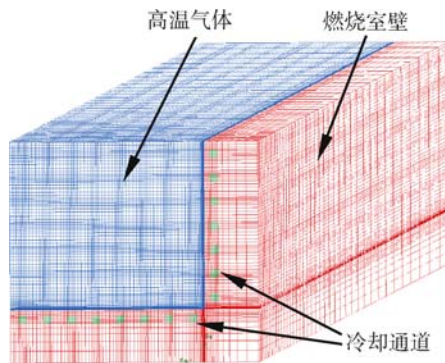


图 2 传热计算的网格划分

Fig. 2 Mesh division for thermal transfer computation

2.2 结构计算模型

利用上述温度场计算结果, 采用有限元法计算固体热响应, 考虑到 C/SiC 复合材料编制工艺及各向异性特性, 网格划分如图 3。由于有限元法网格与计算传热的有限体积法网格划分要求不同, 为保证计算温度场数据的传递, 自行编制了数

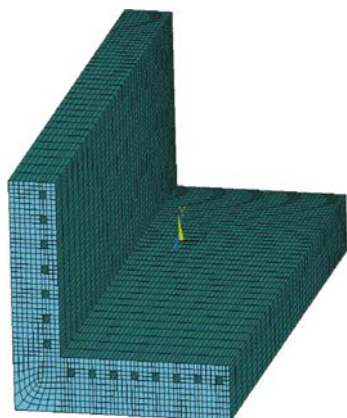


图3 结构计算网格划分

Fig. 3 Mesh division for structural computation

据传递程序,以有限元节点坐标和有限体积节点坐标间的距离为判断准则,将距有限元节点最近的有限体积节点温度赋值给前者,并在有限元程序中采用命令流形式读入各瞬时节点温度,计算不同时刻热应力的大小。

3 计算结果与分析

3.1 结构几何参数与冷却通道内流量对壁温的影响

为了研究燃烧室冷却通道的几何尺寸、内流量对薄壁结构内壁温度场的影响规律,选取冷却通道距燃烧室内壁距离 S 分别为 1, 2, 3 mm 三种情况,通过改变冷却通道内流量大小,计算不同工况下煤油的不同体积流量(以下简称流量)对燃烧室内壁和煤油温度的影响。图 4 和图 5 分别给出当冷却通道距燃烧室内壁距离 $S=2$ mm、内流量 $Q=0.54$ L/s 以及时间为 100 s 时的燃烧室内壁及冷却通道中煤油温度分布云图,表 2 给出了各工况下达到稳定后的煤油温度和燃烧室内壁温度最大值。

由图 4 和图 5 可知,在计算温度达到稳定状态时,燃烧室内壁温度低于 1300 K,没有超过 C/SiC

复合材料的耐温极限值。而由表 2 可知,若以不超过冷却煤油裂解温度 900 K 为准则,可选择用于实际冷却工况的 S - Q 为 $S=1$ mm, $Q=0.54$ L/s; $S=2$ mm, $Q=0.47$ L/s; $S=2$ mm, $Q=0.54$ L/s; $S=3$ mm, $Q=0.47$ L/s。在冷却通道距内壁距离

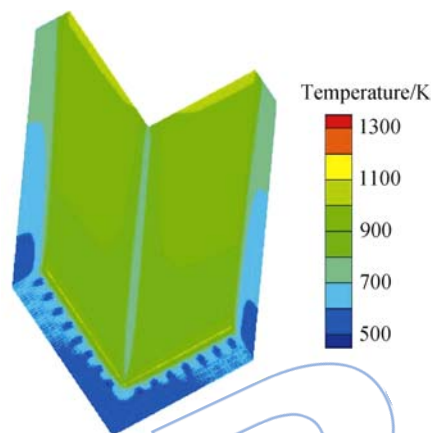


图4 燃烧室内壁温度分布云图

Fig. 4 Contour of temperature on inner wall of combustion chamber

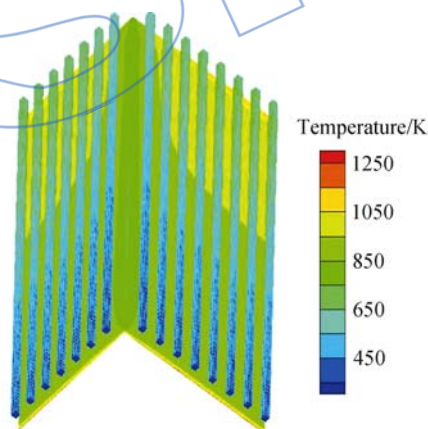


图5 冷却通道中煤油温度分布云图

Fig. 5 Contour of temperature for kerosene in cooling channels

表2 达到稳定后的煤油温度和燃烧室内壁温度最大值(单位:K)

Table 2 The maximum value of temperature for kerosene and inner wall of combustion chamber after reaching stable state (unit:K)

冷却通道 内流量 $Q/(L/s)$	$S=1$ mm		$S=2$ mm		$S=3$ mm	
	煤油温度	内壁温度	煤油温度	内壁温度	煤油温度	内壁温度
0.31					1000	1170
0.39			1150	1290	933	1110
0.47	1080	1190	900	1030	878	1070
0.54	885	960	858	994		

一定的情况下,燃烧室内壁温度最大值随冷却煤油流量的增加而逐渐降低;冷却通道距内壁距离越小,壁面温度最大值越低,主动冷却效果就越好,此时冷却煤油流量的变化对壁面温度的影响也就越敏感.综合考虑燃烧室内壁、冷却煤油的温度及可能引起的热应力, S - Q 的最优选择为 $S=1\text{ mm}$, $Q=0.54\text{ L/s}$.

3.2 几何参数与内流量对结构热应力的影响

由于结构材料为 C/SiC 复合材料,结构分析时应重点关注与材料破坏关系密切的主应力和剪应力.图 6 给出了与热环境计算对应的各工况下结构应力最大值随时间的变化,可以得知,对于某一工况而言,结构热应力在加热初始阶段上升很快,并在 10 s 左右达到最大值,然后随着通道内油温的升高,结构内温度梯度逐渐减小,结构的热应

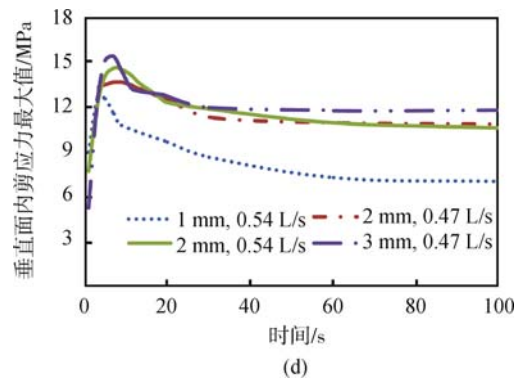
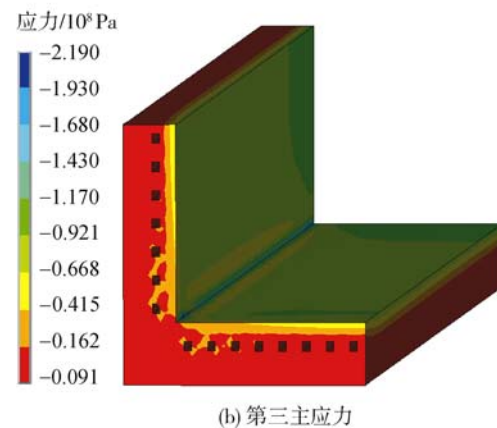
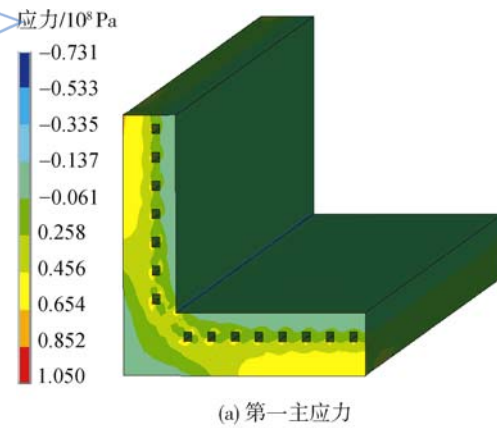
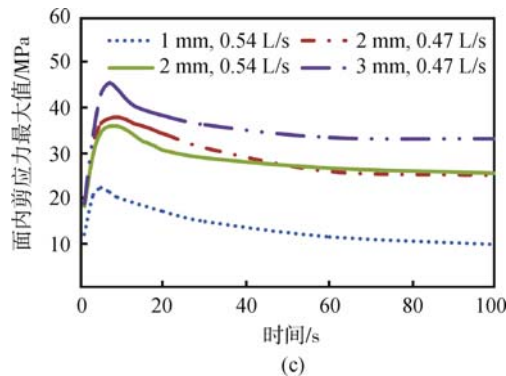
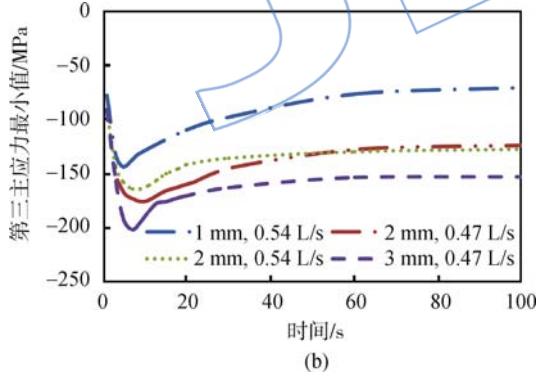
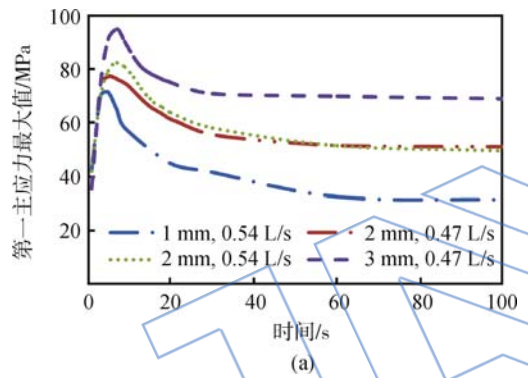


图 6 各工况下结构热应力最大值随时间的变化
Fig. 6 Change of thermal stress peaks with time for different cases

力逐渐降低并趋于稳定.不同工况下,随着冷却通道距内壁距离的增加,结构第一主应力最大值、第三主应力最小值及剪应力最大值都相应增加,说明冷却通道距内壁距离越大,温度梯度越大,导致热应力越大.从结构热应力和材料强度角度考虑, S - Q 为 $S=1\text{ mm}$, $Q=0.54\text{ L/s}$ 时结构的热应力最小,应是最佳选择.

图 7 给出了 $S=3\text{ mm}$, $Q=0.47\text{ L/s}$ 工况下热应力分布云图.其中第一主应力、面内剪应力最大



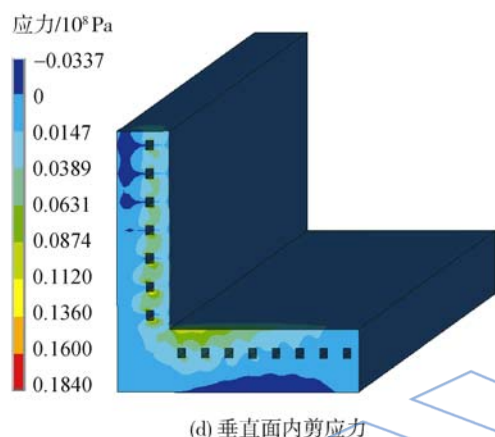
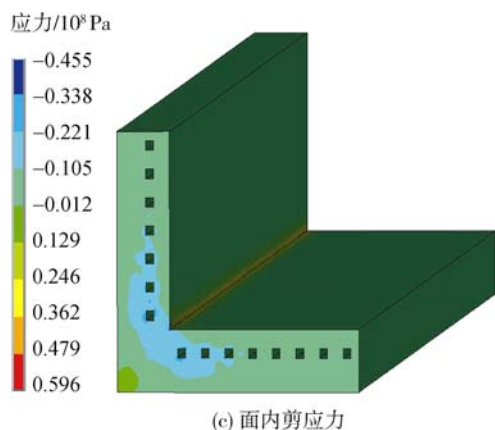


图7 $S=3\text{ mm}$, $Q=0.47\text{ L/s}$ 工况下热应力分布云图

Fig. 7 Contours of thermal stresses for case of $S=3\text{ mm}$, $Q=0.47\text{ L/s}$

值位于冷却通道近约束端的内壁面,第三主应力、垂直面内剪应力最大值位于结构内壁面拐角处。

4 结 论

采用热流固耦合方法对主动冷却薄壁结构燃烧室三维流动与结构传热进行全场数值模拟,并分析结构热应力,得到了燃烧室的瞬态温度场分布及演化规律,给出了燃烧室冷却通道距内壁面的最佳尺寸与冷却通道内流量,结论如下:

1) 冷却通道距离燃烧室内壁越近,煤油流量越大,主动冷却效果越明显。

2) 在冷却通道与燃烧室内壁距离一定的情况下,不考虑热载荷冲击效应,热应力在10 s左右达到最大值。

3) 燃烧室结构热应力随着冷却通道与内壁距离的增加和煤油流量的减少而逐渐增加。

通过模拟计算得到最优设计为冷却通道与内壁距离为1 mm、煤油流量为0.54 L/s,该结果仅为设计提供初步参考,若采用涂层技术还需进一

步计算。

参考文献:

- [1] Clément B, Roger F, Agnès L, et al. Fully ceramic composite heat exchanger qualification for advanced combustion chambers[R]. AIAA-2005-3433, 2005.
- [2] Clément B, Alain L. Ceramic matrix composites cooled panel development for advanced propulsion systems[C]// 45th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Conference. Palm Springs, US: AIAA, 2004: 19-22.
- [3] Marc B, Steffen B. PTAH-SOCAR fuel-cooled composite materials structure for dual-mode ramjet and liquid rocket engines; 2005 status[C]// AIAA/CIRA 13th International Space Planes and Hypersonics Systems and Technologies. Capua, Italy: AIAA, 2005: 1-11.
- [4] Marc B, Steffen B. PTAH-SOCAR fuel cooled composite materials structure for dual-mode ramjet and liquid rocket engines[C]// 40th AIAA/ASME/ASAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit. Fort Lauderdale, US: AIAA, 2004: 11-14.
- [5] Alber H B. Hypersonic air-breathing propulsion efforts in the air force research laboratory[R]. AIAA-2005-3255, 2005.
- [6] Joseph M H, James S M, Richard C M. The X-51A scramjet engine flight demonstration program[R]. AIAA-2008-2540, 2008.
- [7] Lorenzo V, Natasha V, Kathryn H, et al. Design of actively cooled panels for scramjets[R]. AIAA-2006-8069, 2006.
- [8] Dennis H P, Stuart C J, William M D. Integrated numerical methods for hypersonic aircraft cooling systems analysis [R]. AIAA 92-0254, 1992.
- [9] 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. (in Chinese)
- [10] 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, 27(3): 197-200.
- WU Feng, WANG Qiuwang, LUO Laiqin, et al. Numerical optimization simulation on heat transfer in cooling channel of H_2/O_2 liquid rocket engine thrust chamber[J]. Journal of Propulsion Technology, 2006, 27(3): 197-200. (in Chinese)
- [11] 吴峰,曾敏,王秋旺,等. 通道深宽比对液体火箭发动机推力室再生冷却的影响[J]. 航空动力学报, 2007, 22(1): 114-118.
- WU Feng, ZENG Min, WANG Qiuwang, et al. Effect of aspect ratio on heat transfer and fluid flow in regenerative cooling channel of liquid rocket engine thrust chamber[J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22(1): 114-118. (in

- Chinese)
- [12] 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. (in Chinese)
- [13] 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. (in Chinese)
- [14] 郭运强. 某型发动机火箭筒非均匀温度场下热应力分析[D]. 西安:西北工业大学,2004.
- GUO Yunqiang. Thermal stress analysis of a combustor of gas turbine engine under inhomogeneous high temperature [D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2004. (in Chinese)
- [15] 彭志琦,张均锋,牛斌,等. 曲率半径对前缘气动热与结构响应的影响[J]. 力学与实践,2011,33(2):18-23.
- PENG Zhiqi, ZHANG Junfeng, NIU Bin, et al. Influences of curvature radius of leading edge on aerodynamic heating and structural response [J]. Mechanics in Engineering, 2011, 33(2): 18-23. (in Chinese)
- [16] 彭志琦. 前缘类构件的热结构分析及参数影响规律研究[D]. 北京:中国科学院,2011.
- PENG Zhiqi. Thermal structure analysis of leading edge and influences of parameters[D]. Beijing: Chinese Academy of Sciences, 2011. (in Chinese)