

液体火箭发动机推力室内壁寿命预估

孙 冰¹, 丁兆波², 康玉东³

(1. 北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100191;

2. 中国航天科技集团公司 北京航天动力研究所, 北京 100076;

3. 中国航空工业集团公司 中国燃气涡轮研究院, 成都 610500)

摘 要: 为了分析推力室内壁失效机理及准确预估推力室内壁寿命,对推力室进行流-热-固耦合计算.流-热耦合为热-固耦合提供准确的热和机械载荷,热-固耦合模型对推力室内壁在循环加载下的变形进行非线性平面应变有限元分析.通过计算,得到了推力室内壁在单循环各阶段的应力-应变分布和循环加载下的变形过程,并进行了寿命预估.结果表明:采用的流-固耦合策略能准确地实现流-热耦合模块向热-固耦合模块的载荷传递,能为结构分析提供准确的边界条件.在预冷、后冷和松弛阶段,内壁承受拉应力;在工作阶段,内壁承受压应力.随着循环次数的增加,内壁残余应力和应变不断增大,内壁向燃烧室内鼓起和不断变薄,冷却通道中心最先失效.所采用的分析模型能够模拟内壁在循环热和机械载荷下的变形过程,用于预估推力室内壁的循环寿命.

关 键 词: 液体火箭发动机推力室; 流固耦合; 循环加载; 弹塑性材料; 非线性分析; 寿命预估

中图分类号: V238

文献标志码: A

Life prediction of liquid rocket engine thrust chamber liner wall

SUN Bing¹, DING Zhao-bo², KANG Yu-dong³

(1. School of Astronautics,

Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China;

2. Beijing Aerospace Propulsion Institute,
China Aerospace Science and Technology Corporation, Beijing 100076, China;

3. China Gas Turbine Establishment,
Aviation Industry Corporation of China, Chengdu 610500, China)

Abstract: To understand the failure mechanism and predict the life of thrust chamber liner wall, fluid-thermo-structural coupled numerical simulation was carried out for the thrust chamber. The thermal and mechanical loading of thermo-structural coupled analysis were provided by fluid-thermal coupled analysis; for thermo-structural coupled model, a two-dimensional plane strain finite element analysis of the nonlinear deformation of the thrust chamber liner wall was performed. Through computation, the stress-strain distribution of thrust chamber liner wall at different stages of each cycle and the deformation process under cyclic loading were obtained, and a post processing method is applied to predict the life of the thrust chamber liner wall. The results show the fluid-structural coupled method can accurately carry out the loading data exchange from fluid-thermo coupled module to thermo-structureal coupled module and provide the accurate boundary conditions for structural analysis. The liner wall is under tensile stress during the pre-cooling, post-cooling and relax-

收稿日期:2013-07-12

作者简介:孙冰(1960—),女,黑龙江佳木斯人,教授、博士生导师,博士,研究领域为发动机热防护与冷却技术.

E-mail:sunbing1@263.net

tion phases, while under compression stress during the hot run phase. The residual stress and strain are increasing with the operate cycle increasing. The cyclic thermal and mechanical loading cause the liner wall to bulge and thin, and finally lead to the failure of the cooling channel. The analysis model is able to simulate the deformation of the thrust chamber liner wall under cyclic thermo and mechanical loading and predict the cycle life.

Key words: liquid rocket engine thrust chamber; fluid-structural coupled; cyclic loading; elasto-plastic material; nonlinear analysis; life prediction

高压液体火箭发动机在经过多次循环后,推力室内壁失效^[1-3].推力室是液体火箭发动机的关键部件,其使用寿命严重影响液体火箭发动机的可重复使用性.为了更好地理解推力室内壁失效机理,需要对推力室内壁进行准确的结构分析,进而建立可以预测推力室内壁寿命的模型^[4-9].

文献[10-16]采用一维流-热耦合分析提供结构计算所需的热和机械载荷,但没有进行循环加载下的结构分析,一维流-热耦合传热计算精度较差,无法为结构分析提供准确的边界条件.本文将计算模型分为流-热耦合和热-固耦合两个模块,编写了两个模块间的接口程序,实现流-热耦合模块向热-固耦合模块载荷数据的传递.对循环加载下推力室内壁的变形过程进行了有限元分析,并对结果进行后处理,得到了推力室内壁寿命.

1 物理模型和计算方法

1.1 流-热耦合模块

流-热耦合模块采用文献[17]建立的模型,对燃气、推力室内壁和冷却剂进行三维流动和换热耦合计算.经过对比研究,该模块能以较高的精度模拟推力室耦合传热过程,能为结构非线性分析提供准确的边界条件,计算采用的控制方程及具体的实施过程参见文献[18].

1.2 热-固耦合模块

热-固耦合采用顺序耦合方法,即先进行热分析,以热分析计算所得的温度场作为结构分析的载荷.

1.2.1 热分析基本方程

在没有内热源的情况下,稳态导热方程如下:

$$\nabla \cdot (\lambda \nabla T) = 0 \quad \forall x \in \Omega \quad (1)$$

式中 λ 为内壁热导率; ∇T 为内壁温度梯度.

1.2.2 平面应变分析模型

推力室总应变 ϵ_{total} 包括弹性应变 ϵ_{el} 、塑性应变 ϵ_{pl} 、热应变 ϵ_{th} 和蠕变应变 ϵ_{cr} , 结构分析的基本方程参见文献[11].

1.3 边界条件

1.3.1 热分析边界条件

在工作阶段,耦合边界温度由耦合传热计算所得,即

$$T = \bar{T} \quad \forall x \in \Gamma_h, \forall x \in \Gamma_c \quad (2)$$

式中 $T, \bar{T}$ 分别为耦合面温度及其赋值; Γ_h 是燃气与内壁耦合边界; Γ_c 是冷却剂与冷却通道耦合边界.

在预冷、后冷阶段,耦合边界给定第 3 类边界条件,即

$$h_f(T_{\text{bulk}} - T_{\text{wall}}) = \mathbf{n} \cdot \lambda \nabla T_{\text{wall}} \quad \forall x \in \Gamma_c \quad (3)$$

式中 T_{wall} 是内壁温度; h_f 是表面传热系数; T_{bulk} 是流体主流温度; $\mathbf{n}$ 为壁面外法线矢量.

1.3.2 结构分析边界条件

图 1 为单循环各阶段推力室内壁温度场.各阶段间的温度场以图 1 为基础通过线性插值得到.热分析所得温度场作为结构分析的温度载荷.

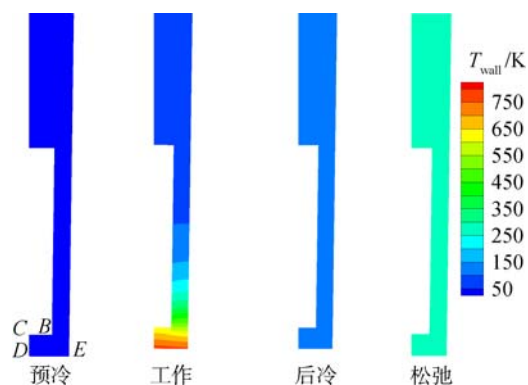


图 1 推力室内壁温度分布

Fig. 1 Temperature distribution of thrust chamber liner wall

压力边界加载各耦合面上,包括冷却剂与冷却通道、燃气与内壁的耦合面.

$$\mathbf{n} \cdot \boldsymbol{\sigma} \cdot \mathbf{n} = p_h \quad (4)$$

$$\mathbf{n} \cdot \boldsymbol{\sigma} \cdot \mathbf{n} = p_c \quad (5)$$

式中 σ 为应力; p_h 是冷却剂压力; p_c 为燃气压力。
各阶段过渡间压力值通过线性插值得到。

1.4 计算方法

采用单向耦合冷却剂、燃气流场和推力室内壁结构计算,即不考虑推力室内壁的变形对冷却剂、燃气流场计算的影响。编写流-热耦合模块向热-固耦合模块传递耦合边界载荷的接口程序。以耦合传热计算得到流-固耦合面的温度和冷却剂、燃气的压力分布作为推力室内壁结构分析的热载荷边界条件和机械载荷边界条件。屈服准则采用 von Mises 屈服准则,采用等向强化准则定义材料进入塑性变形后的后继屈服面的变化。

图 2 为流-热耦合模块和热-固耦合模块的计算模型。图 3 为计算流程及 Fluent 计算结果作为边界加载到 Ansys 模型中计算冷却通道温度,两者一致性较好。由图 3 可知,编写的接口程序能进行准确地耦合面载荷提取和加载。

1.5 寿命预估模型

推力室内壁的损伤包括低周疲劳损伤、棘轮损伤和蠕变损伤。根据线性累积损伤法有

$$D_{\text{total}} = D_{\text{lcf}} + D_{\text{creep}} + D_{\text{ratch}} \quad (6)$$

其中 D_{total} 为总损伤因子; D_{lcf} 为低周疲劳因子; D_{creep} 为蠕变损伤因子; D_{ratch} 为棘轮损伤因子。

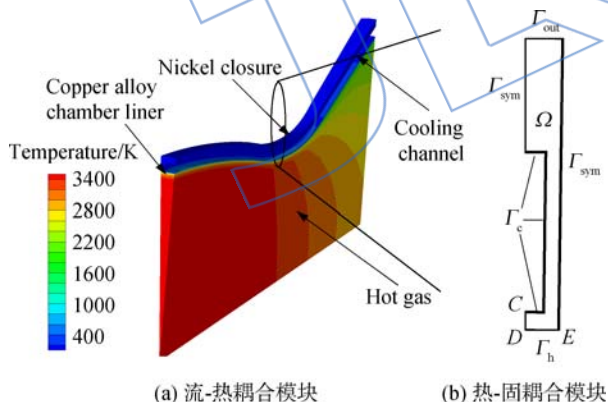
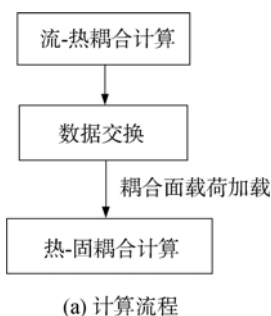


图 2 计算域及模型
Fig. 2 Computational domain and model



(a) 计算流程

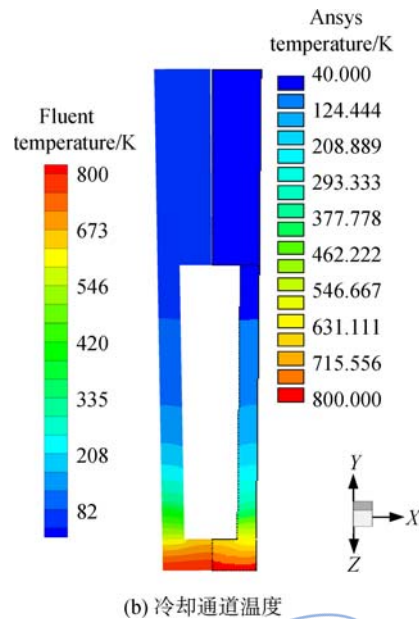


图 3 计算流程及冷却通道温度验证
Fig. 3 Computational process and verification of cooling channel temperature

推力室内壁失效的循环次数与总损伤因子成反比,并采用安全系数为 4,则循环寿命 N 为

$$N = \frac{1}{4 \times D_{\text{total}}} \quad (7)$$

2 计算结果与讨论

2.1 单循环计算结果分析

推力室典型循环过程包括预冷—工作—后冷—松弛 4 个阶段。图 4、图 5 分别为一个循环内各过程推力室的应力(σ)、应变(ϵ)分布,应力、应变以拉伸为正,压缩为负。

在预冷阶段,推力室内壁总体温度要从 300 K 降到 40 K,由于内壁热膨胀系数高于外套,内

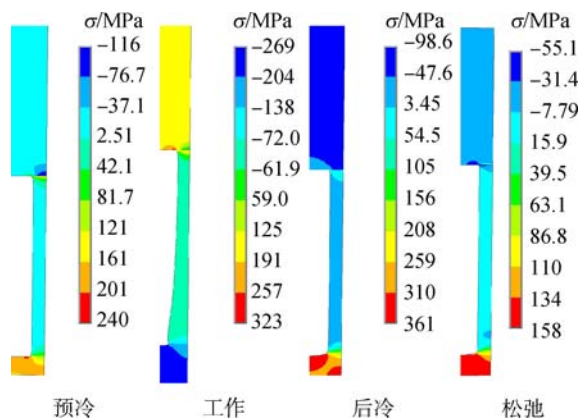


图 4 推力室内壁应力分布
Fig. 4 Stress distribution of thrust chamber liner wall

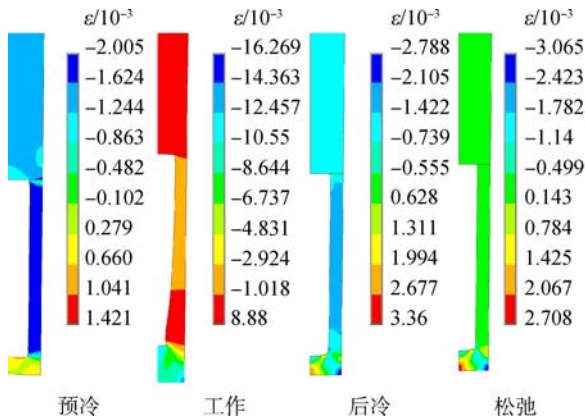


图 5 推力室内壁应变分布

Fig. 5 Strain distribution of thrust chamber liner wall

壁的收缩被外套阻止,使得燃气壁面承受较大的拉应力作用,此时应力、应变为正。在热试车工作阶段,外壁温接近于冷却剂温度导致外壁收缩,而燃气端内壁温度急剧升高导致内壁膨胀,由于外套相对内壁厚度大,镍的屈服强度也大于铝铜合金,使得燃气端壁面受压应力,最大应力达 323 MPa,该应力已超过相应温度下内壁材料的极限强度,使内壁发生塑性变形,最大应变达到 0.016,此时应力、应变为负。在后冷阶段,燃气端壁面因温度降低而导致收缩,使得燃气端内壁受到拉应力的作用,此时应力为正,D 点应变为正,E 点应变为负。在松弛阶段,卸载了热和机械载荷,由于内壁已出现塑性变形,因此出现残余的正应力,D 点残余应变为正,E 点残余应变为负。

图 6 为单循环 B、C、D、E 点应力、应变分布。在预冷、后冷、松弛阶段,应力-应变曲线同前述单循环结果分析,当由预冷向工作阶段过渡时,燃气侧内壁受压应力的作用,由于温度越高,屈服应力越小,应力值在工作稳定段达到最小。由图可知,C 和 E 点为残余压应变;B 和 D 点为残余拉应变,且 D 点残余拉应变变大。

图 7 为 D、E 点 x 、 y 、 xy 方向各应变分量在一个循环内的变化。由图 7 可知,D 点各应变分量在一个循环内反向,E 点各应变分量在一个循环内同向,因此 D 点有效应变幅为工作和后冷阶段有效应变之和,而 E 点有效应变幅为工作阶段有效应变。图 8 为 D 点各应变分量在一个循环内的变化,由图可知,在工作阶段塑性应变达到最大,且塑性应变占总应变的很大部分。图 9 为 B、C、D、E 点在一个循环内的有效应变(ϵ_{eff})变化,由图可知,E 点的有效应变最大,即内壁肋中心的低周疲劳损伤最大。

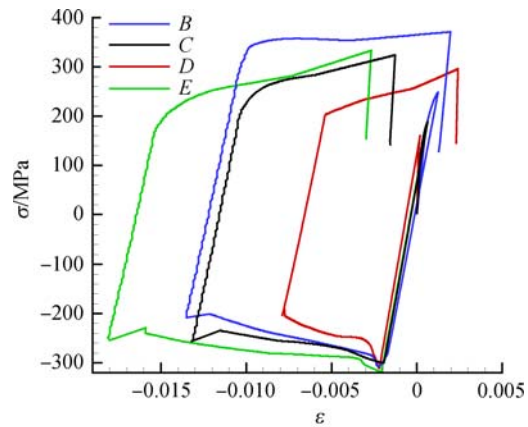


图 6 单循环应力-应变曲线

Fig. 6 Stress-strain curves during one cycle

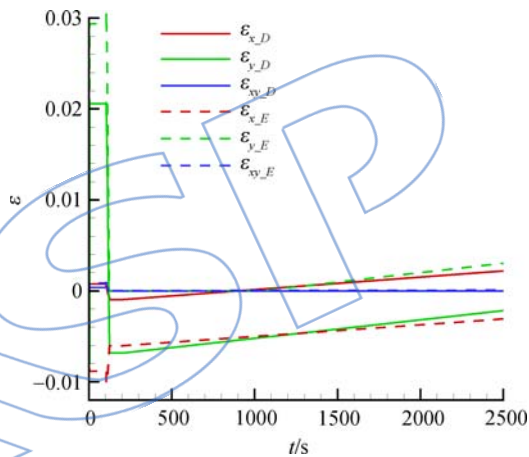


图 7 单循环各方向应变分量的变化

Fig. 7 Variation of directional strain components during one cycle

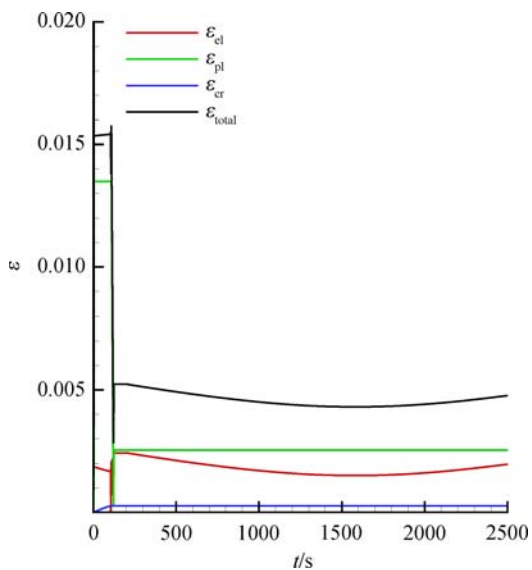


图 8 D 点单循环各应变分量的变化

Fig. 8 Variation of strain components at point D during one cycle

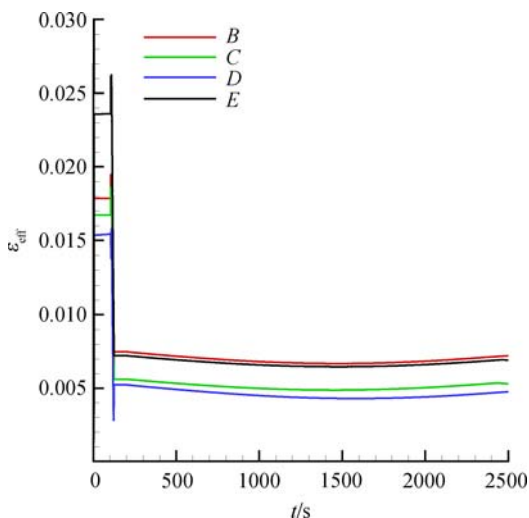


图9 单循环各点有效应变的变化

Fig. 9 Variation of effective strain at each point during one cycle

2.2 多循环计算结果分析

图10为多循环应变分布,图11为C,D点径向位移(d)分布.由图10可知,随着循环次数 n 的增加,内壁不断向燃烧室内鼓起且变薄,再现了试验所观察到的“狗窝”失效模式的形成.图11所示的C,D点径向位移(d)也表明了此现象.第1次循环后,出现了残余应变,随着循环的进行,残余应变不断累积,经过有限次循环,内壁将会出现失效.

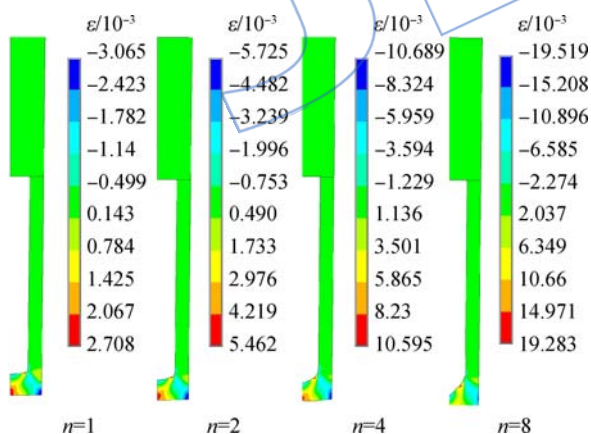


图10 多循环应变分布

Fig. 10 Distribution of strain during cycles

图12为B,C,D,E点多循环的应力-应变曲线.由图可知,各点残余应变随着循环次数的增加逐渐增大;D点残余的拉应变大于B点,E点的残余压应变大于C点;工作阶段,D点和E温度较高,内壁材料发生蠕变,出现应力松弛,图中的垂直段显示的即是应力松弛现象.

图13为B,C,D,E点多循环有效应变变化.由于每一循环工作阶段工况不同,因此工作阶段有效应变有差别.

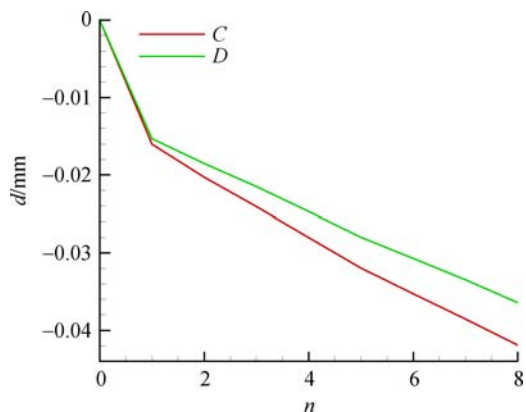
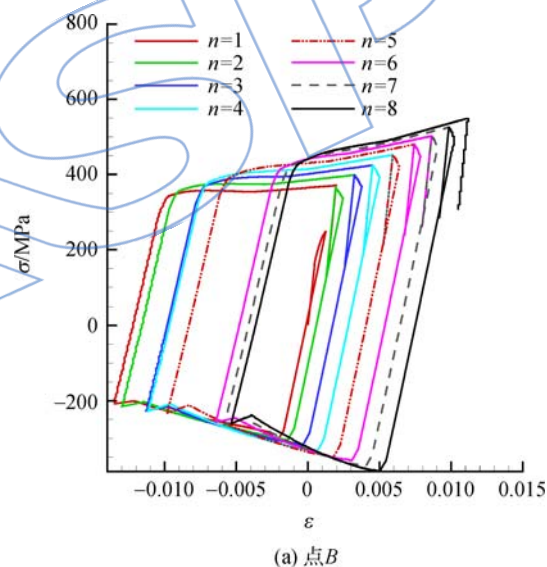
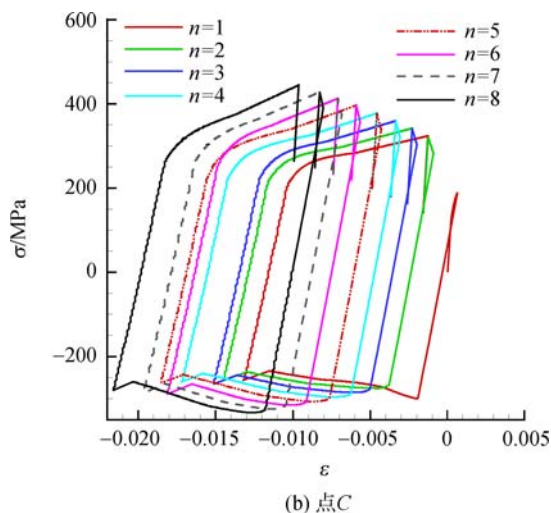


图11 C和D点径向位移

Fig. 11 Radial displacement of points C and D



(a) 点B



(b) 点C

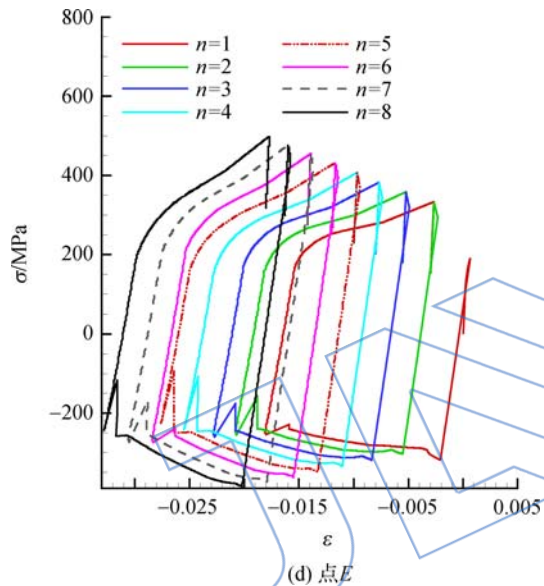
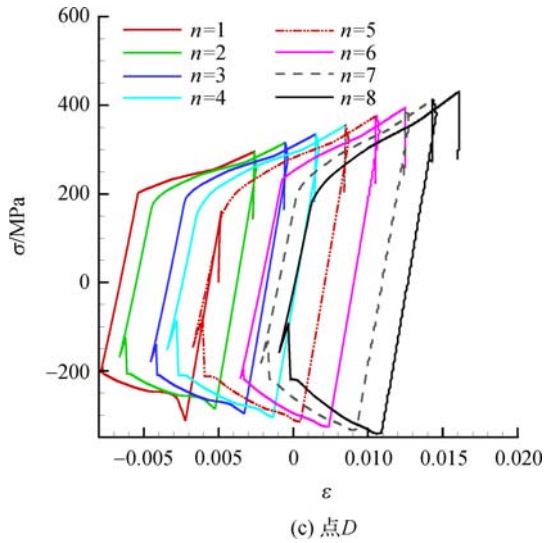


图 12 多循环应力-应变曲线

Fig. 12 Stress-strain curves during cycles

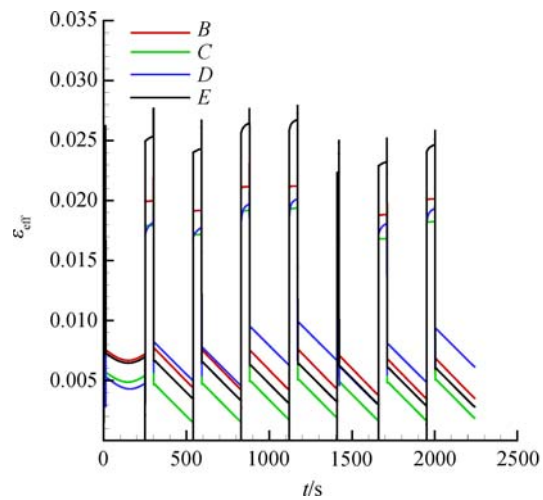


图 13 多循环各点有效应变

Fig. 13 Variation of effective strain at each point during cycles

2.3 寿命预估

表 1 为 B、C、D、E 点循环损伤累积计算结果. 由表可知, B、D 点损伤由低周疲劳损伤和棘轮损伤控制, 且低周疲劳损伤比棘轮损伤大; C、E 点损伤由低周疲劳损伤控制; 对于每一循环, 各点损伤大小关系为: $D > E > B > C$, 这和试验观察到裂纹出现在冷却通道中心是一致的; 随着循环次数的增加, 损伤不断累积, 当循环进行到第 6 次时, D 点总损伤因子为 1.02, 此时冷却通道中心出现裂纹, 这与同样结构和工况下试验观察到的出现梳状裂纹时的循环次数是一致的. 以上表明本文建立的流-固耦合计算模型和寿命预估模型是合理的.

表 1 各点损伤累积

Table 1 Damage accumulative of each point

n	B 点			C 点			D 点			E 点		
	$D_{lcf}/10^{-2}$	$D_{ratch}/10^{-2}$	$D_{total}/10^{-2}$	$D_{lcf}/10^{-2}$	D_{ratch}	$D_{total}/10^{-2}$	$D_{lcf}/10^{-2}$	$D_{ratch}/10^{-2}$	$D_{total}/10^{-2}$	$D_{lcf}/10^{-2}$	D_{ratch}	$D_{total}/10^{-2}$
1	6.01	3.08	9.10	5.43	0	5.43	7.0	5.53	12.54	11.93	0	11.93
2	8.00	3.13	20.22	6.31	0	11.70	12.4	5.00	30.00	13.50	0	25.43
3	7.20	3.06	30.48	5.80	0	17.50	11.5	4.94	46.40	12.40	0	37.86
4	8.85	3.40	42.70	7.07	0	24.60	15.8	4.80	67.06	13.50	0	51.36
5	8.93	3.61	55.30	7.23	0	31.80	16.9	4.92	88.90	13.80	0	65.20
6	6.08	2.94	64.30	4.95	0	36.80	9.05	4.77	102.00	10.70	0	75.90
7	6.89	2.90	74.10	5.40	0	42.20	12.3	4.35	119.30	10.90	0	86.80
8	7.92	3.18	85.20	6.30	0	48.50	15.2	4.32	138.90	11.50	0	98.20

3 结 论

本文采用流-固耦合方法对推力室在循环加载下的变形过程进行弹塑性有限元分析,并对计算结果进行后处理,得到推力室内壁使用寿命,主要结论如下:

1) 本文采用的流-固耦合策略能准确地实现流-热耦合模块向热-固耦合模块的载荷传递,能为结构分析提供准确的边界条件.

2) 在预冷阶段,内壁应力、应变为正;在工作阶段,内壁应力、应变为负.在后冷和松弛阶段,内壁应力为正,D点应变为正,E点应变为负.

3) 随着循环的进行,内壁残余应力和应变不断增大,内壁向燃烧室内鼓起和不断变薄.

4) B,D点损伤主要由低周疲劳损伤和棘轮损伤控制;C,E点损伤主要由低周疲劳损伤控制,冷却通道中心首先发生破坏.

5) 本文所采用的结构分析模型能模拟内壁在循环热和机械载荷下的变形过程,所采用的寿命预估模型能用于预估推力室内壁的使用寿命.

参考文献:

- [1] Hannum N P, Kasper H J, Pavli A J. Experimental and theoretical investigation of fatigue life in reusable rocket thrust chambers[R]. AIAA 76-685, 1976.
- [2] Newell J F, Rajagopal K R. Integrated structural risk-based approach for design and analysis of combustion chamber liners[R]. AIAA 92-3418, 1992.
- [3] Cook R T. Space shuttle orbiter engine main combustion chamber cooling and life[R]. AIAA 73-1310, 1973.
- [4] Popp M, Schmidt G. Rocket engine combustion chamber design concepts for enhanced life[R]. AIAA 96-3303, 1996.
- [5] Porowski J S, Badlani M, Kasrale B, et al. Development of a simplified procedure for thrust chamber life prediction [R]. NASA-OR-165585, 1981.
- [6] Wagner W R, Shoji J M. Advanced regenerative-cooling techniques for future space transportation systems[R]. AIAA 75-1247, 1975.
- [7] Miller R W. Low-cycle fatigue analysis of a cooled copper combustion chamber[R]. AIAA 74-1079, 1974.
- [8] In-Kyung S. A subscale-based rocket combustor life prediction methodology[R]. AIAA-2005-3570, 2005.
- [9] Asraff A K, Sunil S, Muthukumar R, et al. New concepts in structural analysis and design of double walled LPRE thrust chambers[R]. AIAA-2006-4368, 2006.
- [10] Kuhl D, Woschnak A, Haidn O J. Coupled heat transfer and stress analysis of rocket combustion chambers[R]. AIAA 98-3373, 1998.
- [11] Kuhl D, Riccius J, Haidn O J. Thermomechanical analysis and optimization of cryogenic liquid rocket engines[J]. Journal of Propulsion and Power, 2002, 18(4): 835-846.
- [12] Kuhl D. Thermomechanical analysis using finite element methods with particular emphasis on rocket combustion chambers[R]. Jyväskylä, Finnish: European Congress on Computation Methods in Applied Sciences and Engineering, 2004.
- [13] Riccius J R, Zametaev E B. Stationary and dynamic thermal analyses of cryogenic liquid rocket combustion chamber walls[R]. AIAA-2002-3694, 2002.
- [14] Riccius J R, Haidn O J, Zametaev E B, et al. Influence of time dependent effects on the estimated life time of liquid rocket combustion chamber walls[R]. AIAA-2004-3670, 2004.
- [15] Riccius J R, Zametaev E B, Haidn O K, et al. Comparison of 2d and 3d structural FE-analyses of LRE combustion chamber walls[R]. AIAA-2006-4365, 2006.
- [16] 栾吐君, 孙纪国, 田昌义, 等. 氢氧推力室再生冷却内壁故障分析[J]. 火箭推进, 2006, 35(5): 17-21.
- LUAN Yejun, SUN Jiguo, TIAN Changyi, et al. Failure analysis on regeneratively cooled wall of a hydrogen-oxygen thrust chamber [J]. Journal of Rocket Propulsion Technology, 2006, 35(5): 17-21. (in Chinese)
- [17] 康玉东, 孙冰. 燃气非平衡流再生冷却流动传热数值模拟[J]. 推进技术, 2011, 32(1): 119-124.
- KANG Yudong, SUN Bing. Numerical simulation of regenerative cooling flow and heat transfer with nonequilibrium flow[J]. Journal of Propulsion Technology, 2011, 32(1): 119-124. (in Chinese)
- [18] KANG Yudong, SUN Bing. Numerical simulation of liquid rocket engine thrust chamber regenerative cooling [J]. Journal of Thermophysics and Heat Transfer, 2011, 25(1): 155-164.