

文章编号:1000-8055(2012)04-0907-06

液体火箭发动机再生冷却槽寿命预估

杨进慧, 陈 涛, 金 平, 蔡国飙
(北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100191)

摘 要: 基于有限元热结构耦合计算结果分析了液体火箭发动机再生冷却槽的失效形式,并分别采用 Porowski 模型及其蠕变修正模型对冷却槽进行寿命预估. 结果表明冷却槽寿命主要取决于塑性拉伸不稳定失效;蠕变对寿命有一定影响,是寿命预估不可或缺的一部分;减小外壳与内壁的温差幅值、增大每个冷却槽的肋宽比或增加冷却槽数目可以延长寿命. 该寿命预估方法可用于指导可重复使用液体火箭发动机再生冷却槽设计.

关 键 词: 可重复使用; 冷却槽; 塑性拉伸不稳定; 低周疲劳; 蠕变; 寿命

中图分类号: V434⁺. 1

文献标志码: A

Life prediction of cooling passage for reusable liquid rocket engine

YANG Jin-hui, CHEN Tao, JIN Ping, CAI Guo-biao

(School of Astronautics, Beijing University of Aeronautics and Astronautics,
Beijing 100191, China)

Abstract: The thrust chamber life is mainly limited by the cooling passage failure, which is caused by fatigue, creep rupture and plastic tensile instability. Based on the analysis of coupled heat transfer and stress, the Porowski method was taken to perform life prediction of the reusable liquid rocket engine cooling passage. The life of nozzle throat liner was mainly determined by the plastic tensile instability, whereas the effect of creep damage can not be ignored in the life prediction procedure. Reducing the temperature difference between the ligament and closeout and increasing the width ratio of each passage or the passage number were all in favor of prolonging the life of cooling passage. The method used for predicting the cooling passage life can provide reliable criterion for the design of reusable rocket engine.

Key words: reusable; cooling passage; plastic tensile instability; low cycle fatigue; creep; life

随着航天技术在各个领域的广泛应用,可重复使用运载器作为降低进入空间运输费用的重要途径之一,已引起了世界各国的关注,由此也推动着可重复使用液体火箭发动机的发展. 在传统的液体火箭发动机设计中,高性能是主要设计要求,而对于可重复使用液体火箭发动机,寿命已成为其重要技术指标之一. 作为液体火箭发动机的关

键部件之一,推力室严重制约着发动机的寿命^[1]. 推力室在完成一个工作周期后,再生冷却槽产生残余应变并逐次累积,最终产生裂纹导致发动机工作失效,因此冷却槽的寿命直接决定了发动机的寿命^[2-3].

在冷却槽寿命预估研究中, Porowski 等^[4]基于冷却槽矩形梁模型,根据临界厚度推断推力室

收稿日期:2011-05-11; 修订日期:2011-06-29

作者简介:杨进慧(1987—),女,河北衡水人,博士生,主要从事可重复使用液体火箭发动机研究.

寿命; Badlani 等^[5]在其基础上添加了蠕变失效模式,对 Porowski 模型进行了改进,发现在高温高压下蠕变失效严重制约着冷却槽的寿命; Dai 和 Ray^[6]引入夹心梁模型和黏塑性理论,同时考虑蠕变失效和低周疲劳失效对冷却槽的影响,可以对冷却槽的剩余寿命进行实时监测; Kasper^[7]直接利用损伤的线性累加原则对推力室寿命进行评估,发现添加蠕变损伤后寿命为只计算低周疲劳损伤寿命的 30%~50%; 美国 Lewis 研究中心设计进行了多种关于再生冷却的实验,为研究冷却槽材料性能,验证冷却槽理论模型及新型设计理念提供了实验依据,将实验结果与数值模拟结果进行对比发现,由于材料的非线性特征及失效机理的复杂性,一般实验寿命小于预估寿命^[8-9]. 本文采用 Porowski 寿命模型及添加蠕变修正的 Porowski 模型分别进行冷却槽的寿命预估,其中对寿命模型中涉及的温度选取形式进行了修正.

1 数学物理模型及边界条件

本文采用航天飞机主发动机(SSME)作为新一代可重复使用液体火箭发动机的计算算例,对再生冷却槽进行热结构耦合分析及寿命预估. 该发动机推力室壁面共有 390 个冷却槽,槽的深度、宽度及内壁厚度均沿冷却剂流动方向变化^[10].

图 1 为典型的液体火箭发动机再生冷却槽结构模型,其外壳材料为镍基合金,衬层材料为铜合金 NARloy-Z. 考虑到冷却槽沿周向的对称性,取其中一个冷却槽的二分之一作为计算模型(图 1 右). 由于推力室内型面直径远大于再生冷却槽的深度,故将通道截面形状由原来的环扇形截面近似处理为矩形截面.

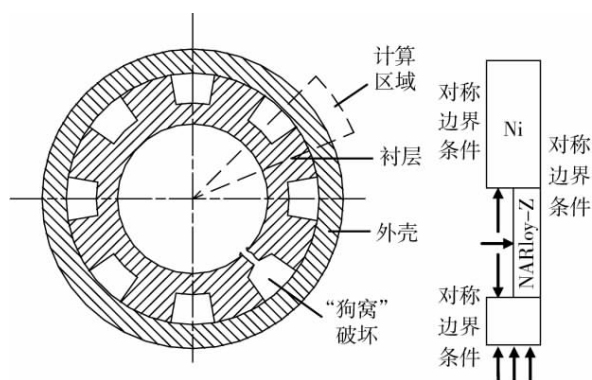


图 1 再生冷却槽结构模型

Fig. 1 Geometric model of the cooling passage

1.1 温度场模型

在对冷却槽温度场分析过程中,首先根据一维传热计算结果给出推力室喉部冷却槽的热边界条件,再采用有限元方法对其进行传热分析.

由于再生冷却工作过程复杂,影响推力室传热过程的因素众多,在一维传热计算中作出如下假设:

1) 再生冷却不影响推力室内的工作状况,且推力室内某一特定位置的燃气平均温度为确定值;

2) 发动机稳定工作,传热过程达到稳态. 在此基础上,根据巴兹公式^[10]和齐德-泰特公式^[11]分别计算燃气侧热流和冷却剂侧表面传热系数.

对于无内热源的稳态热分析,热流密度的梯度为 0.

$$\operatorname{div} q = \operatorname{div} \lambda \nabla T = 0 \quad (1)$$

式(1)中 q 为热流, λ 为内壁导热率, ∇T 为温度梯度.

燃气侧和冷却剂侧边界条件

$$q \cdot n = h_{f, \text{hot}} \nabla T_{\text{hot}} = h_{f, \text{cool}} \nabla T_{\text{cool}} \quad (2)$$

式中 h_f 为表面传热系数, cool 代表冷却剂侧, hot 代表燃气侧, n 为壁面外法线方向.

外表面为绝热边界条件

$$q \cdot n = 0 \quad (3)$$

1.2 应力场模型

在温度场分析基础上,对冷却槽模型进行应力应变分析^[2,12-13]. 在准静态过程中,平衡方程为

$$\nabla \cdot \sigma = 0, \quad \forall x \in \Omega \quad (4)$$

式中 σ 是 Cauchy 应力张量,是关于温度场和总应变 ε 的函数;总应变 ε 由弹性应变 ε^e 、塑性应变 ε^p 和热应变 ε^{th} 3 部分组成

$$\varepsilon = \varepsilon^e + \varepsilon^p + \varepsilon^{\text{th}} \quad (5)$$

式中各向同性材料的热应变是热扩张系数 α 和温差 ΔT 的函数

$$\varepsilon^{\text{th}} = \alpha \cdot \Delta T \cdot I_2 \quad (6)$$

$$\Delta T = T - T_{\text{ref}} \quad (7)$$

式中 I_2 是 2 阶单元张量, T_{ref} 为参考温度.

此外,应力张量可以通过弹性应变和刚度矩阵 $C(T)$ 给出

$$\sigma = C : (\varepsilon^e + \varepsilon^{\text{th}}) = C : (\varepsilon - \varepsilon^p) \quad (8)$$

式中 $C(T)$ 是弹性模量 E 和泊松比 ν 的函数

$$C = \frac{E\nu}{(1-2\nu)(1+\nu)} I_2 \otimes I_2 + \frac{E}{1+\nu} I_4 \quad (9)$$

I_4 是 4 阶单元张量.

上述计算中塑性应变由 von Mises 屈服函数 $f(\sigma)$ 给出

$$d\epsilon^p = \lambda \frac{\partial f}{\partial \sigma} \quad (10)$$

$$f(\sigma, k) = \|s\| - \sqrt{\frac{2}{3}} \sigma_y(k) \quad (11)$$

$$dk = \sigma : d\epsilon^p \quad (12)$$

$$\sigma_y(k) = \left(1 + \frac{\epsilon^p}{\gamma}\right) \epsilon_{y,0}(k) \quad (13)$$

式中 λ 为放大因子; k 为塑性功; s 为偏应力张量; $\sigma_y(k)$ 为塑性功的屈服函数; γ 为材料黏度; $\sigma_{y,0}(k)$ 为静态屈服应力.

1.3 寿命模型

液体火箭发动机推力室的寿命定义为推力室冷却槽失效前的工作循环次数. Porowski 将冷却槽的横肋部分简化为矩形梁模型,如图 2 所示.

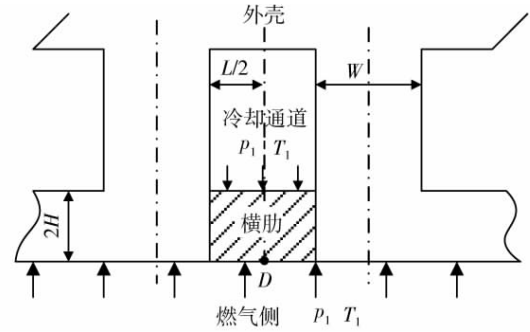


图 2 冷却槽矩形梁模型

Fig. 2 Ligament model of the cooling passage

寿命预估流程如图 3 所示. 图中 t_{ss} 为应力重新分布时间; t_{cycle} 为一个工作周期; D_{cr} 为蠕变损伤; D_{lef} 为低周疲劳损伤; N_t 为横肋停止变薄时的循环次数; N 为塑性拉伸不稳定的寿命; N_c 为低周疲劳失效次数; N_{lef} 为 NARloy-Z 在一定应变下的低周疲劳寿命; N_f 为冷却槽的寿命.

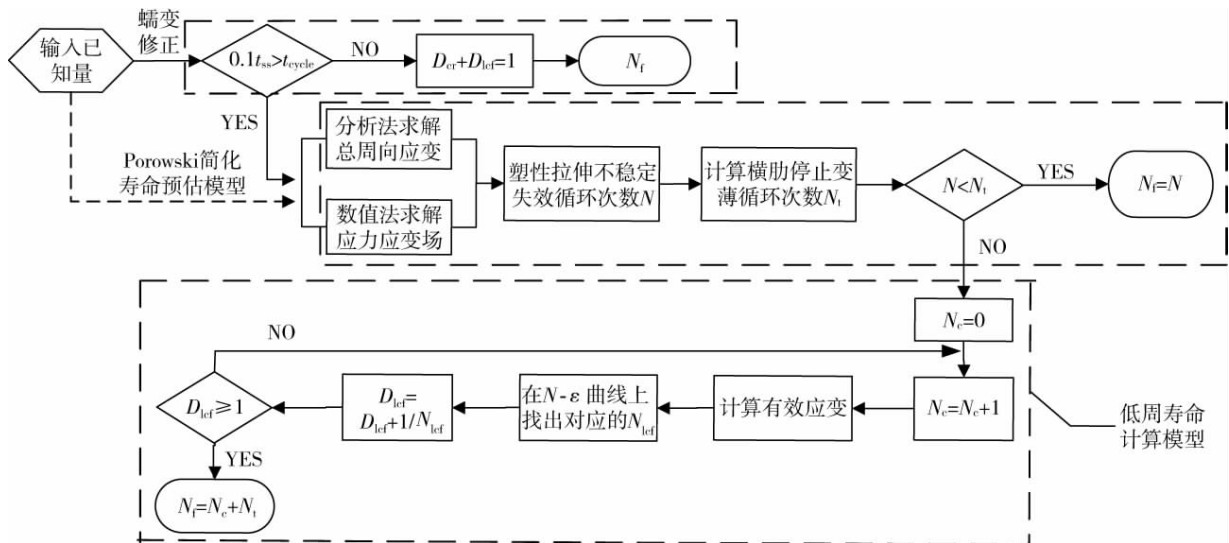


图 3 寿命预估流程

Fig. 3 Procedure for life prediction

对于给定的加载方案,再生冷却槽在完成一个工作周期后产生残余应变致使矩形梁变薄,设 N 个循环后矩形梁的变薄量为 θ_N . 加载过程中的应力应变场可以通过分析法或数值法求得,其中分析法由 Porowski 通过简化载荷及边界条件推导得出,而数值法则通过有限元法求解应力应变场. 当横肋厚度 $(2H - \theta_N)$ 低于临界厚度 t_{cr} 时,便会发生塑性拉伸不稳定失效;但是由于材料本身形变硬化现象,当循环次数达到 N_t 时,横肋便停止变薄. 若 $N < N_t$,则由塑性拉伸不稳定失效决定冷却槽寿命,反之,则在既有形变基础上进行低

周疲劳计算,由低周疲劳失效决定冷却槽最终寿命^[3].

在低周疲劳寿命计算过程中,本文依据 Mason universal slopes(MUS)方程建立 NARloy-Z 在 810 K 下的 $N_{lef}-\epsilon_t$ 曲线^[9]

$$\epsilon_t = 3.5 \left(\frac{\sigma_b}{E} \right) N_{lef}^{-0.12} + \epsilon_f^{0.6} N_{lef}^{-0.6} \quad (14)$$

式中 ϵ_t 为总应变; σ_b 为工作温度下材料的极限强度; E 为弹性模量; ϵ_f 可以按照下式计算:

$$\epsilon_f = \ln \left(\frac{100}{100 - R_a} \right) \quad (15)$$

式中 R_a 为断面收缩率(%)。

在 Badlani 的蠕变修正模型中,如果 $0.1 t_{ss} > t_{cycle}$, 则按原始的 Porowski 模型进行计算,反之,按照线性损伤累加原则^[14]进行寿命预估。 D_{cr} , D_{lef} 计算公式如下:

$$D_{cr} = \frac{t_c}{t_{cr}} \tag{16}$$

$$D_{lef} = \frac{1}{N_{lef}} \tag{17}$$

式中 t_c 为每个循环的保载时间, t_{cr} 为相应应力下的蠕变断裂失效时间。

1.4 边界条件

该发动机在实际工作中,冷却槽两侧载荷加载可分为 5 个阶段:预冷阶段 S1、预冷到热试的过渡阶段 S2、热试阶段 S3、热试到后冷的过渡阶段 S4、后冷阶段 S5^[15],各阶段的持续时间如表 1 所示。

表 1 载荷加载时间

Table 1 Duration of thermomechanical loading cycles

阶段	S1	S2	S3	S4	S5	总时间
持续时间/s	22.5	0.9	180	0.45	281.25	485.1

考虑到冷却槽沿周向的对称性,将模型左边界及右边界设为对称边界,见图 1。燃气侧及冷却剂侧边界条件均包括两部分:热载荷和压力载荷,具体数值如表 2 所示。

表 2 载荷加载值

Table 2 Cyclic thermal and pressure loadings

热载荷	$h_{f,cool}/$ (kW/(K·m ²))	$T_{cool}/$ K	$p_{cool}/$ MPa	$q_{hot}/$ (MW/m ²)	$p_{hot}/$ MPa
S1,S5	102	28	5.1	0	0.0965
S3	545.52	152	36	160	11.86

2 计算结果及分析

2.1 寿命预估模型入口参数分析

寿命预估入口参数包括:几何参数、材料物性参数、材料的 $N_{lef}-\epsilon_t$ 曲线。采用分析法预估寿命时需要根据温度场添加内壁温度 T_i , 外壳温度 T_o 、衬层两侧的温差 ΔT ;采用数值法预估寿命时需要根据应力应变场添加循环过程中非弹性应变幅值。以下通过冷却槽的二维热结构耦合计算结果对上述入口参数进行分析。

2.1.1 温度场

根据上述热载荷加载,对冷却槽进行二维传热分析,温度场如图 4 所示。22.5 s 时预冷过程结束,由于结构外壳的厚度大于衬层厚度,而导热率小于衬层材料,故衬层壁温低于结构外壳的温度;22.5~23.4 s 为预冷向热试的过渡过程,燃气侧壁温升高很快,0.54 s 内温度上升约 450 K,而结构外壳温度升高较慢,两者温差加大,对冷却槽寿命不利;203.4 s 时热试阶段结束,两者温差达到最大值;203.4~203.85 s 为热试向后冷的过渡阶段,衬层的冷却速度远远大于外壳的冷却速度,两者温差逐步减小,有利于热应变的恢复,减小残余应变。

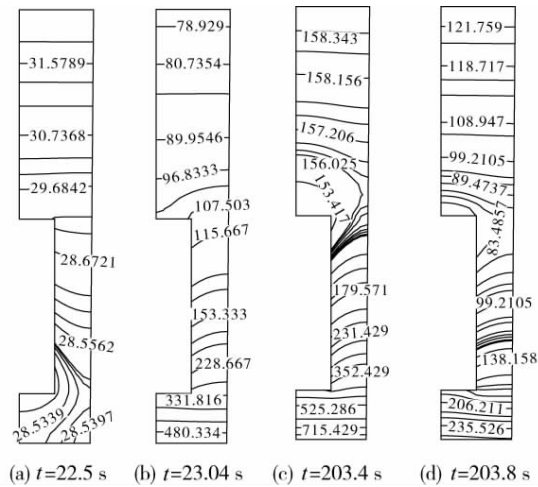


图 4 循环过程温度场

Fig. 4 Distribution of the wall temperature

在原始 Porowski 模型中,温差选取整个横肋的平均值,其并不能反映最恶劣的载荷形式,考虑到横肋的结构失效往往是从点扩展至面,故本文选取横肋两侧温差的最大值点进行寿命预估。

在所得温度场的基础上,得到内壁温度 T_i , 外壳温度 T_o 、衬层两侧的温差 ΔT

$$(T_i - T_o)_{max} = 660.583 \text{ K}$$

$$(T_i - T_o)_{min} = -39.5742 \text{ K}$$

$$\Delta T = 348.674 \text{ K}$$

2.1.2 应力应变场

SSME 和 Ariane V 等高压大型液体火箭发动机在多次热试验后,在喉部上游收敛段冷却槽中心线处出现了裂纹^[2,13],故对危险点—D 点(见图 2)的应力应变场进行分析,结果如图 5 所示。图中应力应变均以拉伸为正,压缩为负。

在预冷阶段,由于结构外壳的厚度大于衬层

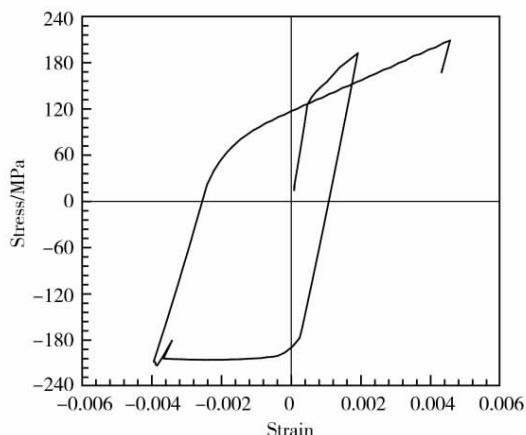


图 5 D 点应力应变曲线

Fig. 5 Tangential stress-strain curve of D point

厚度,而导热率及热膨胀率小于衬层,故 D 点产生较大的切向拉应力,该阶段结束时 D 点产生了较小的正向塑性残余应变。

热试过程中,外壁受冷收缩,对内壁产生压力,内壁则由于温度急剧升高而向外膨胀,两者共同作用下内壁产生超过屈服应力的压应力,即产生塑性变形。应力在温度场稳定后近似保持不变,而应变则由于热棘轮效应继续增大。

后冷阶段,衬层由于受冷急剧收缩,压应力释放,拉应力产生,一个工作循环结束后,残余应变为正向塑性应变。

在所得应变场基础上,得到循环过程中非弹性应变幅值为

$$\Delta \epsilon_{pl} = 0.0117$$

综上,冷却槽热壁面在极大的温差和压差作用下产生很大的塑性变形,循环结束后产生塑性残余应变并逐次累积致使衬层变薄,当变薄量达到一定值时产生裂纹,导致推力室失效破坏。

2.1.3 $N_{lef}-\epsilon_t$ 曲线

公式(14)中, σ_b 取为 379 MPa, $R_a = 50\%$, E 取为 1.24×10^5 MPa, 所得 $N_{lef}-\epsilon_t$ 曲线如图 6 所示。该曲线与 Popp 的试验结果^[16]符合较好,可以用来预估冷却槽的低周疲劳寿命。从图中可以看出,寿命的对数值与总应变的对数值近似成线性关系,减小总应变可以延长寿命。

2.2 寿命预估结果

根据图 3 所示流程和方法,对该发动机喉部冷却槽进行寿命预估,结果如表 3 所示。

在 Porowski 原始寿命预估模型中,与数值法寿命预估结果相比,由于分析法计算塑性变形时采用的弹性模量等物性参数均为常值,导致寿命

预估结果较保守。

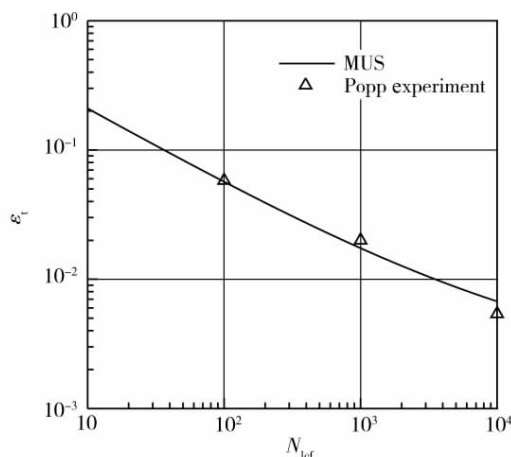


图 6 $N_{lef}-\epsilon_t$ 曲线

Fig. 6 $N_{lef}-\epsilon_t$ curve of the NARLoy-Z

表 3 寿命预估结果

Table 3 Life of the cooling passage

单位:次

N_t	分析法寿命	数值法寿命	蠕变修正寿命
114	39	44	35

在蠕变修正的寿命模型中,蠕变引起的应力松弛导致寿命相比原始模型有一定的减小,由此可见在冷却槽寿命预估过程中,蠕变失效是不可或缺的一种失效模式。

从表 3 可以发现,分析法、数值法寿命均小于停止变薄次数 N_t , 根据 Porowski 模型,该发动机喉部冷却槽的寿命主要取决于塑性拉伸不稳定失效。如果可以避免发生塑性拉伸不稳定失效,就可以大幅度延长冷却槽寿命。

由 Porowski 模型可知,塑性拉伸不稳定的寿命 N 为

$$N = \frac{2H - t_{cr}}{\delta W} (L + W) \quad (18)$$

式中 H, L, W 为冷却槽的结构参数,见图 2, δ 为一个循环过程中横肋的挠度, t_{cr} 为极限厚度

$$t_{cr} = 2H \times e^{-n} \quad (19)$$

式中 n 为形变硬化系数,与加载过程中的极限强度 S_u 和屈服强度 S_y 有关。

从上述公式可以看出,通过以下几种途径可以延长冷却槽寿命:

- 1) 减小循环过程中横肋的挠度 δ ;
- 2) 增大肋宽比 L/W 。

根据 Porowski 预估寿命模型,横肋的挠度 δ

主要取决于周向方向的非弹性应变幅值 $\Delta\varepsilon'_{pl}$, 可以通过下式计算:

$$\Delta\varepsilon'_{pl} = [(T_i\alpha_i - T_o\alpha_o)_{\max} - (T_i\alpha_i - T_o\alpha_o)_{\min}] - \frac{S_{y\max} + S_{y\min}}{E} \quad (20)$$

其中 T 为温度, α 为热扩张系数, i 表示衬层, o 表示外壳, $\max$ 及 $\min$ 分别表示一个循环过程中的最大值和最小值。

可以看出, 该应变幅值主要与外壳与内壁的温差的幅值有关, 减小内外壁的温差幅值可以减小应变幅值, 进一步减小循环过程中的横肋挠度, 从而延长冷却槽寿命。

可以通过以下两种途径增大肋宽比 L/W 来延长寿命:

- 1) 冷却槽数目不变, 增大每个冷却槽的肋宽比, 从而增加冷却剂的表面传热面积, 延长寿命;
- 2) 每个冷却槽的宽度不变, 增加冷却槽数目, 从而增加整个截面上冷却剂的对流换热面积, 延长寿命。

综上分析, 可以通过降低内外壁的温差幅值、增大每个冷却槽的肋宽比或增加冷却槽数目来延长冷却槽的寿命。

3 结 论

本文对冷却槽进行了热结构耦合分析, 在所得温度场及应力应变场基础上完成了冷却槽的寿命预估。该寿命预估方法与模型可用于指导可重复使用液体火箭发动机再生冷却槽的设计及优化。结果表明:

- 1) 再生冷却措施导致推力室壁内外产生极大的温度梯度和热流密度, 冷却槽热壁面在极大的温差和压差作用下产生很大的塑性变形, 随着循环次数的增多, 衬层逐渐变薄, 累积到一定程度时, 产生裂纹, 导致推力室失效破坏。
- 2) 在 Porowski 原始寿命预估模型中, 与数值法寿命预估结果相比, 分析法预估结果较保守; 蠕变对冷却槽的预估寿命有一定影响, 故蠕变失效是寿命预估过程中不可或缺的一部分。
- 3) 降低内外壁温差幅值、增大每个冷却槽的肋宽比或增加冷却槽数目均可以用来延长液体火箭发动机推力室寿命。

参考文献:

- [1] Dai X, Ray A. Damage-mitigating control of a reusable rocket engine Part I: life prediction of the main thrust chamber wall[J]. Journal of Dynamic Systems, Measurement, and Control, 1996, 118(3): 401-408.
- [2] Riccius J, Haidn O J, Zametaev E B. Influence of time dependent effects on the estimated life time of liquid rocket combustion chamber walls[R]. AIAA 2004-3670, 2004.
- [3] Sung I K, Anderson W. A subscale-based rocket combustor life prediction methodology[R]. AIAA 2005-3570, 2005.
- [4] Porowski J S, Badiani M, Kasrale B, et al. Development of a simplified procedure for thrust chamber life prediction [R]. NASA CR-165585, 1981.
- [5] Badlani M L, Porowski J S. Development of a simplified procedure for thrust chamber life prediction with creep [R]. NASA CR-168261, 1983.
- [6] Dai X, Ray A. Life prediction of the thrust chamber wall of a reusable rocket engine[J]. Journal of Propulsion and Power, 1995, 11(6): 1279-1287.
- [7] Kasper H J. Thrust chamber life prediction[R]. NASA CP-2372, 1984.
- [8] Quentmeyer R J. Rocket combustion chamber life-enhancing design concepts[R]. AIAA 1980-2116, 1990.
- [9] Quentmeyer R J. Experimental fatigue life investigation of cylindrical thrust Chambers[R]. AIAA 1977-893, 1977.
- [10] 休泽尔. 现代液体火箭发动机工程设计[M]. 北京: 中国宇航出版社, 2004.
- [11] 杨世铭, 陶文铨. 传热学[M]. 北京: 高等教育出版社, 2002.
- [12] 栾叶君, 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, 32(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, 2006, 32(5): 17-21. (in Chinese)
- [13] Kuhl D, Woschnak A, Haidn O J. Coupled heat transfer and stress analysis of rocket combustion chambers[R]. AIAA 1998-3373, 1998.
- [14] 陈传尧. 疲劳与断裂[M]. 武汉: 华中科技大学出版社, 2005.
- [15] Arya V K, Arnoldt S M. Viscoplastic analysis of an experimental cylindrical thrust chamber line[J]. AIAA Journal, 1992, 30(3): 781-789.
- [16] Popp M, Schmidt G. Rocket engine combustion chamber design concepts for enhanced life[R]. AIAA 1996-3303, 1996.