

## 氢氧推力室再生冷却内壁故障分析

栾叶君, 孙纪国, 田昌义, 尘 军  
(北京航天动力研究所, 北京 100076)

**摘 要:** 对某氢氧火箭发动机在热试车后推力室再生冷却通道内壁产生裂纹的故障建立了理论分析模型, 并进行了温度场与应力场的耦合计算分析。分析认为, 推力室内壁在连续的发动机热试车中出现故障的机理为较大的热载荷和机械载荷的组合促使推力室内壁的组合应力超过当地的屈服极限, 产生较大的塑性变形所致。采用改善冷却通道的结构形式、燃烧室内壁采用适当厚度的隔热镀层、降低推力室内壁应力比  $R$  等措施可以提高再生冷却推力室的热循环寿命。

**关键词:** 推力室; 再生冷却; 液体火箭发动机

**中图分类号:** V434

**文献标识码:** A

**文章编号:** (2006) 05-0017-05

## Failure analysis on regeneratively cooled wall of a hydrogen-oxygen thrust chamber

Luan Yejun, Sun Jiguo, Tian Changyi, Chen Jun  
(Beijing Aerospace Propulsion Institute, Beijing 100076, China)

**Abstract:** After the hot fire test of a hydrogen-oxygen rocket engine, the dog house effect and typical failure happened on the combustion chamber inner wall. The analyzing model for the failure was built and numerical work of couplings between thermal and mechanical fields was done. The result showed that the failure was basically because the large thermal and mechanical loading led to huge local yield stress of the combustion chamber wall and the large plastic deformation on the combustion chamber wall. By optimizing regeneratively cooled structure, adopting appropriate thickness of the thermal insulation plate layer, reducing the stress ratio of interior wall etc, the hot cycle life of regeneratively cooled combustion chamber.

**Key words:** thrust chamber; regeneratively cool; liquid rocket engine

收稿日期: 2006-07-10; 修回日期: 2006-08-25。

作者简介: 栾叶君 (1979—), 男, 工程师, 研究领域为液体火箭发动机设计。  
万方数据

# 1 引言

SSME 和 Vulcain 等高压火箭发动机在多次热试验后, 在燃烧室内壁喉部上游收敛段均出现了不同程度的裂纹<sup>[1-3]</sup>。某氢氧火箭发动机推力室内壁在经过 4 次试车后出现了梳状裂纹(裂纹位置对应于冷却槽中心), 并在后续热试车中裂纹略有扩展, 通道内壁向燃烧室内鼓起。

本文通过对推力室再生冷却通道进行温度场与应力场的耦合计算分析, 研究了推力室在连续的发动机热试车中出现故障的机理, 并提出了提高再生冷却推力室热循环寿命的方法。

# 2 数学物理模型

研究的某氢氧推力室结构如图 1 所示。该推力室采用矩形冷却通道结构形式, 燃气温度高达 3500K, 最大热流密度高达 70MW/m<sup>2</sup>。

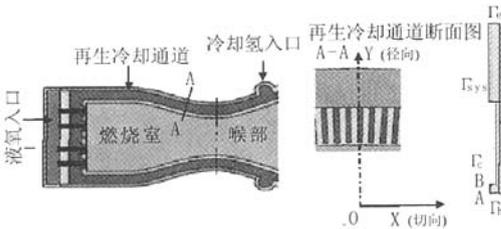


图 1 推力室再生冷却通道结构及边界条件示意图

Fig.1 Schematic of a regeneratively cooled combustion chamber

## 2.1 温度场模型

温度场分析利用考虑了肋条效应的一维传热计算给出燃气侧和冷却剂侧的对流换热系数, 一维传热计算中推力室燃气边换热和冷却剂边换热分别采用巴兹公式和 Hess-Kunz 公式<sup>[4]</sup>, 认为混合比沿燃烧室轴向始终不变。然后再在推力室内壁发生故障的轴向位置处进行有限元温度场分析, 得出沿故障截面沿径向的温度场分布。

对于无内热源的稳态热分析, 热流密度的梯度为 0。

$$\text{div} \vec{q} = \text{div} \lambda \nabla T(x) = 0 \quad x \in \Omega \quad (1)$$

设  $q$  为热流;  $n$  为固体壁面的外法线矢量。

气侧边界条件

$$\vec{q} \cdot \vec{n} = q_h = h_{r, \text{hot}} (T_{\text{hot}} - T) \quad \forall x \in \Gamma_h$$

冷却剂侧边界条件

$$\vec{q} \cdot \vec{n} = q_c = h_{r, \text{cool}} (T - T_{\text{cool}}) \quad \forall x \in \Gamma_c$$

外表面与对称边界为绝热边界条件:

$$\vec{q} \cdot \vec{n} = 0 \quad \forall x \in \Gamma_{\text{sym}}, \Gamma_e$$

由一维传热计算得出推力室故障处内壁的燃气总温为 3500K, 冷却剂边的对流换热系数约为 100000W/m<sup>2</sup>K; 燃气侧对流换热系数约为 17000 W/m<sup>2</sup>K。

## 2.2 应力场模型

采用 ANSYS 软件对推力室内壁裂纹处稳态结构进行了考虑材料非线性的有限元分析。

推力室内壁的总应变由弹性应变、塑性应变、热应变三部分组成。结构分析的基本方程<sup>[12,5]</sup>如下:

$$\nabla \vec{\sigma} = 0, \quad \forall x \in \Omega \quad (2)$$

$$\vec{\sigma} = \vec{C} : \varepsilon_{\text{el}} = \vec{C} : (\varepsilon - \varepsilon_{\text{pl}} - \varepsilon_{\text{th}}) \quad (3)$$

$$\vec{C} = \lambda \vec{I}_2 \otimes \vec{I}_2 + 2\mu \vec{I}_4 \quad (4)$$

$$\lambda = \frac{E\nu}{(1-2\nu)(1+\nu)}, \quad \mu = \frac{E}{2(1+\nu)} \mu \quad (5)$$

$$\varepsilon_{\text{th}} = \alpha (T - T_{\text{ref}}) \vec{I}_2 \quad (6)$$

式中,  $E$  为弹性模量;  $\nu$  为泊松比;  $\alpha$  为热膨胀系数;  $\vec{I}_2$  和  $\vec{I}_4$  分别为 2 阶和 4 阶单元张量;  $\vec{C}$  为柔度矩阵。

塑性应变由冯米塞斯屈服函数  $f(\sigma)$  得出。

$$d\varepsilon_{\text{pl}} = \lambda \frac{\partial f}{\partial \sigma} \quad (7)$$

$$f(\sigma, k) = \|s\| - \sqrt{\frac{2}{3}} \sigma_{\text{yield}}(k) \quad (8)$$

$$dk = \vec{\sigma} : d\varepsilon_{\text{pl}} \quad (9)$$

$$\sigma_{\text{yield}}(k) = \left(1 + \frac{\varepsilon_{\text{pl}}}{\gamma}\right) \sigma_{\text{yield}, 0}(k) \quad (10)$$

式中,  $\lambda$  为放大因子;  $k$  为塑性功;  $s$  为偏应力张量;  $\sigma_{\text{yield}}(k)$  为塑性功的屈服应力函数;  $\varepsilon_{\text{pl}}$  为当量

塑性应变率;  $\gamma$  为材料粘性参数,  $\sigma_{yield,0}(k)$  为静态屈服应力。

模型对称面处边界条件为  $\vec{n} \cdot \vec{u} = 0 \quad \forall x \in \Gamma_{sym}$ ,

其中  $\vec{u}$  为点  $x$  处的位移向量。

再生冷却通道燃气侧的压力边界条件

$$\vec{n} \cdot \vec{\sigma} \cdot \vec{n} = p_{hot} \quad \forall x \in \Gamma_h$$

再生冷却通道冷却剂侧的压力边界条件

$$\vec{n} \cdot \vec{\sigma} \cdot \vec{n} = p_{cool} \quad \forall x \in \Gamma_c$$

表 1 各工作状态的时间段及推力室故障截面冷却剂侧和燃气侧压力

Tab.1 The pressure of coolant and gas on the failure section of combustion chamber in different states

工作状态	冷却剂侧压力/MPa	燃气侧压力/MPa
预冷阶段	1	0.1
热工作阶段	13	9
关机阶段	1	0.1

### 3 计算结果与分析

针对主流燃气的混合比为 6.5 进行了计算, 给出了内壁产生裂纹处再生冷却通道在热试车各个阶段的温度场分布 (见图 2) 及热工作状态的应力场 (见图 3)。

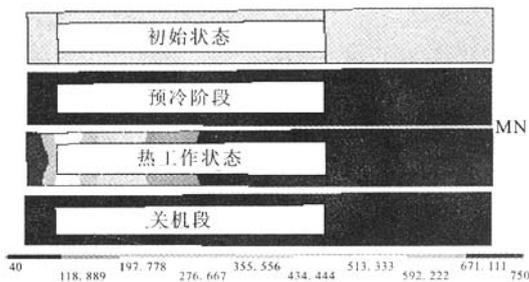


图 2 混合比为 6.5 时推力室壁在各个工作阶段的温度分布

Fig.2 In mixture ratio=6.5 tangential stress distribution on the wall of combustion chamber in working state

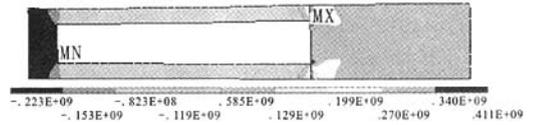


图 3 混合比为 6.5 时推力室壁热工作状态切向应力场分布

Fig.3 In mixture ratio=6.5 temperature distribution on the wall of combustion chamber in different states

如图 4 所示经一次热试车后的冷却通道位移场分布, 对应冷却槽中心位置的内壁向推力室中心鼓起, 这与热试后推力室内壁外观检查到的现象一致。



图 4 一次热试后再生冷却推力室内壁径向位移场分布  
Fig.4 Radial displacement on regenerative cooled inner wall of combustion chamber after a hot run

在预冷阶段, 由于铜内壁的导热率和热膨胀系数都高于外壁, 因而铜内壁相对于外壁产生收缩效应, 这时会使得燃气壁端面产生较大的切向拉应力作用, 在热试车过程中, 外壁由于受低温冷却剂温度降低导致外壁收缩, 而燃气端铜内壁相对于初始参考状态温度急剧升高, 由于这两种效应的共同作用, 使得燃气端壁面产生已超过铜内壁极限强度的塑性切向压应力。在热试阶段结束后的关机段过程中燃气端壁面因温度降低而导致收缩, 因而使得燃气端铜内壁产生较大的塑性切向拉应力。再生冷却通道拐角处由于几何突变而导致应力尖端集中, 因而局部产生了相对其它部位较大的应力和应变。但由于铜内壁有一定韧性, 在尖端的邻域内产生塑性区, 使应力重新分配, 不向其它区域扩展。

图 5 为再生冷却推力室内壁在试车各阶段的应变场分布情况, 图 6 给出了 A 点和 B 点经过一次热试车的应力应变曲线, 其中应变以拉伸为

正, 压缩为负。图中可以看出经过一次热循环后 A 点产生了较大正的塑性切向残余应变, 预冷阶段产生了较小的正的塑性切向残余应变; 热工作阶段开始时由于热冲击产生了较大的负切向塑性应变, 等到温度均匀后, 产生负切向塑性应变区域由于塑性变形不能得到恢复, 表面材料将被拉伸而向燃气侧鼓起, 产生残余拉伸应力, 在高温

条件下, 此拉伸应力会随时间变化而逐渐减小, 称为应力松弛<sup>[5]</sup>; 关机段, 由于压缩应力的释放和拉伸应力的作用而产生了大的正塑性切向残余应变, 当进行多次热试车后, 残余塑性应变积累到一定程度时, 就会在 A 点形成裂纹; 而经过一次热循环后在 B 点产生了负的切向塑性残余应变。

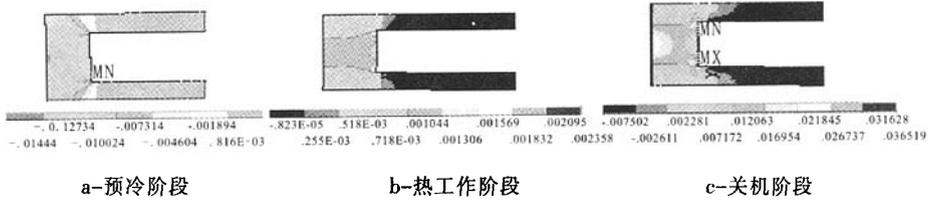


图 5 推力室壁各工作状态应变场

Fig.5 Strain on the wall of combustion chamber in working state

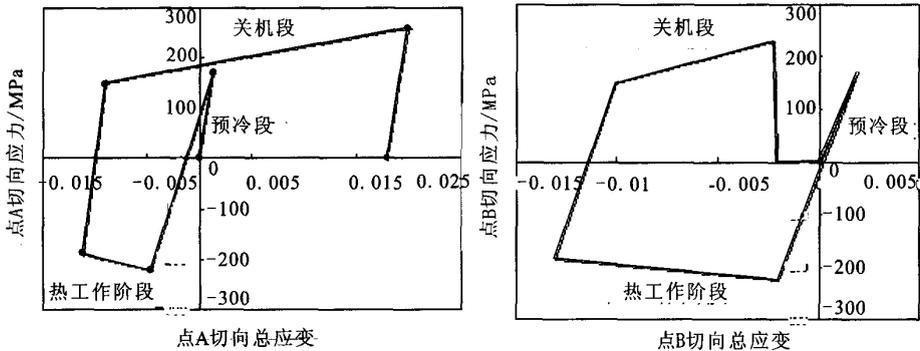


图 6 A 点和 B 点经过一次热试的应力应变曲线

Fig.6 Stress-strain curve on A and B during a hot run

再生冷却推力室的内壁在热试车时承受的是交变应力, Forman 根据试验结果<sup>[6]</sup>, 提出用  $\Delta K$ ,  $K_c$  和平均应力强度因子  $K_{mean}$  表示裂纹扩展速率:

$$\frac{da}{dN} = \frac{C\Delta K^n}{(1-R)K_c - \Delta K} \quad (11)$$

式中,  $K_c$  为临界状态的应力强度因子;  $C$  和  $n$  均为常数;  $\Delta K$  为应力强度因子幅值; 它是由交变应力最大值  $\sigma_{max}$  和最小值  $\sigma_{min}$  所计算的应力强度因子之差; 应力比  $R = \sigma_{min} / \sigma_{max}$ ; 裂纹长度为  $a$ ; 循环数为  $N$ 。

由于在交变载荷的作用下, 随着推力室热循环次数  $N$  的增加, 裂纹长度逐步扩展, 当  $\Delta K$  一定时, 其扩展速率  $da/dN$  不仅与材料和初始裂纹长度有关, 而且还是应力比  $R$  的函数。具有一定长度裂纹的构件, 虽然有时在静载荷下不会引起破坏, 但在热试车时交变载荷的作用下, 由于裂纹具有亚临界扩展的特性, 经过若干次循环后, 构件也会突然发生破坏。

#### 4 防止燃烧室内壁发生故障的措施

经分析认为可以从以下几个方面来提高推力

室循环寿命:

(1) 改善冷却通道的结构形式。改善再生冷却通道的深宽比, 提高冷却剂流速, 可以增强换热能力, 降低内壁温度, 使再生冷却推力室内壁具有降低内壁热应力及增加材料强度的潜在能力。

(2) 燃烧室内壁采用适当厚度的隔热镀层。内壁隔热镀层采用韧性较好、热膨胀系数与推力室内壁相接近的材料, 可以降低热流, 减少温度差, 降低热应力。

(3) 降低推力室内壁应力比  $R$ 。在满足整体承载强度的条件下可以采用减少外壁厚度、选用低刚性的外壁、增加电镀铜层厚度、采用弹性内衬等方法, 这样不仅可以降低内壁的热应力, 还可以降低应力比来减小裂纹扩展率, 提高材料的疲劳寿命, 进而提高推力室的循环寿命。

## 5 结论

本文对氢氧推力室再生冷却通道在热试车的各个阶段进行了温度场与应力场的耦合计算分析, 分析认为推力室内壁在连续的发动机热试车中出现故障的机理是因为推力室在比较恶劣热环境下工作, 较大的热载荷和机械载荷的组合促使推力室内壁所受热应力远远超过当地的屈服极

限, 产生较大的塑性变形, 最终导致燃烧室内壁产生裂纹。可以通过改善冷却通道的结构形式、燃烧室内壁采用适当厚度的隔热镀层、降低推力室内壁应力比  $R$  等措施来提高推力室循环寿命。

## 参考文献:

- [1] Jörg R Riccius, Oskar J Haidn, Evgeny B Zametaev. Influence of time dependent effects on the estimated life time of liquid rocket combustion chamber walls[R]. AIAA 2004-3670.
- [2] P Neittaanmaki, T Rossi, S Korotov, E O-nate, J Periaux, D Kn orzer (eds). Thermomechanical analysis using finite element methods with particular emphasis on rocket combustion chambers[R]. European Congress on computational Methods in Applied Sciences and Engineering ECCOMAS 2004.
- [3] M Popp, G Schmidt. Rocket Engine Combustion Chamber Design Concepts for Enhanced life[R]. AIAA 96-3303.
- [4] 刘国球. 液体火箭发动机原理[M]. 北京: 宇航出版社, 1994.
- [5] 李维特. 热应力理论分析及应用 [M]. 北京: 中国电力出版社, 2004.
- [6] 李庆芬. 断裂力学及其工程应用 [M]. 哈尔滨: 哈尔滨工程大学出版社, 2004.

(编辑: 王建喜)