

液体火箭发动机推力室喉部结构 热疲劳寿命预估研究

张亮¹, 吴海波², 张德禹², 黄道琼², 李录贤^{1*}

(1. 西安交通大学 航天航空学院/机械结构强度与振动国家重点实验室, 陕西 西安 710049;

2. 西安航天动力研究所, 陕西 西安 710100)

摘要: 为了准确预估液体火箭发动机推力室喉部结构的热疲劳寿命, 采用热-力耦合方法对推力室喉部结构在整个循环加载过程中的变形进行数值模拟。以最危险的温度最高和变形最大处为考察点, 在多次循环载荷下, 综合运用循环疲劳和准静态疲劳理论, 对数值计算结果进行分析, 预估了结构的热疲劳寿命。研究表明: 单次循环下, 喉部结构寿命预估值最小, 偏保守和安全, 因而推荐工程设计和工程应用最优先参考。

关键词: 热疲劳寿命; 循环疲劳; 准静态疲劳; 热-力耦合分析; 数值模拟

中图分类号: V434-34 **文献标识码:** A **文章编号:** 1672-9374 (2014) 05-0024-05

Study on predicting thermal fatigue life for throat structure of LRE thrust chamber

ZHANG Liang¹, WU Hai-bo², ZHANG De-yu², HUANG Dao-qiong², LI Lu-xian¹

(1. State Key Laboratory for Strength and Vibration of Mechanical Structures, School of Aerospace,

Xi'an Jiaotong University, Xi'an 710049, China;

2. Xi'an Aerospace Propulsion Institute, Xi'an 710100, China)

Abstract: In order to accurately predict thermal fatigue life for the throat structure of LRE thrust chamber, thermal-mechanical coupling numerical analysis is carried out to simulate the process of thermal deformation for the thrust chamber throat structure in the whole circulation. Some points of the maximum temperature and deformation are taken as the investigated objects to analyze the numerical calculation result and predict the thermal fatigue life of the throat structure under the condition of cyclic loading by means of the theory of cyclic fatigue and the quasi-static fatigue life. The results show that the fatigue life predicted by using the circulation with the single cycle is the safest. Therefore, it is recommended for engineering designs and applications.

Keywords: thermal fatigue life; cyclic fatigue; quasi-static fatigue; thermal-mechanical coupling analysis; numerical simulation

收稿日期: 2014-05-13; 修回日期: 2014-08-29

作者简介: 张亮 (1988—), 男, 硕士研究生, 研究领域为航天器热疲劳、热防护研究

* 通信作者。Email: luxianli@mail.xjtu.edu.cn

0 引言

为了降低空间运输系统成本, 满足空间活动商业化及产业化推广的要求^[1-4], 使用可重复的运载器便凸显了其突出的优越性。液体火箭发动机是可重复使用运载器的动力装置, 推力室喉部结构又是液体火箭发动机的核心部件。研究液体火箭发动机推力室喉部结构热疲劳寿命问题, 是可重复使用空间运输系统安全性和可靠性的保障, 因而具有重要的理论意义及工程应用价值。

在国外, Riccius 等近年来在液体火箭发动机推力室结构热疲劳寿命预估领域做了系列性工作^[5-7]: 2003 年, 他们通过试验确定了液体火箭发动机推力室结构壁面材料的线性与非线性参数; 2004 年, 他们研究了时间相关性对液体火箭发动机推力室结构寿命预估的影响, 稳态和瞬态两种工况对比研究表明, 基于瞬态工况的热疲劳寿命预估值偏小, 更接近真实情形; 2006 年, 他们对液体火箭发动机推力室喉部结构进行简化建模, 分别建立了二维平面应变和二维广义平面应变模型。与三维实体模型进行对比分析研究表明, 三者的疲劳破坏机理、规律一致, 预估寿命相当。但更精细的对比发现, 三者还是略有差异: 基于二维平面应变模型的寿命预估值最小, 基于二维广义平面应变模型的寿命预估值次之, 基于三维实体模型的寿命预估值最大, 这是二维平面应变模型中沿厚度 Z 方向上假设的 $\varepsilon_z=0$ 应变, 使得塑性变形应力张量的偏量部分相对变大而致。这样, 对于不采用 $\varepsilon_z=0$ 假设的广义平面应变模型, 自然会得到与三维实体模型相接近的结果。采用二维平面应变模型所得疲劳寿命预估值略为保守, 但从安全角度考虑, 该简化模型还是经常被推荐使用。

在国内, 2005~2007 年, 吴峰等采用 CFD 技术对液体火箭发动机推力室再生冷却通道三维流动与传热进行了数值模拟及结构优化设计^[8-9]。研究表明: 增大冷却通道深宽比, 在一定程度上, 有利于推力室壁面结构的再生冷却, 可以降低推力室结构燃气侧壁温, 但同时也增大了冷却

通道内冷却工质的进出口压力差。这样, 随着冷却通道深宽比的进一步增大, 冷却效果趋于饱和, 甚至阻止推力室结构的再生冷却。2012 年, 康玉东等采用数值模拟方法对液体火箭发动机推力室的可重复使用技术进行了研究, 对比分析了单次循环下推力室结构在不同内衬材料、不同外衬厚度以及不同冷却通道深宽比等工况下的应力、应变分布^[10]。

液体火箭发动机推力室喉部结构遭受着严酷的热载荷作用, 复杂、交变的热载荷引起结构的温度分布严重不均、瞬时多变, 从而致使局部发生较大的热变形, 同时材料的力学和热学性能在高温下急剧变化, 进而产生更大的塑性变形, 逐渐积累会加快结构发生热疲劳失效。可见, 研究热疲劳问题的核心在于准确分析结构的瞬时温度场以及由此引起的变形。

本文采用热-力耦合方法, 通过多次循环加载 (以最多 4 次为例), 分析各循环工况下结构的变形, 并对结构的热疲劳寿命进行预估分析, 为准确、合理地选取工程设计和应用中的最优热疲劳寿命预估值提供参考。

1 热疲劳寿命预估的基本方法

由周期性变化的热应力或热应变引起的材料破坏称为热疲劳破坏。在高温下, 由于材料的参数劣化, 即使在较低的应力作用下, 仍会产生塑性变形和较大的总变形, 因而, 热疲劳通常属于应变疲劳。本文主要从应变疲劳角度研究推力室喉部结构热疲劳问题。

本节中, 将从循环疲劳和准静态疲劳两个方面介绍结构热疲劳寿命预估的基本方法。

1.1 循环疲劳

循环疲劳是由交变应变 (或应力) 引起的一种疲劳失效形式。循环疲劳的寿命计算基于材料的低周疲劳试验结果。选取一个循环中的最大应变差值, 结合图 1 的试验曲线^[6-7], 可得到失效时的循环使用次数 N_c 。这样, 循环疲劳的利用率 u_c 可由下式计算得到

$$u_c = \frac{1}{N_c} \quad (1)$$

(1) 式表明, 在经过 N_c 个相同的循环后, 循环利用率将达到 1, 即失效。

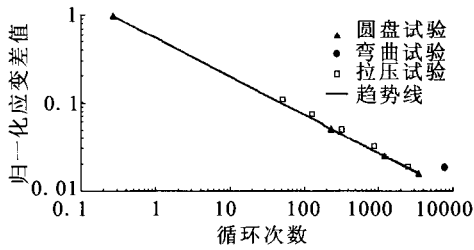


图 1 推力室结构材料归一化的低周疲劳试验曲线^[6-7]

Fig. 1 The normalized experimental curve of low-cyclic fatigue for the thrust chamber material^[6-7]

1.2 准静态疲劳

材料在非对称应力循环加载下塑性变形的累积过程称为准静态疲劳。准静态疲劳的利用率可以定义为^[6-7]:

$$u_{qs} = \frac{\max[0, \varepsilon_{end} - \varepsilon_{begin}]}{\varepsilon_u} \quad (2)$$

式中: ε_{begin} 和 ε_{end} 分别为循环开始和结束时刻的(残余)应变, 包括塑性应变和弹性应变; ε_u 为推力室壁材料的极限应变。

(2) 式表明, 在 $N_{qs}=1/u_{qs}$ 个相同的循环后, 达到极限应变 ε_u , 即失效。在这个过程中最特殊、最简单的一种情形是极限应变 ε_u 与时间和温度无关; 较一般、较复杂情形则是 ε_u 随温度和时间而变化, 我们将这种情形称之为材料的热老化。对于推力室材料, 影响其极限应变的主要因素为温度。因而, 从安全考虑, 准静态疲劳寿命预估时选取工作温度范围内极限应变的最小值作为材料的极限应变。

1.3 总疲劳寿命

总的疲劳利用率 u_t 为以上两部分利用率之和, 即循环疲劳利用率 u_c 与准静态疲劳利用率 u_{qs} 之和, 可表示为

$$u_t = u_c + u_{qs} \quad (3)$$

这样, 失效时, 总的循环次数(即结构的热疲劳寿命)就由总利用率计算得到, 即

$$N_t = \frac{1}{u_t} \quad (4)$$

2 热-力耦合分析的基础理论

对于典型的再生冷却式液体火箭发动机推力室喉部结构, 由于具有循环对称特性, 因此, 可选取其中的一个循环周期结构进行参数化几何建模。采用二维平面应变假设, 将模型进一步简化如图 2 所示, 其中 D , E , F 为本文所关注的 3 个危险点, 分别为残余拉应变最大点 D 、残余压应变最大点 E 和温度最高点 F ; 图中 i 和 j 为典型的具有循环对称特性的两个点。

热疲劳寿命预估基于温度场分析和非线性结构分析两个问题, 本节将分别介绍其主要理论。

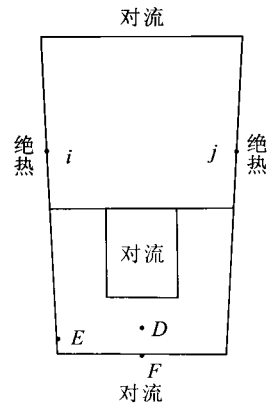


图 2 液体火箭发动机喉部结构的简化模型及热边界条件

Fig. 2 Simplified model for throat structure of liquid rocket engine and thermal boundary conditions

2.1 温度场问题

热-力耦合分析的前提是计算结构的温度场。本文温度场分析涉及以下 4 种可能的热边界条件, 即

1) 固定温度边界条件

$$T = \bar{T} \quad (5)$$

2) 热流边界条件

$$\lambda_x \frac{\partial T}{\partial x} n_x + \lambda_y \frac{\partial T}{\partial y} n_y + \lambda_z \frac{\partial T}{\partial z} n_z = q \quad (6)$$

其中 $q=0$ 时称为绝热边界条件。

3) 对流边界条件

$$\lambda_x \frac{\partial T}{\partial x} n_x + \lambda_y \frac{\partial T}{\partial y} n_y + \lambda_z \frac{\partial T}{\partial z} n_z = h(T_f - T) \quad (7)$$

4) 热辐射边界条件

$$\lambda_x \frac{\partial T}{\partial x} n_x + \lambda_y \frac{\partial T}{\partial y} n_y + \lambda_z \frac{\partial T}{\partial z} n_z = F_{1,2} \varepsilon \sigma (T_\infty^4 - T^4) \quad (8)$$

(5)~(8)式中各符号的含义为:热传导系数 λ , $W/(m^2 \cdot K)$;热流密度 q , $W/(m^2 \cdot K)$;对流换热系数 h , $W/(m^2 \cdot K)$;对流换热边界处的环境温度 T_f , K ;辐射角系数 $F_{1,2}$;物体发射率 ε ;斯忒藩-玻耳兹曼常数 $\sigma=5.67 \times 10^{-8} W/(m^2 \cdot K^4)$;辐射换热边界处的环境温度 T_∞ , K 。

本研究将实际问题的复杂热边界条件简化成了热流(绝热)和对流2种,如图2所示。

2.2 热-力耦合非线性结构分析

本研究热-力耦合分析的特点是既有温度应变,又有非线性的塑性应变,此时,材料的本构关系为

$$\sigma = C : e_{el} = C : (\varepsilon - \varepsilon_{pl} - \varepsilon_{th}) \quad (9)$$

$$\varepsilon_{th} = \alpha (T - T_{ref}) I_2 \quad (10)$$

式中: σ 为Cauchy应力张量; ε 为Green应变张量; ε_{el} 为弹性应变; ε_{pl} 为塑性应变; ε_{th} 为热应变; α 为热胀系数; T_{ref} 为参考温度; T 为当前温度; I_2 为单位二阶张量; C 为弹性张量(由杨氏模量 E 和泊松比 ν 决定),并因问题的种类而不同。

在非线性结构分析中,除准确的载荷条件外,合理的约束条件也至关重要。由于此问题的载荷由温度场引起,只需要将温度边界条件施加即可,因而,在此就约束问题予以说明。

工程上将几何形态沿周向呈周期性变化的结构称为循环对称结构或旋转周期性结构。对这类结构,可以沿周向将其分解为若干个子结构,各子结构之间在对应点上的位移满足一定的规律,即形成所谓的周期性约束。

推力室喉部结构属于循环对称结构,其一个周期内的子结构中的2个代表点如图2中的*i*与*j*所示,其周期性约束关系在极坐标系下可表示为

$$\begin{cases} u_{ir} = u_{jr} \\ u_{i\theta} = u_{j\theta} \end{cases} \quad (11)$$

3 热疲劳寿命预估

本节采用热-力耦合方法,通过数值模拟,

得到考察点在4次循环加载过程中的温度变化以及由变化的温度引起的应变变化。然后采用2节中介绍的热疲劳寿命预估方法,对图2所示的结构进行热疲劳寿命预估。

使用4次循环加载,通过有限元数值分析,得到*D*、*E*和*F*3个考察点在整个加载过程中的温度变化如图3所示。从图中可以看出:在每一次循环开始的起初,各考察点都能在很短的时间内达到最大值,进而在整个热运行阶段基本维持在稳定状态。

另一方面,结构的变形主要由这种温度场的变化引起的热载荷所产生。在整个循环加载过程中,弹性应变与塑性应变将同时存在,这是由于温度循环(即本文循环的概念)完成时仍有机械载荷存在的缘故。

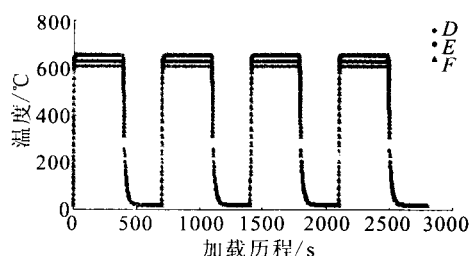


图3 3个考察点在4次循环加载过程中的温度变化曲线

Fig. 3 Temperature change at three points of interest in loading process of four cycles

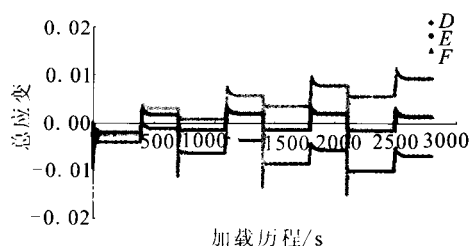


图4 4次循环加载过程中3个观察点处的周向总应变

Fig. 4 Tangential total strains at three points of interest in loading process of four cycles

根据热疲劳寿命预估方法及失效机理,本文将同时关注观察点处的周向总应变和塑性应变。图4所示就是加载过程中3个观察点处的周向总应变变化情况。

从图3和图4可以看出,*F*点虽然温度最高,

但其周向总应变却介于 D 和 E 两点之间，因而在以后的结构热疲劳寿命预估时将不再关注。

为了考察循环过程中各阶段的影响，对第 1 次循环加载过程、前 2 次循环加载过程、前 3 次循环加载过程等 3 种情形也分别进行了分析，并与 4 次循环加载的结果分别进行了比较。

表 1 考察点 D 和 E 疲劳寿命预估值

Tab. 1 Predicted fatigue life respectively of interest points D and E

循环情形	考察点	N_e	N_φ	N_t
第 1 次循环	D	58	46	26
	E	108	∞	108
前 2 次循环	D	33	24	15
	E	77	∞	77
前 3 次循环	D	128	18	11
	E	51	∞	51
4 次循环	D	23	15	9
	E	40	∞	40

表 1 是 4 种不同循环情形下两考察点 D 和 E 处循环疲劳、准静态疲劳和总疲劳寿命的预估结果。可以看出， E 点的总寿命整体偏大，这是因为 E 点的周向残余应变差为负值（参考图 4），导致准静态疲劳寿命部分的预估值为无穷大，从而使得 E 点的总疲劳寿命整体偏大。从物理上也可以这么理解：在一个循环结束后， E 点的应变差为负值，表明该点附近结构在此次循环过程中表现为压缩变形，因而不符合因拉伸降低材料寿命的准静态疲劳机制。 D 点的总寿命比 E 点要小很多，可见 D 点为最危险点，因而是本文疲劳寿命预估时的最关键点。

表 1 表示的是不同情形下热疲劳寿命预估值，由于各个情形包含不同的循环次数，因而不具有直接可比性。为此，将各个过程的寿命预估根据其所包含的循环次数等效成单次循环寿命进而加以比较分析。等效后的结果如图 5 所示。

从图 5 可以看出：随着过程循环次数的增加，推力室结构（考察点 D ）的热疲劳折算寿命预估增大。对于这一结果，可以这样解释：对

于每一次循环加载，其最高温度水平基本持平，温差相当；最显著的不同在于每次循环结束后结构的残余应变（应变增量）在变化。参考图 6，随着循环加载次数的增加，由于塑性行为的非线性特性，各种情形的残余应变增量（差值）并不表现为循环次数的单调递增关系，从而导致推力室结构的疲劳寿命等效预估因不同的循环情形、随着所采用的循环次数的增大而增加。

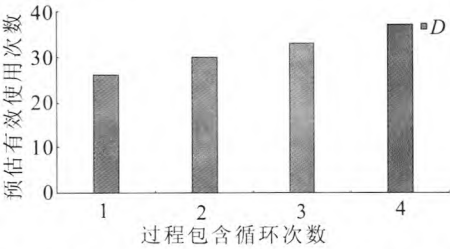


图 5 关键点 D 在不同循环情形时的等效寿命
Fig. 5 Equivalent life of dangerous point D in different loading cycles

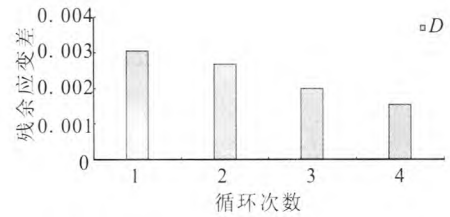


图 6 各循环中 D 点的残余应变差
Fig. 6 Residual strain difference of point D in different loading cycles

上述分析表明，单次循环情形时的寿命预估值是最保守、最安全的，因而在工程设计和工程应用中予以最优先推荐作为参考。

4 结论

本文开展了液体火箭发动机推力室喉部结构的热-力耦合非线性数值分析，并根据热疲劳预估方法，进行了热疲劳寿命预估。由本文工作可得到以下结论：

- 1) 精确分析结构中瞬时温度场以及由此引起的非线性变形是研究结构热疲劳寿命预估的基础。
- (下转第 43 页)

- 仿真研究[J]. 宇航学报, 2011, 32(5): 1195-1204.
- [4] 闫联生, 姚冬梅, 杨学军. 新型耐烧蚀材料研究. 宇航材料工艺[J]. 2002 (2): 29-31.
- [5] 冯志海, 余瑞莲, 姚承照, 等. 四种耐热材料的烧蚀侵蚀试验研究[J]. 宇航材料工艺, 2001 (6): 10-13.
- [6] 李岩芳, 陈林泉, 严利民, 等. 固体火箭冲压发动机补燃室绝热层烧蚀试验研究[J]. 固体火箭技术, 2003, 26(4): 68-74.
- [7] 杨世铭, 陶文铨. 传热学[M]. 北京: 高等教育出版社, 2002.
- [8] 侯增祺, 胡金刚. 航天器热控制技术-原理及其应用[M]. 北京: 中国科学技术出版社, 2007.
- [9] 章熙民, 任泽霈, 梅飞鸣. 传热学[M]. 北京: 中国建筑工业出版社, 1998.
- [10] 孙冰, 刘小勇, 林小树, 等. 固体火箭冲压发动机燃烧室热防护层烧蚀计算[J]. 推进技术, 2002, 23(5): 375-378.
- [11] 杨德军, 李旭东. C/C 复合材料的热化学烧蚀和温度场耦合分析[J]. 复合材料学报, 2013, 30(2): 213-219.
- [12] 尹春贺, 谢勇, 由佳欣, 等. 基于热-电耦合有限元法的隔离开关热稳定性分析[J]. 机电元件, 2013, 33(2): 47-51.

(编辑: 陈红霞)

(上接第28页)

这是因为复杂、交变的热载荷引起结构的温度分布严重不均且瞬态多变, 使得结构局部产生较大的变形, 进而引起结构的热疲劳失效。

2) 应变差 (主要是塑性应变差) 是影响结构热疲劳寿命的最主要因素。热疲劳寿命主要由循环过程中的最大应变差确定的循环疲劳寿命部分决定, 与循环过程中产生的残余应变确定的准静态疲劳寿命也有关。

3) 由于塑性行为的非线性特点, 根据多次循环预估的寿命都更大, 即单次循环寿命预估值则是最保守、最安全的, 因而推荐工程设计和应用最优先参考。

参考文献:

- [1] DUMBACHER D. NASA's second generation reusable launch vehicle program introduction, status and future plans, AIAA-02-3613[R]. USA: AIAA, 2002.
- [2] ACCETTURA A G, MASCANZONI F, IERARDO N. Investigations and considerations about reusable LOX/HC engines as key technologies for future launch vehicles, AIAA-02-3846 [R]. USA: AIAA, 2002.
- [3] 张登成, 唐硕. 美国重复使用运载器的发展历史、现状及启示[J]. 导弹与航天运载技术, 2003, 265(5): 20-27.
- [4] 才满瑞. 可重复使用空间往返运输系统的最新发展[J]. 航天控制, 2004, 22(4): 21-25.
- [5] RICCIUS J R, HAIDN O J. Determination of linear and nonlinear parameters of combustion chamber wall materials, AIAA-03-4901[R]. USA: AIAA, 2003.
- [6] RICCIUS J R, HAIDN O J, ZAMETAEV E B. Influence of time dependent effects on the estimated life time of liquid rocket combustion chamber walls, AIAA-04-3670[R]. USA: AIAA, 2004.
- [7] RICCIUS J R, ZAMETAEV E B, HAIDN O J. Comparison of 2d and 3d Structural FE-Analyses of LRE Combustion Chamber Walls, AIAA-06-4365 [R]. USA: AIAA, 2006.
- [8] 吴峰, 王秋旺. 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.
- [9] 吴峰, 曾敏, 王秋旺. 通道深宽比对液体火箭发动机推力室再生冷却的影响[J]. 航空学报. 2007, 22 (1): 114-118.
- [10] 康玉东, 孙冰. 液体火箭发动机推力室可重复使用技术[J]. 航空学报, 2012, 20 (7): 1659-1664.

(编辑: 陈红霞)