

国外预估固体火箭发动机寿命的几种模型

陈 光 学

(陕西动力机械研究所)

摘要: 本文简要介绍国外预估固体火箭发动机寿命的几种模型, 其中大多数均得到实际验证, 可用于评估环境因素对固体火箭发动机的影响。

主题词: 固体火箭发动机, 寿命, 模型, 预测

一、引 言

固体火箭发动机的寿命预估, 一般是指对外加载荷进行分析估算, 对构成发动机的各种材料的承载能力进行实验估计^[1]。

固体火箭发动机在贮存期内的破坏是一个缓慢的累积破坏过程^[2]。其实质是发动机在各种外界环境作用下, 其内部的各种微观缺陷聚集、长大、扩展, 进而形成导致发动机的力学、弹道性能恶化的宏观缺陷, 如裂纹、脱粘等, 致使发动机不能正常工作。其性能降低程度取决于外界环境。欲预估固体火箭发动机的使用寿命, 需正确评估外界环境对发动机性能的影响, 给出定量或定性的关系。为此, 需作相应的假设、建立各种物理和数学模型, 进行理论分析和计算, 并用实测数据进行验证, 从而达到预估发动机使用寿命之目的^[3]。

二、外部温度模型

固体火箭发动机性能恶化的主要因素之一是推进剂药柱中的热应力, 受力最大的位置通常是药柱与壳体粘结处和内孔曲折处。热应力与外部温度分布梯度有关。发动机壳体在给定环境下的温度可作为一个随机变量进行模拟, 该随机变量可用含有不同谐波的正弦级数来表征, 其模型可用傅利叶级数表示^[3]

$$T_s = T_m + \sum_{i=1}^I T_i \exp(j\omega_i t) \quad (1)$$

式中 T_s —— 外壳温度 ω_i —— 谐波频率
 T_m —— 平均温度 t —— 时间
 T_i —— 谐波幅值 I —— 所考虑的谐波数

本文1988年11月30日收到

$$j = \sqrt{-1}$$

在药柱内部, 该形式的温度解为

$$T(\vec{r}, t) = T_T(\vec{r}, t) + T_m + \sum_{i=1}^I T_i R_i \exp(j\omega_i t) \quad (2)$$

式中 $\vec{r}$ 表示药柱内部的位置(图1); $T_T(\vec{r}, t)$ 是随时间衰减的瞬时项; R_i 是取决于位置、 ω_i 、推进剂性质和药柱几何特性的项, 与时间无关。

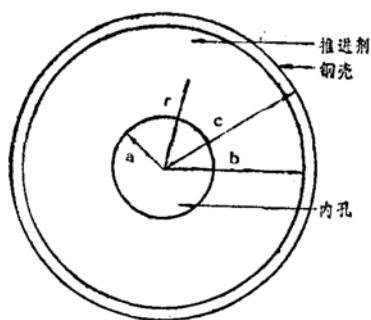


图1 发动机横截面示意图

在此温度条件下, 用适当的方法可求解应力随时间的变化。通常, 应力与药柱内部的温度梯度、推进剂性质、推进剂与壳体间的性能差、药柱和壳体的几何特征等因素有关, 可表示为^{[4][6]}

$$\sigma_{ij} = \sigma_{ij}(\vec{E}_c, \vec{E}_p, \vec{r}, t)$$

式中 σ_{ij} —— 应力分量

$\vec{E}_c$ —— 壳体性能矢量

$\vec{E}_p$ —— 推进剂性能矢量

$\vec{r}$ —— 位置矢量

如果只考虑温度的季节性循环和日循环, 则上述温度表达式可以简化, 使其在傅利叶级数中只含季节和日循环的频率, 因此,

$$T_s = T_m + T_a \sin \omega_a t + T_d \sin \omega_d t \quad (3)$$

式中 T_a 和 T_d 分别为年和日循环的幅值; ω_a 和 ω_d 分别为年循环的频率和日循环的频率,

$$\omega_a = 2\pi / (365 \times 24) = 0.717 \times 10^{-3} \text{ h}^{-1}$$

$$\omega_d = 2\pi / 24 = 0.262 \text{ h}^{-1}$$

三、药柱中的温度分布

瞬时温度分布是基于傅利叶热传导方程来计算的, 现以图1所示药柱截面说明之。

固体中的热传导方程为^[7]

$$\frac{1}{K_1} \frac{\partial T_1}{\partial t} = \nabla^2 T_1 = \frac{\partial^2 T_1}{\partial r^2} + \frac{1}{r} \frac{\partial T_1}{\partial r} \quad r < a \text{ (内孔)} \quad (4)$$

$$\frac{1}{K_2} \frac{\partial T_2}{\partial t} = \nabla^2 T_2 = \frac{\partial^2 T_2}{\partial r^2} + \frac{1}{r} \frac{\partial T_2}{\partial r} \quad a < r < b \quad (5)$$

式中 T_1 和 T_2 分别为药柱内孔和药柱中的温度; K_1 和 K_2 分别为空气和推进剂的导热系数; ∇^2 为微分算子。

边界条件是

$$\begin{cases} T_1(a, t) = T_2(a, t) & \text{(温度连续)} \\ C_1 \frac{\partial T_1(a, t)}{\partial r} = C_2 \frac{\partial T_2(a, t)}{\partial r} & \text{(热流连续)} \end{cases} \quad (6)$$

而 b 处的边界条件由式(3)可知,

$$T_2(b, t) = T_m + T_a \sin \omega_a t + T_d \sin \omega_d t \quad (7)$$

药柱中温度分布的稳态解为

$$\begin{aligned} T_2(r, t) = & T_m + T_a [-A_a F_a(r) + B_a E_a(r)] \cos \omega_a t \\ & + T_a [A_a E_a(r) + B_a F_a(r)] \sin \omega_a t \\ & + T_d [-A_d F_d(r) + B_d E_d(r)] \sin \omega_d t \\ & + T_d [A_d E_d(r) + B_d F_d(r)] \cos \omega_d t \end{aligned} \quad (8)$$

式中 A 和 B 为常数； $E(r)$ 和 $F(r)$ 是位置的函数。

随时间延长，其稳态解变为

$$T_{\text{长时间}} = T_m + T_a R_a \sin(\theta_a + \omega_a t) + T_d R_d \sin(\theta_d + \omega_d t) \quad (9)$$

式中 R_a 和 R_d 为时间的函数； θ 是一个与半径位置、药柱几何形状及式(7)有关的状态位移。

四、损伤模型

药柱的破坏与其随时间变化的应力、应变有关，作为药柱破坏判据的关系之一是 Bill 和 Wiegand 提出的线性累积损伤模型^[2]。对于离散数据，其关系式为

$$D = \frac{1}{P} \sum_{i=1}^n \frac{\Delta t_i}{t_{fi}} \quad (10)$$

式中 D —— 累积损伤

P —— 用以确定破坏概率分布的规范化项

Δt_i —— 试样在 i 次应力水平作用下的时间

t_{fi} —— 试样在 i 次应力水平作用下的破坏时间

引起破坏的累积损伤是一个随机变量的事实可由参数 P 来说明， P 的分布形式和累积损伤方程的可应用性是 Bill 和 Wiegand 提出的。虽然每个发动机有其自身的唯一临界损伤特征，但是从一种状态变到另一种状态时，它们的许多特征总保持相同。

为了确定药柱在常应力下的破坏时间 t_f ，Bill 和 Wiegand 提出如下关系式^[8]

$$t_f = a_T t_0 \left(\frac{\sigma_{t_0} - \sigma_{cr}}{\sigma_t - \sigma_{cr}} \right)^B \quad (11)$$

式中 σ_t —— 施加于试样的真应力

t_0 —— 测量 t_f 用的时间单位

σ_{t_0} —— 在时间 t_0 时试样破坏的真应力

σ_{cr} —— 临界真应力，在此应力下试样不会发生破坏

a_T —— 温度-时间转换因子

B —— 常数

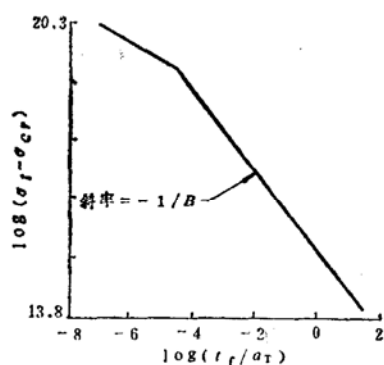


图2 典型的药柱最大主应力破坏曲线

上式的典型曲线如图2所示。

由式(10)和(11)可得出累积损伤的表达式为

$$D = \frac{\int_0^t \frac{(\sigma_t - \sigma_{cr})^B}{a_T(t)} dt}{P t_0 (\sigma_{t_0} - \sigma_{cr})^B} \quad (12)$$

五、马尔可夫状态模型

马尔可夫模型是一个随机工程概念,用来描述一个状态变化的系统,是把环境据数和来自发动机外部环境随机模型的计算数据结合起来的主要工具^[3]。

马尔可夫模型是系统状态和监测时间这两个随机变量的函数，有关的固体火箭发动机的系统状态见表1。状态既可是中等气候条件下的贮存，也可能是北极气候条件下的船运，且状态内的次状态也可用在模型中。如在沙漠贮存状态中，次状态可描述为环境1、2、3等，每个环境可通过温度随时间变化的历程描述于模型中。

马尔可夫状态模型是由一组概率 P_{ij} 定义的, P_{ij} 是系统从状态 i 变到状态 j 的概率。例如, 在表3中, 如果热带船运被称作状态3, 而热带空运称作状态7, 那么, P_{37} 是指时间 t 时发动机处于热带船运状态、而时间 $t + \Delta t$ 时则转为热带空运状态的概率。 P_{ii} 是系统保持原有状态的概率, 为方便起见、把转换概率列于表2。

表 1 马尔可夫模型的状态

	退	役		
	服	役		
空 运	高 空	中空	低 空	
铁路运	沙 漠	一般	热带	北极
公路运	沙 漠	一般	热带	北极
航 运	一 般		热带	北极
貯 存	沙 漠	一般	热带	北极
	环境 3 次状态			
	环境 2 次状态			
	环境 1 次状态			
	固	化		

表 2 状态转换概率

$$\begin{array}{ccc}
 P_{11} & P_{12} & P_{13} \dots \dots \dots P_{1n} \\
 P_{21} & P_{22} & P_{23} \dots \dots \dots P_{2n} \\
 P_{31} & P_{32} & P_{33} \dots \dots \dots P_{3n} \\
 \vdots & \vdots & \vdots \\
 \vdots & \vdots & P_{ij} \dots \dots \dots \\
 \vdots & \vdots & \vdots \\
 P_{n1} & &
 \end{array}$$

显然, 在固体火箭发动机环境的实际马尔可夫模型中, 因为从某种特定状态变到某些状态实际上是不可能的, 所以, P_{ij} 中的许多值是零。其它特殊情况是, 服役或退役状态下 $P_{ii} = 1, P_{ij} = 0 \quad i \neq j$ 。

在应用马尔可夫模型于固体火箭发动机时,提供转换期间的累积损伤是十分重要的。一般来说,马尔可夫模型适用于任何固体火箭发动机。由于转换概率 P_{ij} 取决于特殊武器系统,因此,可看作是基于发动机计算数据的输入。

发动机的破坏假设受累积损伤控制^[2],而累积损伤导致的药柱破坏是不确定的,可视为一个随机变量。

马尔可夫模型适合于蒙特、卡罗模拟，模拟过程如下：

1. 发动机状态从固化开始, 按损伤模型计算固化期间的累积损伤并记录下来。
2. 固化结束, 发动机进入按转换概率 P_{ij} 随机选择的第二状态, 计算存在于第二状态中

的损伤,把计算结果加到固化损伤中。

3. 在经过预先确定的时间间隔后,发动机从第二状态进入第三状态,第三状态按转换概率 P_{ij} 随机选择,计算从第二状态进入第三状态过渡期间及第三状态内的损伤,把计算结果加到先前的损伤中。

4. 重复第3条规定的过程,直到损伤足以使发动机破坏,当发动机破坏时,记录下破坏时间。

5. 所有试验用的发动机均按1~4条规定的过程进行试验。

6. 试验用发动机的数目要满足建立发动机破坏时间的概率分布的最低要求。

按上述步骤,建立发动机破坏时间的概率分布曲线、利用概率统计方法,确定发动机的破坏概率何时达到不可接受的程度,估计发动机的使用寿命^[12]。

六、温湿度对复合材料壳体的影响

先进的固体火箭发动机壳体广泛采用各种纤维增强的复合材料壳体,但由于这类材料的非均质性,湿热对其性能影响较大^[10]。其作用机理是湿热在基体中扩散,导致基体膨胀和树脂软化温度或玻璃化温度降低,产生湿热变形,而引起基体内部不等的膨胀应力,导致基体内的微观缺陷聚集、长大、扩展,最终形成危及复合材料壳体力学性能的宏观缺陷^[11, 12]。

从热力学第一、二定律出发,假定质量流量是温度、应变、湿度浓度的函数,可求得如下基本方程:

$$\sigma_{ij} = \rho \frac{\partial \psi}{\partial r_{ij}} \quad (13)$$

$$\rho \eta^{(T)} = -\rho \frac{\partial \psi}{\partial \theta} \quad (14)$$

$$\rho \eta^{(M)} = -\rho \frac{\partial \psi}{\partial m} \quad (15)$$

$$D^{(M)} = -\phi \sum_{r=1}^n \frac{\partial \psi}{\partial \alpha_{ij}^{(r)}} \quad \alpha_{ij}^{(r)} \geq 0 \quad (16)$$

$$D^{(T)} = -(1-\phi) \sum_{r=1}^n \frac{\partial \psi}{\partial \alpha_{ij}^{(r)}} \quad \alpha_{ij}^{(r)} \geq 0 \quad (17)$$

式中 σ_{ij} ——应力张量

ρ ——密度

T ——温度

M ——湿度

η ——化学势

θ ——绝对温度

m ——湿度浓度

ψ ——自由能, $\psi = \varepsilon - \theta \eta^{(T)} - m \eta^{(M)}$

$$\alpha_{ij}^{(r)} = \int_0^t \exp\left[-\frac{(t-\tau)}{T(r)}\right] \frac{\partial r_{ij}}{\partial \tau} d\tau, \text{ 其中 } T(r) \text{ 是松弛时间, } \tau \text{ 是时间变量, } r_{ij} \text{ 是位移张}$$

量

ϕ ——常数, $0 \leq \phi \leq 1$

温、湿度对复合材料结构的模量也有影响,其关系式为

$$E = \hat{E}(1 - \exp(-d)) \quad (18)$$

式中 $d = f(\theta, m, \delta^{(T)}, \delta^{(M)})$, 是总降解因子; $\delta^{(T)}$ 和 $\delta^{(M)}$ 分别为由温、湿度引起的降解协调系数; $\hat{E}$ 为一维基体纤维复合材料试件的杨氏模量, 可表示为 $\hat{E} = V_f \hat{E}_f + V_m \hat{E}_m$, 其中 V_m 和 V_f 分别为基体和纤维的体积容量, $\hat{E}_m$ 和 $\hat{E}_f$ 分别为基体和纤维的杨氏模量。

七、结 束 语

正确预估固体火箭发动机的使用寿命, 具有极其重大的经济、军事和政治意义, 国外对此十分重视。在美国, 自60年代以来, 投入了大量人力和物力, 进行了大规模的实验研究和理论探索, 有许多研究成果可供我们开展该项工作时参考或借鉴。这里介绍的几种模型, 用于评估环境因素对固体火箭发动机性能的影响是方便的, 只要有了构成发动机的各种材料和部件的临界破坏准则, 即可用来预估发动机的使用寿命。

参 考 文 献

- (1) Bennett, S. J., Carton/Motor Sample Correlation Final Technical Report, AD 771808, Dec. 1973.
- (2) Bills, K. W., Wiegand, J. H., The Application of Integrated Structural Analysis to the Prediction of Reliability, Proceedings of the Ninth Reliability and Maintainability Conference, Detroit, Michigan, July 1970.
- (3) Derbalian, G., et al., Probabilistic Enironmental Model for Solid Motor Life Prediction, AD 117651 March 1982.
- (4) Lee, E. H., Viscoelasticity, in Handbook of Engineering Mechanics, Flugge, W. Ed., Me Graw-Hill Book Company, New York, 1962.
- (5) Heller, R. A., Thermal Stress as a Narrow-Band Random Load, ASCE Journal of the Engineering Mechanics Division, EM5, Oct. 1976.
- (6) Cost, T. L., Weeks, G. E., Probabilistic Methods in Solid Rocket Motor Structural Integrity Analysis, Athena Engineering Company, Dec. 1980.
- (7) Carslaw, H. S., Jaeger, J. C., Conduction of Heat in Solid, Second Ed., Oxford Press, 1969.
- (8) Bischel, K. G., Weigand, J. H., Life Prediction of Solid Rocket Propellant Grain in Storage from Tensile and SEC Data, Feb. 1977.
- (9) Lloye, D. K., LRSLA System Tend Analysis Life Estimating Procedure, AIAA 76-747.
- (10) Chung, T. J., Bradshaw, R. L., Effect of Temperature and Moisture on Anistropic Structures, AIAA 81-0545.
- (11) Hertz, J., High Temperature Strength Degradation of Advanced Composites, Space Shuttle Materials, Vol. 3, Society of Aerospace Material and Process Engineers, Oct. 1980.
- (12) Mckague, E. L., Moisture Diffustion in Fiber Reinforced Plastic, Transaction of ASME, Journal of Engineering Matls, Jan. 1976.

THE TENDENCY IN DEVELOPMENT OF LO/HC ENGINE COOLING TECHNIQUES

Wang Huizhu

(The 801st Research Institute, Shanghai)

Abstract: A summary on LO/HC engine cooling techniques abroad and a prediction on advances cooling techniques of LO/HC engines in future are presented in this paper.

Keywords: Liquid propellant rocket engine, Cooling system, Thrust chamber, Regenerative cooling

SOME FOREIGN MODELS TO PREDICT OPERATION LIFE OF SOLID ROCKET MOTORS

Chen Guangxie

(Shaanxi Institute of Power Machinery)

Abstract: In this paper some foreign models to predict the operation life of solid rocket motors are introduced briefly. Most of them are confirmed, and available to evaluate the influence of the environmental factors on solid rocket motor performance.

Keywords: Solid rocket motor, Life span, Model, Prediction