

环境温度对固体火箭发动机 气密性检查影响分析

艾春安, 李 剑, 王 斌

(第二炮兵工程学院 201 教研室, 陕西 西安 710025)

摘 要: 针对 M 型固体火箭发动机的具体结构, 建立了其在储存环境条件下的传热模型, 并进行了计算, 分析了环境温度变化对“压差法”气密性检查结果的影响, 验证了采用“压差法”对固体火箭发动机进行气密性检测的可靠性。

关键词: 固体火箭发动机; 气密性检查; 温度

中图分类号: V434

文献标识码: A

文章编号: (2006)03-0008-04

Influence of ambient temperature on solid rocket motor airtight test

Ai Chun'an, Li Jian, Wang Bin

(201 Staff Room of Second Artillery Engineering College, Xi'an 710025, China)

Abstract: Based on the structure of a kind of solid rocket motor, the model of heat transfer of the motor in the storage environment was given, and calculated with the method of simulation. The influence of temperature on the result of the airtight test was analyzed, and the reliability of the method of pressure discrepancy test for airtightness was validated.

Key words: solid rocket motor; airtight test; temperature

符号说明:

δ —— 堵片厚度, m

A —— 堵片面积, m^2

d_1 —— 发动机药柱内径, m

d_2 —— 发动机绝热层内径, m

d_3 —— 发动机钢壳体径, m

d_4 —— 发动机钢壳体外径, m

收稿日期: 2006-02-20; 修回日期: 2006-03-16。

作者简介: 艾春安 (1964—), 男, 硕士生导师, 研究领域为固体导弹动力系统检测。

l_0	——	发动机长度, m	l	——	发动机模型长度, m
r_1	——	发动机模型内半径, m	r_2	——	发动机模型外半径, m
λ	——	药柱导热系数, W/(m·K)	λ_1	——	堵片导热系数, W/(m·K)
λ_2	——	绝热层导热系数, W/(m·K)	λ_3	——	钢壳体导热系数, W/(m·K)
c	——	药柱比热, J/(kg·K)	ρ	——	药柱密度, kg/m ³
τ	——	时间, s	t	——	温度, K
t_s	——	环境初温, K	t_0	——	发动机初温, K
t_a	——	内腔气体温度, K	a	——	药柱的热扩散率, m ² /s
h_f	——	发动机外部空气对流传热系数, W/(m ² ·K)			
h_a	——	发动机内部空气对流传热系数, W/(m ² ·K)			

1 引言

气密性检查是固体火箭发动机检测维护的一项重要内容, 发动机出厂前和储存期间都要进行气密性检查。目前通常的一种检测方法是“压差法”, 即: 给发动机充入一定压力的气体(一般为空气或氮气), 保持一段时间后再测量内腔压力, 若前后压差在一定的范围内则认为发动机气密性是合格的, 否则认为发动机气密性达不到要求。该方法操作简单、成本低, 但是检测结果的准确性有时受到质疑。当所测压差略超出规定范围时, 引起压差变化的因素到底是环境温度变化还是气密性不合格, 存在疑问。本文旨在分析固体火箭发动机气密性检测过程中环境温度变化对发动机内腔压力的影响, 从而分析气密性检查的可靠性。

2 基本假设与建模

在气密性检测过程中, 外部环境及发动机内腔气体的热交换可分为两部分:

- (1) 通过前后封头及喷管堵片的传热;
- (2) 通过由直筒段燃烧室钢壳体、绝热层及药柱组成的多层筒壁的传热。

下面以 M 型发动机为例(具体相关参数数值略), 计算两部分总传热过程的热阻。

2.1 前后封头及喷管堵片的总热阻

喷管堵片的热导率较大, 且厚度极小, 是这

部分的主要传热部位。可以只考虑堵片的传热。其总热阻为:

$$R_1 = \frac{1}{h_f A} + \frac{\delta}{\lambda_1 A} + \frac{1}{h_a A} \quad (1)$$

代入 M 型发动机的相关数据后, 求得 $R_1 = 8.363 \text{ K/W}$ 。

2.2 圆筒段的总热阻

为便于解决问题, 在不改变装药体积的情况下, 将固体火箭发动机药柱假设为圆筒状, 这样就把问题转化成了多层圆筒壁的传热。此时, 由燃烧室钢壳体、绝热层及药柱组成的多层筒壁的总热阻为:

$$R_2 = \frac{1}{h_a \pi d_1 l_0} + \frac{1}{2\pi \lambda l_0} \ln \frac{d_2}{d_1} + \frac{1}{2\pi \lambda_2 l_0} \ln \frac{d_3}{d_2} + \frac{1}{2\pi \lambda_3 l_0} \ln \frac{d_4}{d_3} + \frac{1}{h_f \pi d_4 l_0} \quad (2)$$

代入相关数据后, 求得 $R_2 = 0.226 \text{ K/W}$ 。

由于 $R_1 \gg R_2$, 所以在模型建立中, 可以认为只有圆筒段部分的传热, 热量是通过两端绝热的多层筒壁传递。在多层筒壁的各项分热阻中, 通过计算可知, 药柱部分的导热热阻占总热阻的 80% 以上, 为方便计算, 忽略对流传热热阻及钢壳体和绝热层的热阻。综上分析, 建模如下: 发动机仅由药柱构成, 端面绝热, 如图 1 所示。

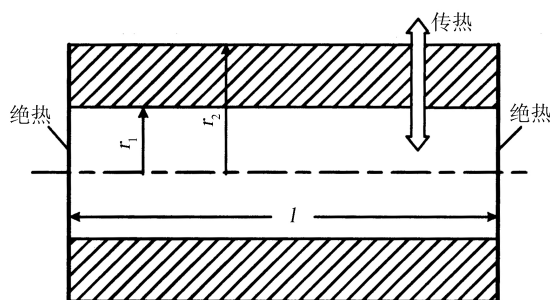


图 1 发动机模型

Fig.1 Model of the motor

现假设, $\tau = 0$ 时, 药柱、内腔气体和环境处于热平衡, 初温均为 t_0 ; $\tau > 0$ 时, 环境温度为 t_s , 经过时间 τ 后, 药柱内壁温度达到 $t(r_1, \tau)$ 。实际上气体的热扩散系数很大, 且内壁温度波动不大, 可以认为内腔气体温度变化与药柱内壁温度变化保持同步, 即有

$$t_a(\tau) = t(r_1, \tau) \quad (3)$$

若忽略外表面对流换热, 则传热过程可以看作是发动机外表面温度突然变化后的一维非稳态导热, 具有轴对称的温度场。该过程满足下列导热微分方程:

$$\frac{\partial^2 t}{\partial r^2} + \frac{1}{r} \frac{\partial t}{\partial r} = \frac{1}{a} \frac{\partial t}{\partial \tau} \quad (4)$$

其中, $a = \frac{\lambda}{\rho c}$

边界条件和初始条件为

$$\begin{aligned} r=0 & \quad t \text{ 值有界} \\ r=r_2 & \quad t=t_s \\ \tau=0 & \quad t(r, 0)=t_0 \end{aligned}$$

对于由以上方程和边界条件组成的非奇次定解问题, 令

$$\theta(r, \tau) = t(r, \tau) - t_s \quad (5)$$

则 (4) 式可化为

$$\frac{\partial^2 \theta}{\partial r^2} + \frac{1}{r} \frac{\partial \theta}{\partial r} = \frac{1}{a} \frac{\partial \theta}{\partial \tau} \quad (6)$$

其边界条件和初始条件为

$$\begin{aligned} r=0 & \quad \theta \text{ 值有界} \\ r=r_2 & \quad \theta=0 \\ \tau=0 & \quad \theta=t_0 - t_s \end{aligned}$$

设 (6) 式的解为

$$\theta(r, \tau) = R(r)\Gamma(\tau) \quad (7)$$

式中, $R(r)$ 和 $\Gamma(\tau)$ 分别为 r 和 τ 的函数。代入方程式 (6), 整理得:

$$\frac{1}{R(r)} \cdot \frac{d^2 R(r)}{dr^2} + \frac{1}{rR(r)} \cdot \frac{dR(r)}{dr} = \frac{1}{a\Gamma(\tau)} \cdot \frac{d\Gamma(\tau)}{d\tau} \quad (8)$$

上式中, 等式左边只是 r 的函数, 等式右边只是 τ 的函数。这样, 等式成立的条件只能是等式两边都等于某一常数。该常数的选取根据问题的物理意义来确定, 取决于微分方程的形式与边界条件的特征。针对所求问题, 在非周期的边界条件下, 此常数只能是负实数。令为 $-\beta^2$, 则 (8) 式可转化为两个常微分方程, 第一个常微分方程为

$$\frac{d\Gamma(\tau)}{d\tau} + a\beta^2 \Gamma(\tau) = 0 \quad (9)$$

$$\text{解为 } \Gamma(\tau) = e^{-a\beta^2 \tau} \quad (10)$$

第二个常微分方程为

$$\frac{d^2 R(r)}{dr^2} + \frac{1}{r} \frac{dR(r)}{dr} + \beta^2 R(r) = 0 \quad (11)$$

若把上式中的自变量理解为 $r\beta$, 则该式为零阶贝塞尔方程, 与之相应的边界条件为

$$\begin{aligned} r=0 & \quad R(0) \text{ 值有界} \\ r=r_2 & \quad R(r_2) = 0 \end{aligned}$$

(9) 式和边界条件构成了原方程的特征值问题, 根据边界条件求解此方程可得出:

$$R(r) = \sum_{m=1}^{\infty} \frac{t_0 - t_s}{N(\beta_m)} J_0(\beta_m r) \int_0^{r_2} r J_0(\beta_m r) dr \quad (12)$$

式中, J_0 是 0 阶第一类贝塞尔函数, β_m 为特征方程 $J_0(\beta r_2) = 0$ 的第 m 个根, 可以查表求出;

$$N(\beta_m) = \int_0^{r_2} r J_0^2(\beta_m r) dr$$

由式 (7)、(10) 和 (12), 得到方程 (6) 的最终解为

$$\theta(r, \tau) = \sum_{m=1}^{\infty} \frac{t_0 - t_s}{N(\beta_m)} J_0(\beta_m r) e^{-a\beta_m^2 \tau} \int_0^{r_2} r J_0(\beta_m r) dr \quad (13)$$

进而可得 τ 时刻内腔气体温度变化为

$$\Delta t_a(\tau) = t_a(\tau) - t_s = \sum_{m=1}^{\infty} \frac{t_0 - t_s}{N(\beta_m)} J_0(\beta_m r_1) e^{-a\beta_m^2 \tau} \int_0^{r_2} r J_0(\beta_m r) dr \quad (14)$$

若考虑外界环境与发动机外壁间的对流传热, 类似于上面的推导, 可求得:

$$\theta'(r, \tau) = 2(t_0 - t_s) \sum_{n=1}^{\infty} \frac{1}{\mu_n} \frac{J_1(\mu_n) J_0(\mu_n r / r_2)}{J_0^2(\mu_n) + J_1^2(\mu_n)} e^{-\mu_n^2 F} \quad (15)$$

式中, 傅里叶数 $F = \frac{a\tau}{r_2^2}$; μ_n 为特征方程

$\frac{J_0(\mu)}{J_1(\mu)} = \frac{1}{B}$ 的第 n 个根, J_n 为 n 阶第一类贝塞尔函数。进而有:

$$\Delta t'_a(\tau) = 2(t_0 - t_s) \sum_{n=1}^{\infty} \frac{1}{\mu_n} \frac{J_1(\mu_n) J_0(\mu_n r_1 / r_2)}{J_0^2(\mu_n) + J_1^2(\mu_n)} e^{-\mu_n^2 F} \quad (16)$$

3 算例

根据 M 型固体火箭发动机气密性检查的要求, 取 $\Delta t = t_s - t_0 = -5\text{K}$, $\tau = 24\text{h} = 86400\text{s}$, 若不考虑空气的对流传热, 将 M 型发动机模型参数代入 (14) 式, 可求得经过时间 τ 后, 发动机内腔气体温度变化量为: $\Delta t_a = -0.05\text{K}$ 。

若考虑对外部空气对流传热, 则由 (16) 式求得: $\Delta t'_a = -0.035\text{K}$ 。

4 结论

综合以上计算结果可以看出, 即使是采用了比较保守的假设 (如假设环境温度突然剧烈变化、忽略对流传热热阻等), 发动机内腔气体的温度变化也不超过 0.05K 。即便考虑到前后封头的传热及

其它因素的影响, 取安全系数为 1.6, 在技术阵地的规定温度条件下, 环境温度变化所引起的发动机内腔温度变化也不超过 0.08K 。在算例中, M 型发动机气密性检查时充气压力 $p_0 = 0.35\text{MPa}$, 充气初温 $t_0 = 300\text{K}$, 保压时间 $\tau = 24\text{h}$ 。假设在整个过程中发动机内腔容积不变, 由理想气体状态方程, 可求得发动机内腔的最大压降为: $\Delta p = -0.000093\text{MPa}$ 。

而该型号发动机气密性检查时所允许的 24 小时最大压降为 0.01MPa 。计算结果表明, 环境温度变化所引起的发动机内腔压力的变化最多不到许可压降的 1%, 这个影响是可以忽略不计的。对其它型号的固体发动机进行计算也可以得到相似的结论, 即在固体火箭发动机气密性检查过程中环境温度的变化不会对检查结果的准确性产生决定性影响。所以, 在遵守技术阵地操作规程的前提下, 采用“压差法”进行气密性检测的结果是可靠的。

需要说明的是, 实际上发动机药柱并不一定是圆筒状的, 本文在建模过程中为了减少问题的复杂性把它转换成了圆筒状, 这样做改变了内壁传热面的大小, 由此引起的误差尚待进一步研究。

参考文献:

- [1] 戴锅生. 传热学[M]. 北京: 高等教育出版社, 1991.
- [2] 钱滨江, 伍贻文, 常家芳, 等. 简明传热手册[M]. 北京: 高等教育出版社, 1983.
- [3] 张洪济. 热传导[M]. 北京: 高等教育出版社, 1992.
- [4] 林瑞泰. 热传导理论与方法[M]. 天津: 天津大学出版社, 1992.
- [5] 钱壬章, 俞昌铭, 林文贵. 传热分析与计算[M]. 北京: 高等教育出版社, 1987.

(编辑: 侯 早)