

文章编号: 1000-8055(2007)09-1565-04

温度载荷下装药内外径比和长径比 对结构完整性影响的规律研究

于 洋^{1,2}, 王宁飞², 张 平²

(1. 大连海事大学 机电与材料工程学院, 大连 116026;

2. 北京理工大学 宇航科学技术学院, 北京 100081)

摘 要: 在固体火箭发动机装药设计中通常将药柱的外径与内径之比定义为 m 数 ($m = R/r$) 为研究装药设计参数 m 数和药柱长径比在温度载荷下对装药结构完整性的影响, 采用基于 Total Lagrangian 方法的热粘弹性大变形增量本构关系, 通过选取 9 种 m 数以及 8 种药柱长径比, 共 72 个计算模型, 对装药结构完整性进行了计算, 结果表明温度载荷下药柱最大 Von Mises 等效应力、应变值受药柱 m 数以及长径比共同影响, 并得出当长径比大于 3 时, 药柱最大等效应力、应变值主要取决于 m 数的结论。

关 键 词: 航空、航天推进系统; 固体火箭发动机; 结构完整性; 内外径比; 长径比; 热粘弹性; 大变形; 增量本构关系

中图分类号: V435⁺. 21

文献标识码: A

Research on influence of diameter ratio and length-diameter ratio on structural integrity of solid propellant under temperature loading

YU Yang^{1,2}, WANG Ning-fei², ZHANG Ping²

(1. Electromechanics and Material College,

Dalian Maritime University, Dalian 116026, China;

2. School of Aeronautics Science and Technology,

Beijing Institute of Technology, Beijing 100081, China)

Abstract: To investigate the influence of number m and length-diameter ratio on structural integrity of solid propellant under temperature loading, the thermoviscoelastic large deformation incremental constitutive equation was derived from Total Lagrangian method. Nine different numbers m and eight length-diameter ratios for calculation 72 models were selected to measure the effects on the structural integrity. The results show that, number m and length-diameter ratio have cooperative effects on the maximum value of equivalent Von Mises stress and strain. If the length-diameter ratio is larger than 3, it's concluded that the maximum value of equivalent Von Mises stress and strain are mainly determined by number m of solid propellant.

Key words: aerospace propulsion system; solid rocket motor; structural integrity; diameter ratio; length-diameter ratio; thermoviscoelasticity; large deformation; incremental constitutive equation

收稿日期: 2006-09-04; **修订日期:** 2007-01-04

基金项目: 国防基础科研项目 (K1305060614)

作者简介: 于洋 (1978-), 女, 辽宁葫芦岛人, 博士, 主要从事固体火箭发动机装药结构完整性的研究。

在固体火箭发动机装药结构设计中,将药柱的外径与内径的比值定义为 m 数 ($m = R/r$). m 数作为一种工程判据来判断装药结构完整性一直被沿用,对于复合推进剂有一个普遍接受的范围.但是发动机设计品种多并且结构复杂,关于临界 m 数的适用范围和影响规律研究得不够深入.本文建立了一种分析手段从理论上研究了 m 数对复合推进剂装药结构完整性的影响.

目前国内外普遍采用的研究方法是应用小变形线性热粘弹本构关系研究固体火箭发动机药柱的热应力分布^[1-4],成果多在于研究温度循环载荷作用下药柱变形情况,但对于设计参数 m 数对结构完整性的影响则少见报道,本文采用基于 Total Lagrangian 法的大变形有限元分析方法,研究其在温度载荷下最大 Von Mises 等效应力、应变与 m 数以及药柱长径比 (L/D) 之间的关系.

1 计算模型及其数值方法

1.1 热粘弹性本构关系

热粘弹性温度应力求解问题的主要困难在于力学响应和热响应相互耦合,工程上常简化处理进行解耦,忽略应力应变场对温度场的影响来确定温度场,再根据已知的温度场求解力学响应.

假设固体火箭发动机药柱为各向同性,且为热流变简单材料,不考虑物理非线性,则积分型热粘弹本构关系,可以写成^[5]

$$S_{ij}(t) = \int E(t-\tau) D \frac{\partial}{\partial \tau} \varepsilon_{ij}(\tau) - 3\alpha(T(\tau)) J d\tau \quad (1)$$

式中 S_{ij} , ε_{ij} 分别为 Kirchhoff 应力张量和 Green 应变张量, $E(t)$ 为松弛模量, α 为材料的热膨胀系数,矩阵 D 为粘弹性刚度矩阵.

1.2 基于 Total Lagrangian 方法的大变形粘弹性有限元方程

以初始时刻构形为参考构形,推导出 $t + \Delta t$ 时刻增量虚功方程

$$\int S_{ij}^t \delta \varepsilon_{ij} dV + \int S_{ij}^t \delta e_{ij} dV + \int S_{ij}^t \delta \eta_{ij} dV = \int_{f_s}^{t+\Delta t} \delta u_i dS + \int_{f_b}^{t+\Delta t} \delta u_i dV \quad (2)$$

式中 e_{ij} 和 η_{ij} 分别为线性增量应变向量和现时非线性增量应变向量, $f_s^{t+\Delta t}$, $f_b^{t+\Delta t}$ 分别为 $t + \Delta t$ 时刻相对于初始时刻的面力和体力, u_i 表示物体位移.

由公式(2)得到有限元刚度方程

$$([K_L]_t + [K_{NL}]_t)\{U\} = \{P\}_{t+\Delta t} - \{F\}_t + \{\Delta F\}_t \quad (3)$$

式中 $\{U\}$ 为单元节点位移增量, $[K_L]_t$, $[K_{NL}]_t$ 分别为 t 时刻相对于初始时刻的线性和非线性应变增量刚度矩阵, $\{P\}_{t+\Delta t}$ 为 $t + \Delta t$ 时刻的等效节点外载荷, $\{F\}_t$ 和 $\{\Delta F\}_t$ 分别为 t 时刻真实应力 $[\sigma]$ 和松弛应力增量 $\{\Delta S\}$ 产生的等效节点力.

1.3 药柱破坏的经验准则

由于低温下推进剂材料的应变能力较低,而同时药柱内孔表面存在较大的应变.大量试验研究表明,推进剂内孔变形是最主要的失效模式.当单向拉伸应变值达到推进剂材料的最大应变能力 $[\varepsilon]$ 时,推进剂内部产生裂纹,当裂纹进一步扩展即导致推进剂药柱的断裂.

因此,一般采用最大应变理论作为药柱破坏的经验准则^[6].对于三向应力状态,应用最大变形能理论更为合理,此时,应力和应变用等效 Von Mises 应力和 Von Mises 应变表示

$$\sigma_{eq} = (\sqrt{2}/2) \sqrt{(\sigma_1 - \sigma_2)^2 + (\sigma_2 - \sigma_3)^2 + (\sigma_3 - \sigma_1)^2} \quad (4)$$

$$\varepsilon_{eq} = (\sqrt{2}/2) \sqrt{(\varepsilon_1 - \varepsilon_2)^2 + (\varepsilon_2 - \varepsilon_3)^2 + (\varepsilon_3 - \varepsilon_1)^2} \quad (5)$$

根据最大变形能理论,药柱表面不发生裂纹的条件为

$$\varepsilon_{eq} \leq [\varepsilon], \sigma_{eq} \leq [\sigma] \quad (6)$$

2 物理模型和性能参数

对于贴壁浇铸的固体火箭发动机装药,为了突出 m 数 ($m = R/r$) 及长径比 (L/D) 的影响,本文选择简单几何形状的装药形式,如图 1 所示.由于药柱结构的对称性,本文对原有问题进行适当简化,按照轴对称问题处理,对于复杂的工程问题,在实体建模时对固体发动机进行了简化假设:(1)壳体厚度无变化,认为壳体均匀;(2)绝热层视为弹性体;(3)将壳体倒角、圆角以及前后封头都进行了简化;(4)药柱内孔中的空气传热按纯导热处理,不考虑对流的影响.

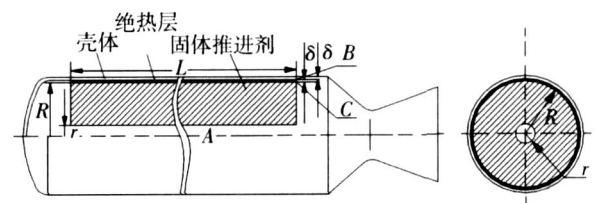


图 1 固体火箭发动机结构示意图

Fig. 1 Structure of solid rocket motor

表 1 Prony 级数
Table 1 Parameters of prony progression

<i>i</i>	1	2	3	4	5	6	7	8
<i>E_i</i> / MPa	1.409	3.389 5	-0.151	1.823 3	-0.831 9	1.069 5	-0.529 1	0.694

表 2 材料参数
Table 2 Parameters of materials

	导热系数/ (W/ m · K)	比热容/ (J/ kg · K)	密度/ (kg/ m ³)	热膨胀系数 (1/ K)	泊松 比	弹性模 量/ MPa
固体推进剂	0.59	1 256.1	1 750	1.714 ×10 ⁻⁴	0.49	—
绝热层	0.29	2 261	1 280	1.714 ×10 ⁻⁴	0.49	24.178
壳体	27.63	512.91	7 850	1.1 ×10 ⁻⁵	0.29	1.961 4 ×10 ⁵

为了分析 m 数,药柱长径比对装药结构完整性的影响,将各部分尺寸采用无量纲化处理.本文取药柱半径 $R=1$,绝热层厚度 $\delta=0.02$,药柱长度 L 分别从 2 到 16,每次间隔为 2(即长径比从 1 到 8),并对应每一种药柱长度下分别计算了 m 数从 2 到 10,共 72 个算例.计算采用轴对称 4 节点网格,图 2 所示的为药柱长度 $L=2$ (长径比为 1), $m=10$ 情况下的网格图,其他的药柱模型以及网格划分与此类似.

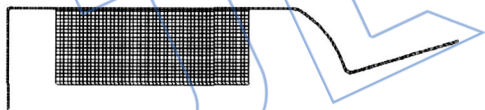


图 2 有限元网格图
Fig.2 Finite element mesh

2.1 温度载荷

固化温度为 58 °C,经缓慢降温至 - 60 °C,并一直保持 - 60 °C不变.

2.2 性能参数

壳体采用 30CrMnSiA 合金钢,复合推进剂松弛模量为

$$E(T,t) = E_e + \sum_{i=1}^n E_i \exp[-(t)/\tau_i] \quad (\text{MPa}) \quad (7)$$

其中平衡模量 $E_e=0.947\text{ MPa}$; $\tau_i=10^{i-3}$ ($i=1,8$),单位为 s; E_i 见表 1.

药柱时间-温度等效因子

$$\lg \alpha_T(T) = \frac{-20.09(T-20)}{403.61+(T-20)} \quad (8)$$

药柱零应力温度为 58 °C

材料其他性能参数,见表 2.

2.3 边界条件

认为贴壁浇铸的固体火箭发动机装药自由放置,内孔表面为自由面,在药柱的对称面上施加相应的对称约束,法向位移为零,并在整个冷却分析过程中,发动机仅外壁散热,其余为绝热.

3 计算结果及分析

由于固体火箭发动机装药一般都会经过低温贮存,并且在最低温度载荷下结构完整性发生破坏的可能性最大,因此计算工况采用施加低温 - 60 °C 的温度载荷,计算后发现由于贮存温度非常低,推进剂药柱的粘弹性质表现并不明显,药柱变形在进行 10 s 以后基本保持不变,因此计算时间选用 10 s,并对所有计算的 72 种模型均采用相同的计算工况.

采用图 2 所示的网格计算结果表明,药柱内热应变的最大值出现在药柱内孔表面,见图 1 中 A 点位置,其值为 $\epsilon_{eq,max}=21.32\%$,过大的应变将导致药柱内孔发生变形甚至产生裂纹.而对于热应力来说,绝热层与壳体之间的应力见图 1 中 B 点处,远大于绝热层与药柱之间的应力,是发生“脱粘”现象的重点部位,但对于药柱自身,热应力的最大值出现在药柱端部与绝热层的交界处,见图 1 中 C 点位置,其值为 $\sigma_{eq,max}=7.154\times10^5\text{ Pa}$. 由于推进剂的承载能力更低,如果在绝热层与药柱之间存在较大应力,更易导致“脱粘”,从而使燃烧面积增大,产生压力急增,甚至发生爆裂的现象.因此,绝热层与药柱之间的热应力对于装药结构完整性的影响更为关键.为清楚描述,将 72 种

计算工况下药柱端部与绝热层交界处(C点)的最大等效 Von Mises 应力和药柱内孔表面(A点)最大等效 Von Mises 应变值列于图 3.

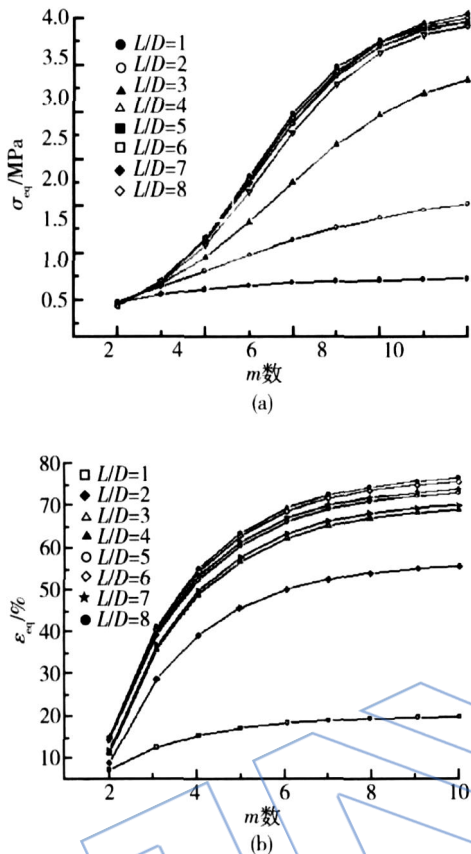


图 3 药柱最大等效 Von Mises 应力、应变随 m 数及长径比变化关系图

Fig. 3 Maximum equivalent Von Mises stress and strain varying with number m and length-diameter ratio

从图 3 中看出, m 数与药柱长径比对装药结构完整性都存在影响. 当长径比大于 3 时, m 数对药柱最大等效应力、应变的影响占有主导地位. 因此, 对于细长型的管形装药, 在工程上可以简化采用利用 m 数进行判断. 在 m 数相同时, 药柱的最大等效应力、应变随着长径比的增加而增大. 但在相同的长径比下, 药柱最大等效应力、应变值随着 m 数的增加而增加, 而最大等效应变值最后趋于稳定. 当药柱长径比大于 3 时, 将药柱最大等效应力、应变拟合成以下关于 m 数的函数关系式

$$\sigma_{eq,max} = 0.162 + 3.38/[1 + 10^{(5.18 - m) \cdot 0.336}] \quad (\text{MPa}) \quad (9)$$

$$\epsilon_{eq,max} = 74.86 - 163.06 \exp(-m/2.0) \quad (\%) \quad (10)$$

4 结 论

- (1) 对于贴壁浇铸的固体发动机管型装药, 在温度载荷下的最大等效应力、应变值与药柱的长径比和 m 数有关. 长径比越大, 相同 m 数下的应力应变值也越大. 而对于相同的长径比, 药柱应力应变值随着 m 数的增加而增加, 最大等效应变值随 m 数的增长趋于稳定.
- (2) 当长径比大于 3, 药柱的最大等效应力、应变主要受 m 数影响.
- (3) 对于细长型装药, 得到了药柱最大等效应力、应变随 m 数增加的变化规律. 当判断药柱结构完整性时, 需分别判断药柱的最大应力、应变是否超过药柱的许用应力、应变. 当超过任意其一, 都将可能导致药柱发生结构破坏.

参考文献:

[1] Chyuan S W. A study of loading history effect for thermoviscoelastic solid propellant grains[J]. Journal of Computers and Structures, 2000, 77: 735-745.

[2] Copetti M I M, French D A. Numerical solution of a thermoviscoelastic contact problem by a penalty method[J]. SIAM Journal on Numerical Analysis, 2003, 41 (4) : 1487-1504.

[3] 徐新琦, 于胜春. 固化降温过程中推进剂药柱的瞬态响应分析[J]. 固体火箭技术, 2004, 3 (27) : 180-183.

XU Xinqi, YU Shengchun. Transient temperature and stress analysis of propellant grains during cooling process after curing[J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2004, 3 (27) : 180-183.

[4] 蒙上阳, 唐国金, 雷勇军. 低温环境下固体火箭发动机药柱伞盘结构设计[J]. 推进技术, 2004, 25 (5) : 397-400, 443.

MENG Shangyang, TANG Guojin, LEI Yongjun. Design for the umbrella slot configuration of the solid rocket motor grain under low temperature condition[J]. Journal of Propulsion Technology, 2004, 25 (5) : 397-400, 443.

[5] 李亚智, 赵美英, 万小朋. 有限元法基础与程序设计[M]. 北京: 科学出版社, 2004.

[6] 董师颜, 张兆良. 固体火箭发动机原理[M]. 北京: 北京理工大学出版社, 1996.