

药柱结构对其抗轴向过载能力的影响^{*}

利凤祥¹, 刘中兵², 李越森², 胡春波¹

(1. 西北工业大学 航天工程学院, 陕西 西安 710072; 2. 陕西动力机械研究所, 陕西 西安 710025)

摘 要: 采用三维线性粘弹性模型, 对构造的 8 个药柱模型分别进行有限元计算, 得出了药柱在轴向过载作用下的变形结果, 指出了药柱内危险部位的位置, 分析了半径、长径比、翼槽结构对药柱位移、应力、应变场的影响, 得到了轴向过载作用下缩比发动机药柱间变形的比例关系, 为离心试验时小尺寸模拟发动机药柱的结构设计提供参考。

关键词: 推进剂药柱; 轴向过载; 粘弹性; 有限元法; 离心试验

中图分类号: V512 文献标识码: A 文章编号: 1001-4055 (2004) 02-0165-05

Effects of the structure of grains on their capability of resisting axial acceleration load

LI Feng-xiang¹, LIU Zhong-bing², LI Yue-sen², HU Chun-bo¹

(1. Coll. of Astronautics, Northwestern Polytechnical Univ., Xi'an 710072, China;

2. Shaanxi Inst. of Power Machinery, Xi'an 710025, China)

Abstract: Using three-dimensional linear viscoelasticity model, the finite element calculation of 8 grain models constructed was completed separately. The deformation results of grains under axial acceleration load were obtained. The location of critical parts in the grains was indicated. The effects of radius, length to diameter ratio, slots on the distribution of displacements, stress, strain of grains were analysed. The proportion relation of reduced scale grains with deformation under axial acceleration load was gained. It is helpful for the structure design of small dimension simulation engine grains for centrifugal test.

Key words: Propellant grain; Axial overload; Viscoelasticity; Finite element method; Centrifugal test

1 引 言

固体推进剂力学性能明显依赖于时间和温度, 表现为明显的粘弹性, 给精确测量和计算带来了困难^[1]。目前, 对于过载下药柱结构完整性的研究, 主要采取理论分析计算^[2~5]和过载试验验证相结合的方法。国外主要采取整弹飞行过载试验^[6], 取得了良好的效果, 但耗资巨大; 国内采取离心过载模拟试验^[7], 利用旋转试验台产生的离心力作为过载, 对药柱进行模拟试验。对于小尺寸发动机药柱, 可以进行全尺寸模拟试验; 而对于直径在 2m 以上、装药十几吨上百吨的大型发动机药柱, 只能完成尺寸较小的缩比发动机药柱的离心试验。这样大型固体发动机药

柱离心试验时的变形模拟关系就需要确定, 研究药柱结构尺寸对其抗轴向过载能力的影响就有很重要的意义。

为了分析半径、长径比、翼槽结构等对药柱抗轴向过载能力的影响, 本文构造了 8 个药柱模型进行有限元计算, 采用三维线性粘弹性模型, 研究了各个药柱在同一轴向过载工况下的应力应变和变形情况, 分析了装药结构尺寸对药柱抗过载能力的影响, 以期对实际结构设计提供参考。

2 力学模型和性能数据

2.1 三维线性粘弹性材料的统一积分型本构关系

在小变形条件下, 由弹性-粘弹性力学的对应原

* 收稿日期: 2003-04-04; 修订日期: 2003-06-03。

作者简介: 利凤祥 (1963—), 男, 博士生, 研究领域为固体发动机内弹道及总体研究。

理, 相对于弹性力学中的广义虎克定理, 三维线性粘弹性统一积分型本构关系为

$$\sigma_{ij}(t) = 2 \int_{-\infty}^{\xi} G(\xi - \xi') \frac{\partial \varepsilon_{ij}(\tau)}{\partial \tau} d\tau + \delta_{ij} \int_{-\infty}^{\xi} \lambda(\xi - \xi') \frac{\partial \varepsilon_k(\tau)}{\partial \tau} d\tau \quad (1)$$

当 $i=j$ 时, $\delta_{ij}=1$; 当 $i \neq j$ 时, $\delta_{ij}=0$ 。 ξ, ξ' 为缩减时间, λ 为拉梅常数, G 为剪切模量, 它们表示成弹性模量 E 和 Poisson 比 μ 为

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

2.2 固体推进剂性能数据的处理

固体推进剂密度 ρ 为 1840 kg/m^3 , Poisson 比 μ 为 0.4978 。由复合固体推进剂在宽广温度范围内、定应变条件下单轴应力松弛的试验数据, 根据线性粘弹性及热流变简单性的基本假设, 将 -40°C 到 70°C 间 6 个温度下的应力松弛曲线, 采用时间-温度折合变量的数据处理方法, 将它组合成 20°C 参考温度下主应力松弛模量随推进剂缩减时间的变化曲线, 并用 Prony 级数式描述^[8]; 此外通过对玻璃化转变温度的测定和图解法求出的时间-温度偏移因子, 建立该推进剂材料的 WLF 方程。

由此得到 20°C 下推进剂应力松弛模量 $E(t)$ 主曲线(图 1)。为了进行数值计算的方便, 将其拟合成本下 Prony 级数:

$$E(t) = E_e + \sum_{i=1}^{10} E_i \exp(-t/\tau_i) \quad (2)$$

其中 $E_e = 0.95 \text{ MPa}$, E_i, τ_i 具体数值见表 1。图 1 中 E 试验值由原始试验数据匀滑后得到, E 值由 Prony 级数计算所得。

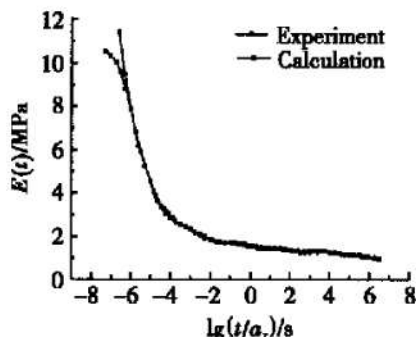


Fig. 1 Master relaxation modulus curve of propellant under 20°C

推进剂在参考温度 $T_R = 20^\circ\text{C}$ 时的 WLF 方程为

$$\lg a_T = \frac{-15.029(T - 20)}{182.86 + T - 20} \quad (3)$$

式中 T 为温度, $\lg a_T$ 为时温偏移因子。图 2 表示 WLF 方程的拟合效果, 在 5°C 时误差较大, 这是由于推进剂在此温度附近发生晶格变化, 使 $\lg a_T$ 试验值的确定不准确。

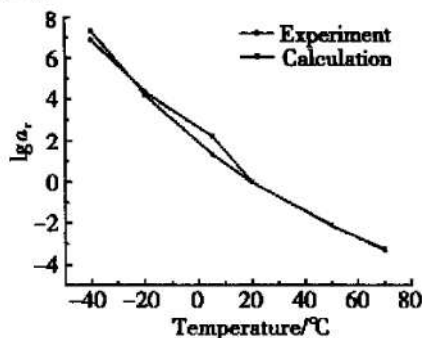


Fig. 2 Shift factor curve

3 计算模型

3.1 模型的构造

为了考虑半径、长径比、翼槽等对药柱抗过载能力的影响, 同时得到缩比发动机药柱间的模拟关系, 构造的 8 个模型具体结构参数见表 2。由于现今大多数发动机药柱的装填分数都比较高, 因此所有药柱的 m 数(外内径之比)均取为 4。模型 1, 2, 4 为缩比药柱, 其药柱总长(L)、内外半径、翼槽尺寸均严格按照 2 倍的比例进行构造。模型 2, 6, 7 的内外半径、翼槽尺寸、封头结构完全相同, 只是药柱直筒段长度不同, 从而长径比不同, 其长径比分别为 2, 4, 8, 依次成 2 倍关系。模型 3, 5, 8 是分别在模型 2, 4, 7 的基础上去掉各自翼槽结构所得。

3.2 实体建模及网格剖分

在实体建模时对固体发动机结构进行了简化: (1) 不计及装药外部的衬层和绝热层厚度, 假设装药与壳体直接粘接在一起; (2) 由于目的在于研究药柱的抗过载能力, 不对壳体建模, 认为药柱除人工脱粘层以外的外表面被固定; (3) 对于工艺上的倒角、圆角以及前后封头结构进行简化。简化假设 (1) 忽略了绝热层的力学影响, 实际上由于绝热层比较“柔软”, 对过

Table 1 Parameters of Prony progression

i	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
E_i	1.459	1.805	-0.041	0.903	-0.333	0.583	-0.261	0.352	0.058	0.214
τ_i	1.0×10^{-5}	7.5×10^{-5}	8.49×10^{-4}	8.49×10^{-3}	0.1183	1.183	7.9983	119.95	1.23×10^5	1.19×10^6

Table 2 Dimension details and calculation results of calculation models

Model		1	2	3	4	5	6	7	8
<i>m</i>		4	4	4	4	4	4	4	4
Length to diameter ratio		2	2	2	2	2	4	8	8
Number of slots		8	8	8	8	0	8	8	0
Number of elements		1.24×10^4	1.46×10^4	2.50×10^3	1.24×10^4	1.99×10^3	1.52×10^4	2.42×10^4	7.36×10^3
Outer radius/mm		250	500	500	1000	1000	500	500	500
Inner radius/mm		62.5	125	125	250	250	125	125	125
Slot	Length/mm	200	400	No	800	No	400	400	No
	Depth/mm	167.5	335		670		335	335	
	Width/mm	20	40		80		40	40	
Mass/kg		151.24	1.21×10^3	1.32×10^3	9.68×10^3	1.06×10^4	2.56×10^3	5.27×10^3	5.66×10^3
Length/m		1	2	2	4	4	4	8	8
U_z /mm		22.52	89.98	27.05	360.75	107.97	95.85	96.18	98.26
σ_c /MPa		0.50	1.10	0.14	2.10	0.26	1.02	1.00	0.53
σ_e (fore degum)/MPa		0.24	0.43	0.14	0.73	0.26	0.47	0.45	0.53

载产生的位移和应力有减小的作用。因此,这一假设偏于安全,其减小的量值有待进一步研究。

由于药柱结构及载荷的对称性,只对药柱的 1/2 进行建模。坐标原点定在药柱头部的中心,药柱的轴线为 *Z* 轴, *YZ* 平面为药柱的对称面;由于药柱结构比较复杂,采用四面体单元对药柱进行网格剖分。模型 4 的药柱建模及网格剖分如图 3 所示,其它模型的药柱建模及网格剖分与此相仿。

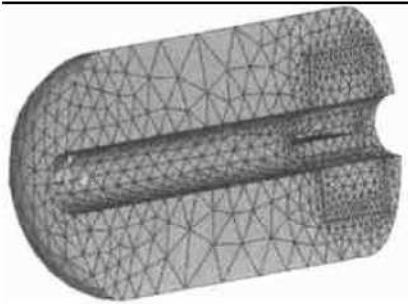


Fig. 3 Meshes of grain-4

3.3 边界条件

药柱除人工脱粘层外的外表面被粘接固定,对称平面满足面内滑动的条件,内孔及翼槽表面为自由面。在计算轴向过载时,认为前人工脱粘层为自由表面,而后人工脱粘层为滑动边界。

4 计算结果及分析

计算工况为温度 20℃、轴向 50*g* 载荷、作用时间 1*s*。实际计算时 *g* 取 10*m/s*²,加载历程如图 4 所示,在 0.1*s* 内过载加到额定值,而后保持稳定。所有模型均施加这一工况。

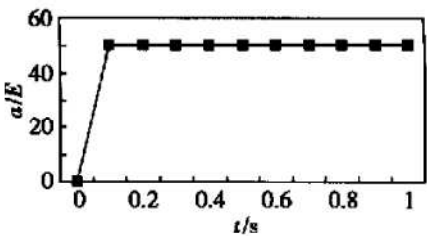


Fig. 4 Loading course

4.1 变形分析

模型 4 *Z* 向位移最大值 U_{Zmax} 与加载时间的关系如图 5 所示,最终时刻的总位移分布、Von Mises 应力分布云图分别如图 6, 7 所示,图、表及文中列出的结果均是 *t* = 1.0*s* 时的值。由计算结果可看出,在给定的边界条件下,药柱头部的内通道表面由于轴向过载作用则明显地后移,尾部内通道表面由于后人工脱粘层的滑动则明显地收缩。轴向最大位移发生在前部内通道表面处,该处轴向位移 U_{Zmax} = 360.745*mm*。径向最大位移发生在药柱尾部内通道表面处,该处径向位移 U_{Ymax} = 195.615*mm*;这将使该处内通道发生严重变化,通道半径急剧减小,甚至发生堵塞。无翼槽时,

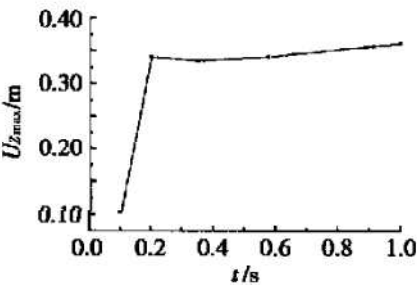


Fig. 5 U_{Zmax} vs time

药柱最大位移发生在头部靠近中心处, $U_{Zmax} = 107.967\text{mm}$; 尾部人工脱粘层则几乎没有滑动, 药柱尾部几乎没有收缩。

4.2 应力分析

应力应变最大值发生在药柱翼槽部位的后端面靠近内通道表面处(图 7), 该处 $\sigma_{e, max} = 2.1\text{MPa}$, $\epsilon_{e, max} = 1.939$ 。药柱与壳体粘接的外圆柱面从前向后, 应力、应变逐渐减小, 前人工脱粘层根部应力、应变比较大, $\sigma_{e, max} = 0.7337\text{MPa}$, $\epsilon_{e, max} = 0.6760$ 。无翼槽时, 应力应变最大值均发生在前人工脱粘层根部, 该处, $\sigma_{e, max} = 0.2579\text{MPa}$, $\epsilon_{e, max} = 0.2376$ 。

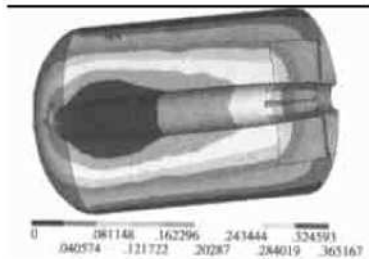


Fig. 6 General displacement cloud chart of model-4

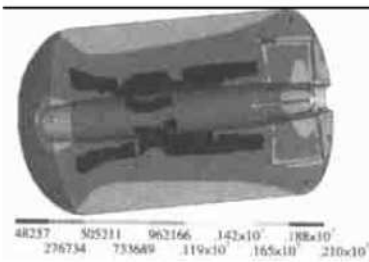


Fig. 7 Von Mises stress cloud chart of model-4

其它模型的计算结果与模型 4 类似, 其位移、应力、应变的分布相仿, 具体计算结果的比较如表 2 所示, 表中位移 U , 应力 σ_e 均为药柱全场最大值, σ_e (前脱) 表示前人工脱粘层根部的应力, σ_e 表示 Von Mises 有效应力。

4.3 缩比发动机药柱间模拟关系

由模型 1, 2, 4 的计算结果比较(表 3)可看出, 对于完全的缩比发动机药柱, 其装药质量、位移、应力也成相应的比例关系。其三方向尺寸比例为 2, 质量比例为 8, 位移成 4 倍的比例关系, 应力危险点的应力成 2 倍左右的比例关系, 前人工脱粘层根部的应力成 1.75 倍(2 的 0.8 次方)左右的比例关系。因此, 为了考核轴向过载作用下大型固体发动机药柱的结构完整性, 采用小尺寸缩比发动机药柱作离心试验, 可以取得很好的效果。在轴向过载作用下, 缩比发动机药柱间的位移、应力、应变场分布成明显的比例关系。

Table 3 Comparison of calculation results of proportional engine grains

Item	Dimension	Mass	Displacement	σ_e	σ_e (fore degum)
Model-2/Model-1	2	8	4.00	2.22	1.79
Model-4/Model-2	2	8	4.01	1.91	1.71

4.4 长径比对药柱抗轴向过载能力的影响

模型 2, 6, 7 的长径比分别为 2, 4, 8, 依次成 2 倍的比例关系, 质量比例也在 2 倍左右, 位移、最大应力、前人工脱粘层根部应力的比例均维持在 1 左右(表 4), 并没有随长径比的增加而明显变化。这表明长径比对药柱轴向过载下位移场、应力和应变场的影响较小。因此, 在设计缩比发动机药柱时, 应当着重保证半径、翼槽、前后封头结构的比例关系, 对于长径比的比例关系则不必刻意地追求, 长径比对于模拟关系影响甚小。

Table 4 Comparison of calculation results of the grains of different length to diameter ratio

Item	Length to diameter ratio	Mass	Displacement	σ_e	σ_e (fore degum)
Model-6/Model-2	2	2.12	1.07	0.93	1.10
Model-7/Model-6	2	2.06	1.00	0.98	0.95

4.5 翼槽对药柱抗轴向过载能力的影响

由模型 2, 4, 7 有无翼槽的计算结果比较(表 5)来看, 翼槽对于药柱轴向过载下变形的影响, 与药柱长径比有很大关系。模型 2, 4 为缩比药柱, 从有无翼槽的计算结果看, 翼槽对于缩比药柱的影响程度大致相当。模型 2, 7 药柱半径、翼槽尺寸完全相同, 只是直筒段长度差别较大, 药柱长径比分别为 2.8。从有无翼槽的计算结果看, 翼槽对模型 2 的影响比对模型 7 的影响大得多。因此, 翼槽对于发动机药柱抗轴向过载能力的影响与药柱长径比有很大关系, 对长径比小的药柱有较大影响, 对于长径比大的药柱, 影响程度很小。

Table 5 Effects of slots on calculation results of different grains

Item	Dimension	Mass	Displacement	σ_e	σ_e (fore degum)
Model-2/Model-3	1	0.91	3.33	7.95	3.09
Model-4/Model-5	1	0.91	3.34	8.14	2.84
Model-7/Model-8	1	0.93	0.98	1.89	0.95

5 结 论

(1) 在轴向高过载条件下, 对于设置前后人工脱粘层的翼柱型药柱, 其变形及应力与半径有很大关系。位移大致与半径的平方成正比, 应力危险点的应力大致与半径成正比, 前人工脱粘层根部的应力大致

与半径的0.8次方成正比。

(2) 当缩比发动机药柱的半径、翼槽、封头结构的比例关系得到保证时,其在轴向过载作用下的位移、应力、应变场的分布也成相应的比例关系;为考核大型固体发动机药柱承受轴向过载的能力,用尺寸较小的缩比发动机药柱作离心过载试验,可以取得很理想的效果。

(3) 在药柱半径、翼槽、封头结构完全相同的情况下,长径比对药柱抗轴向过载能力的影响很小。对于大型固体发动机离心试验时模拟发动机药柱的设计,应着重保证半径、翼槽、封头等结构的比例关系,而对于药柱长度则不必刻意地追求其比例关系。

(4) 在轴向过载作用下,翼槽对药柱抗过载能力的影响与其长径比有很大关系;对长径比小的药柱的影响程度大,对长径比大的药柱的影响程度小。

参考文献:

- [1] 陈汝训. 固体火箭发动机设计与研究(上)[M]. 北京: 宇航出版社, 1991.
- [2] Zienkiewicz O C, Watson M, King I P. A numerical method of

viscoelastic stress analysis[J]. *Int. J. Mech. Sci.* 10, 807-827, 1968.

- [3] Anon. Solid propellant grain structural integrity analysis[R]. NASA SP-8073, 1972.
- [4] 李录贤, 叶天麒, 沈亚鹏, 等. 三维药柱的热粘弹性有限元分析[J]. 推进技术, 1997, 18(3). (LI Lurxian, YE Tiarrqi, SHEN Yā peng, et al. A finite element analysis for thermoviscoelastic grains[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 1997, 18(3).)
- [5] 朱智春, 蔡 峨. 固体火箭发动机药柱三维温度场应力场有限元分析[J]. 推进技术, 1997, 18(2). (ZHU Zhichun, CAI E. A finite element analysis of three dimensional temperature and stress fields for solid rocket motor grain[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 1997, 18(2).)
- [6] Thompson John A. Surveillance report. Stage I dissected motors. Phase XII. Propellant and component testing[R]. AD-A098 409/6., 1981.
- [7] 朱祖念. 某模拟发动机离心试验药柱结构完整性分析报告[R]. 陕西动力机械研究所, 1993.
- [8] 刘中兵. 高过载条件下某推进剂药柱结构完整性分析计算与试验研究[D]. 西安: 中国航天科技集团公司第四研究院, 2003. (编辑: 朱立影)

(上接第147页)

不同所造成的。另外,两单元二维塞式喷管的与膨胀能力相关的几何参数完全满足膨胀匹配关系,而六单元“瓦”状塞式喷管的膨胀比参数并没有完全匹配,其设计压比为875,相对应的总膨胀面积比为35.24,内喷管倾角为 31.54° 。但在最后的几何尺寸确定过程中人为地将内喷管倾角调整为 30° ,并且把塞式喷管型面垂直于发动机轴线整体平移,使得总膨胀面积比扩大到40,与此对应的理论设计压比应为1047。但是实验曲线说明,设计压比仍然在900左右,与原始设计压比875还是非常接近的。

5 结 论

(1) 采用一段抛物线和一段三次多项式曲线所描述的塞锥型面与理想塞锥型面曲线基本吻合。在塞式喷管的设计中,总膨胀面积比、内膨胀面积比和内喷管倾角应满足膨胀匹配的约束。

(2) 在给定总膨胀面积比的条件下,对采用轴对称内喷管的塞式喷管而言,内膨胀面积比的增大会使塞锥变短,高度减小,塞锥宽度增加;对采用矩形内喷管的二维塞式喷管而言,内膨胀面积比的变化对外形尺寸的影响很小。

(3) 冷流实验结果说明采用快速型面设计方法所设计的塞式喷管具有较好的高度补偿能力。

(4) 塞式喷管快速型面设计方法未考虑非均匀的内喷管出口条件对型面设计以及推力性能的具体影响,这有待于进一步的研究。

参考文献:

- [1] Angelino G. Approximate method for plug nozzle design[J]. *AIAA Journal*, 1964, 2(10).
- [2] 覃粒子, 刘 宇, 王一白. 塞式喷管主喷管角度特性[J]. 推进技术, 2002, 23(4). (QIN Lizi, LIU Yu, WANG Yibai. Angle properties of the primary nozzle of plug nozzle[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2002, 23(4).)
- [3] Immich Hans, Caporicci Marco. Status of the FESTIP rocket propulsion technology program[R]. AIAA 97-3311.
- [4] Tomita T, Tamura H, Takahashi M. An experimental evaluation of plug nozzle flow field[R]. AIAA 96-2632.
- [5] Tomita T, Takahashi M, Onodera T. Flow field of clustered plug nozzles[R]. AIAA 97-3219.
- [6] Allman J G, Hoffman J D. Design of maximum thrust nozzle contours by direct optimization methods[R]. AIAA 78-1048.

(编辑: 梅 瑛)