

基于粘弹性有限元方法的固体导弹发动机寿命预估*

Life Prediction of Solid Rocket Motor Based on Viscoelastic Finite Element Method

蒙上阳¹, 许萌¹, 章曙¹, 彭威²

MENG Shang-yang¹, XU Meng¹, ZHANG Shu¹, PENG Wei²

(1. 中国人民解放军 63961 部队, 北京 100012; 2. 军械工程学院, 河北石家庄 050003)

(1. PLA Troops of 63961, Beijing, 100012, China; 2. Ordnance Engineering College, Shijiazhuang, Hebei, 050003, China)

摘要: 为了解决固体导弹发动机提前退役带来浪费和过期服役可能导致发射失败的问题, 利用定期解剖常温自然贮存的发动机来测试推进剂的力学性能参数, 结合三维粘弹性有限元分析方法, 对贮存一定时期的导弹发动机在常温和低温下点火发射进行数值仿真, 由最大 Von Mises 应变及推进剂应变强度随贮存时间的变化规律来评估发动机的安全性, 确定不同地区贮存的导弹发动机的贮存寿命。

关键词: 发动机 寿命 贮存 导弹 有限元法

中图分类号: Tj760.33 文献标识码: A 文章编号: 1005-9164(2010)01-0056-05

Abstract The wasteful problem which was caused by early out of commission of solid rocket motor (SRM) and the safety problem caused by delayed ex-service of SRM must be solved after the SRM was equipped. The mechanical property parameters of the SRM grain after stored naturally for a certain period of time were obtained by dissection of the SRM. When the SRM was launched under normal and low temperature condition, the maximum Von Mises strain of the SRM grain was calculated with three-dimension finite element method respectively. Then the maximum Von Mises strain variation with the storage time was obtained, and its distribution law was compared with the strain intension to judge the storage life of SRM stored at different territory.

Key words motor, life, storage, solid rocket, finite element method

导弹贮存寿命是指导弹在完成设计的战术技术指标前提下能够贮存的最长时间。导弹装备部队面临的一个重要问题是寿命预估问题, 准确预估贮存寿命可以确保导弹预期的打击能力, 又可以避免提前退役带来的浪费以及过期贮存可能导致的丧失作战能力甚至威胁自身安全的严重后果。贴壁浇铸的导弹发动机在贮存期间不能更换装药, 发动机的绝热层、包覆层和固体推进剂是不稳定材料, 在载荷、环境谱作用下, 推进剂的力学性能及发动机药柱各粘接界面的粘接性能随着贮存时间增长而不断劣化。因此, 导弹的贮存寿命主要依赖于导弹发动机的寿命。

美国主要通过长期使用寿命分析 (LRSLA) 计划^[1-4]对火箭发动机的贮存寿命进行预估, 依靠全尺寸发动机贮存试验和解剖。这种大规模的全弹贮存、监测方法耗费巨大。因此, 不少的学者用不同的方法对固体推进剂的贮存寿命进行了研究, 如: 根据测量推进剂加速老化试验的活化能^[5]、推进剂的老化反应机理^[6,7]、比冲与推力内弹道性能参数变化^[8], 以及根据自然贮存推进剂方坯的力学性能变化对可靠性影响^[9]来预估发动机寿命。随着发动机药型的日益复杂, 不考虑发动机药柱的实际贮存及承载情况, 仅由解剖发动机测试推进剂的力学性能参数来预估发动机的寿命, 无疑会影响预估的准确性。因此, 本文采用通过定期解剖自然贮存的导弹发动机测取推进剂力学性能与基于发动机三维结构分析相结合的方法, 通过解剖不同贮存地区和贮存时间的发动机, 测取力学性能参数, 对发动机在常温 (20℃) 和低温 (-40℃) 时

收稿日期: 2009-07-10

修回日期: 2009-11-24

作者简介: 蒙上阳 (1966-), 男, 博士, 主要从事结构完整性和断裂损伤研究。

* 国防预研支撑项目 (40403) 资助。

点火发射进行数值仿真,根据发动机药柱最大 V_{on} Mises 应变与长期贮存的推进剂强度演变规律,确定导弹发动机的安全系数,评估发动机的贮存寿命。

1 粘弹性增量有限元方法

根据积分型本构方程可以很好地描述真实材料的粘弹特性,在研究粘弹性材料的蠕变和延迟弹性时,设当前应力是整个应变增量谱响应的叠加,按 Boltzmann 叠加原理得积分型本构关系为^[10]:

$$\{\epsilon(t)\} = [D]E(0)[\{\dot{X}(t)\} - \{\dot{X}_F(t)\}] + [D] \int_0^t [\{\dot{X}(t-s)\} - \{\dot{X}_F(t-s)\}] \frac{dE(s)}{ds} ds \quad (1)$$

式中

$$\{\epsilon\} = \{\epsilon_{11} \ \epsilon_{22} \ \epsilon_{33} \ f_{12} \ f_{23} \ f_{31}\}^T, \quad (2)$$

$$\{\dot{X}\} = \{\dot{X}_1 \ \dot{X}_2 \ \dot{X}_3 \ V_{12} \ V_{23} \ V_{31}\}^T, \quad (3)$$

$$\{\dot{X}_F\} = T_r T \{1 \ 1 \ 1 \ 0 \ 0 \ 0\}^T, \quad (4)$$

$$[D] = \frac{1-\nu}{(1+\nu)(1-2\nu)}$$

$$\begin{bmatrix} 1 & \frac{\nu}{1-\nu} & \frac{\nu}{1-\nu} & 0 & 0 & 0 \\ \frac{\nu}{1-\nu} & 1 & \frac{\nu}{1-\nu} & 0 & 0 & 0 \\ \frac{\nu}{1-\nu} & \frac{\nu}{1-\nu} & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \frac{1-2\nu}{2(1-\nu)} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{1-2\nu}{2(1-\nu)} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{1-2\nu}{2(1-\nu)} \end{bmatrix} \quad (5)$$

其中 $E(0)$ 为 $t=0$ 时的初始模量, T_r 为热膨胀系数, ν 为泊松比, T 为相对温度变化。

为了解决积分函数只能在全历程积分才能求解的困难,在有限元分析中采用增量型的本构关系,将松弛模量 $E(t)$ 用 Prony 级数表示为:

$$E(t) = E_\infty + \sum_{n=1}^N E_n e^{-\frac{t}{\tau_n}} \quad (6)$$

式中 E_∞ 为 $t \rightarrow \infty$ 时的松弛模量, E_n 与 τ_n 分别为第 n 个 Maxwell 单元的弹性模量与松弛时间.将式 (1) 松弛型本构方程在时域中离散,将时间 $[0, t]$ 划分为 $[t_0, t_1], [t_1, t_2], \dots, [t_{m-1}, t_m], \dots, [t_{N-1}, t_N]$ 共 N 个步长为 $h = t_m - t_{m-1}$ 的时间段,可以得到增量型的本构关系为:

$$\{\Delta \epsilon(t_m)\} = [D] \{E_0 - \sum_{n=1}^N [1 - U_n(h)] E_n\} [\{\Delta \dot{X}(t_m)\} - \{\Delta \dot{X}_F(t_m)\}] - \sum_{n=1}^N T_n(h) \{\epsilon(t_{m-1})\} \quad (7)$$

式中

$$\{\Delta \epsilon(t_m)\} = \{\epsilon(t_m)\} - \{\epsilon(t_{m-1})\}, \quad (8)$$

$$\{\Delta \dot{X}(t_m)\} = \{\dot{X}(t_m)\} - \{\dot{X}(t_{m-1})\}, \quad (9)$$

$$\{\Delta \dot{X}_F(t_m)\} = \{\dot{X}_F(t_m)\} - \{\dot{X}_F(t_{m-1})\}, \quad (10)$$

$$T_n(h) = 1 - e^{-\frac{h}{\tau_n}}, \quad (11)$$

$$U_n(h) = \frac{f_n}{h} (1 - e^{-\frac{h}{\tau_n}}) = T_n(h) \frac{f_n}{h}, \quad (12)$$

$$\{\epsilon(t_{m-1})\} = [D] \{E_0 [\{\dot{X}(t_{m-1})\} - \{\dot{X}_F(t_{m-1})\}] + \frac{E_0}{f_n} \int_0^{t_{m-1}} [\{\dot{X}(f)\} - \{\dot{X}_F(f)\}] e^{-\frac{t_{m-1}-f}{\tau_n}} df\} \quad (13)$$

根据虚功原理,得虚功方程的增量形式为:

$$\int_V \{\mathbb{W}\}^T \{\Delta \epsilon\}_{K+1} dV = \int_V \{\mathbb{W}_L\}^T \{\Delta p\}_{K+1} dV + \int_S \{\mathbb{W}_L\}^T \{\Delta P\}_{K+1} dS, \quad (14)$$

式中 $\{\mathbb{W}\}$ 为虚应变, $\{\mathbb{W}_L\}$ 为虚位移, $\{\Delta p\}$ 为体力增量, $\{\Delta P\}$ 为作用在边界上的面力或集中力增量。

将增量型本构方程 (7) 代入虚功方程的增量形式 (14), 有:

$$\int_V \{\mathbb{W}_L\}^T [B]^T [D] \{E_0 - \sum_{n=1}^N [1 - U_n(h)] E_n\} [B] \{\Delta u_i\}_m dV - \int_V \{\mathbb{W}_L\}^T [B]^T \sum_{n=1}^N T_n(h) \{\epsilon(t_{m-1})\} dV = \int_V \{\mathbb{W}_L\}^T [B]^T [D] \{E_0 - \sum_{n=1}^N [1 - U_n(h)] E_n\} \{\Delta \dot{X}_F(t_m)\} dV + \int_V \{\mathbb{W}_L\}^T \{\Delta p\}_m dV + \int_S \{\mathbb{W}_L\}^T \{\Delta P\}_m dS, \quad (15)$$

得表征结构总体平衡的迭代方程^[11]:

$$[K] \{\Delta u_i\}_m = \{\Delta Q\}_m - \{Q_0\}_m, \quad (16)$$

式中

$$[K] = \int_V [B]^T [D] \{E_0 - \sum_{n=1}^N [1 - U_n(h)] E_n\} [B] dV, \quad (17)$$

$$\{\Delta Q_0\}_m = - \int_V [B]^T \sum_{n=1}^N T_n(h) \{\epsilon(t_{m-1})\} dV, \quad (18)$$

$$\{\Delta Q\}_m = \int_V [B]^T [D] \{E_0 - \sum_{n=1}^N [1 - U_n(h)] E_n\} \{\Delta \dot{X}_F(t_m)\} dV + \int_V [N]^T \{\Delta p\}_m dV + \int_S [N]^T \{\Delta P\}_m dS \quad (19)$$

式 (17) 表明刚度与时间步长相关,要求每个时间步重新组集刚度矩阵.采用初应力法,将式 (15) 中含内部应力 $\{\epsilon(t_{m-1})\}$ 一项转换成外载荷 $\{Q\}$.这相当于在结构上加了一个初应力场,并将其转换成等效

节点载荷。

对于热流变简单材料,根据时间-温度等效原理,将以上各式中的时间换成等效时间 Y ,即

$$Y(t) = \int_0^t \frac{df}{a_r(T(f))} \quad (20)$$

其中 a_r 为时间-温度等效因子,由

Williams-Landel-Ferry 方程确定

$$a_r = 10^{-\frac{C_1(T-T_0)}{C_2+T-T_0}}, \quad (21)$$

式中 C_1 和 C_2 为材料常数, T 为工作环境温度, T_0 为参考温度。

2 自然老化发动机药柱推进剂的力学性能参数获取

为获取推进剂力学性能随贮存时间变化引起药柱点火增至峰压时应变响应改变,首先解剖自然贮存 4 年、7 年、8 年、9 年、10 年、11 年后的发动机,依据航天工业部的标准测得推进剂的拉伸曲线、拉伸应力松弛模量及其主曲线、延伸率和强度等力学性能参数。

通过试验测量得各贮存期推进剂松弛模量,并拟合 Prony 级数,取 15 项为:

$$E(t) = E_\infty + \sum_{n=1}^{15} E_n e^{-\frac{t}{\tau_n}} \\ = E_0 \left(q_\infty + \sum_{n=1}^{15} q_n e^{-\frac{t}{\tau_n}} \right), \quad (22)$$

式中 E_0 为初始模量, $E_0 = E_\infty + \sum_{n=1}^{15} E_n$; 系数 $q_n = E_n / E_0$ 。试验数据拟合表明,贮存时间的变化对推进剂松弛特征参数 q_n 和 τ_n 基本无影响,松弛模量的变化主要由 E_0 决定。

为了获得推进剂模量及延伸率等参数随贮存时间的变化规律,设在老化过程中自然贮存导弹发动机药柱推进剂的力学性能变化服从 Arrhenius 方程:

$$K = A \cdot \exp\left(-\frac{E}{RT}\right), \quad (23)$$

式中, K 为某贮存温度时的反应速率, E 为活化能, A 为频率因子, R 为气体常数。

建立固体推进剂力学性能参数 P 随贮存温度 T 和贮存时间 t 的变化数学模型:

$$P(t) = f(P_0, K, t) \quad (24)$$

式中 P_0 为初始力学性能参数。

通常将最大延伸率和初始模量等参数 P 与化学反应速率 K 及贮存时间 t 的关系设为:

$$P(t) = P_0 \exp(-Kt) \quad (25)$$

根据式 (23) 可得某贮存温度 T 时,推进剂力学性能参数 P 与贮存时间 t 的关系:

$$P(t) = P_0 \exp\left[-A \exp\left(-\frac{E}{RT}\right)t\right]. \quad (26)$$

于是可以通过推进剂在某贮存温度 T 下不同贮存时间的力学性能参数测量值,对式 (26) 数据拟合确定式中的 P_0 、 A 和 (E/R) 常数。

例如,解剖贮存于甲地、贮存温度为 $T = 293.15K$ 的发动机,将测量推进剂所得的最大延伸率 λ_m 按式 (26) 拟合,可得推进剂常温最大延伸率与贮存时间的关系为:

$$\lambda_m = 0.50968 \exp\left[-62863 \exp\left(\frac{-5599.4}{T}\right)t\right]. \quad (27)$$

式中贮存时间 t 的单位为天。同样可得该推进剂低温最大延伸率与贮存时间的关系为:

$$\lambda_m = 0.43296 \exp\left[-1.9254E06 \exp\left(\frac{-6573.3}{T}\right)t\right]. \quad (28)$$

3 导弹发动机药柱有限元计算模型

由于环境温度、燃气内压和轴向过载均具有轴对称性,于是如图 1 所示可以根据导弹发动机药柱几何结构的循环对称性进行建模,沿纵向 (Z 方向) 共有 7 个对称剖面,将发动机均分成完全对称的 14 等份,取其中一份建立三维有限元计算模型,共划分 132550 个六面体单元,节点总数 164438 个。

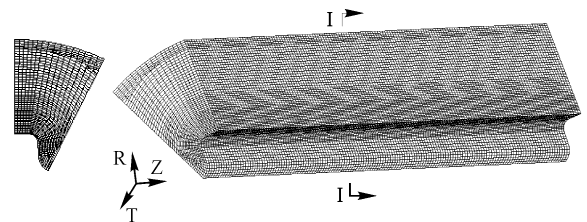


图 1 导弹发动机药柱的三维有限元模型

Fig. 1 Three-dimension finite element model of the SRM grain

I ↑ : 截面; I ↓ : Section.

根据对称性的特点,在垂直于对称剖面上设置位移简支条件,发动机壳体两端设置位移简支条件。

4 导弹发动机贮存寿命预估

对发动机进行三维粘弹性分析,计算结果(图 2)表明发动机点火增压和轴向过载联合作用时,危险点位于发动机前翼槽内。由发动机于甲地贮存 4 年、7 年、8 年、9 年、10 年、11 年后常温 ($20^\circ C$) 发射的 Von Mises 应变拟合式 (26) 得到 Von Mises 应变与贮存时间 t 的关系为:

$$\lambda_m = 0.09862 \exp\left[-9.4129E10 \exp\left(\frac{-10130}{T}\right)t\right], \quad (29)$$

式中贮存温度 $T = 288.15K$, 贮存时间 t 的单位为天。

同样,由发动机于甲地贮存 4年、7年、8年、9年、10年、11年后低温 (-40°C) 发射的 Von Mises 应变拟合式 (26) 得到 Von Mises 应变与贮存时间 t 的关系为:

$$\bar{X} = 1.0338 \exp \left[-1.6120 E 10 \exp \left(\frac{-9726.7}{T} \right) t \right] \quad (30)$$

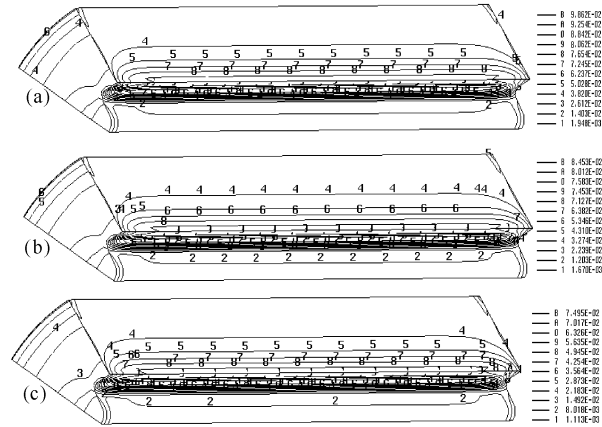


图 2 常温贮存时各老化时间发动机点火发射的 Von Mises 等值线

Fig. 2 The strain contour of multi-years SRM being launched in normal temperature.

(a) 未贮存, (b) 贮存 7 年, (c) 贮存 11 年.

(a) New, (b) Seven years, (c) Eleven years (-40°C).

由式 (27) 与式 (29) 可得如图 3 所示甲地常温贮存常温点火发射安全系数 1.50 时的贮存天数为 5380 天 (即 14 年 9 个月), 同样, 可以得到甲地常温贮存常温点火发射安全系数与贮存天数的关系. 于是由分别贮存于甲、乙和丙地的导弹, 可获得如图 4 所示各地常温贮存常温点火发射时安全系数与贮存时间的关系.

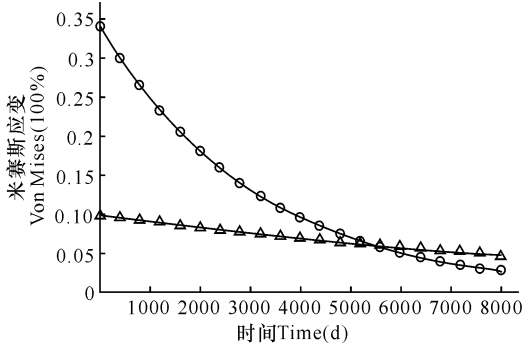


图 3 甲地区贮存常温发射安全系数 1.50 时的寿命预估

Fig. 3 The life prediction of SRM being launched in normal temperature (The safety factor equal to 1.50)

\odot : X_m ; \triangle : X

由式 (28) 与式 (30) 可得如图 5 所示甲地常温贮存低温点火发射安全系数 1.50 时的贮存天数为 3650 天 (即 10 年 0 个月), 同样, 导弹分别贮存于甲、

乙和丙地, 可获得如图 6 所示各地常温贮存低温点火发射安全系数与贮存时间的关系.

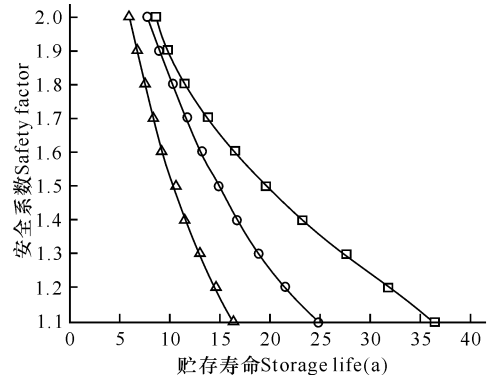


图 4 常温贮存常温发射时贮存寿命与安全系数关系

Fig. 4 The storage life vs safety factor of SRM being launched in normal temperature

\odot : 甲地; \triangle : 乙地; \square : 丙地

\odot : The first place, \triangle : The second place, \square : The third place.

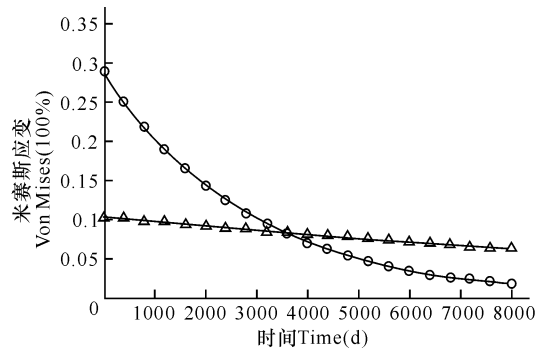


图 5 甲地区贮存低温发射安全系数 1.50 时的寿命预估

Fig. 5 The life prediction of SRM being launched in low temperature (The safety factor equal to 1.50)

\odot : X_m ; \triangle : X

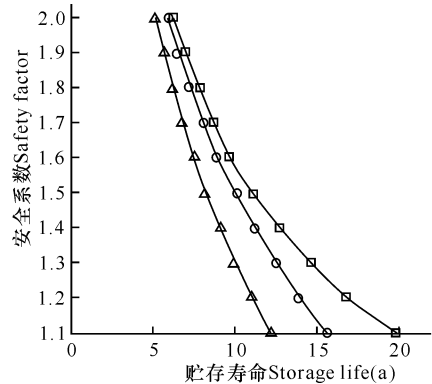


图 6 常温贮存低温发射时贮存寿命与安全系数关系

Fig. 6 The storage life vs safety factor of SRM being launched in low temperature

\odot : 甲地; \triangle : 乙地; \square : 丙地.

\odot : The first place, \triangle : The second place, \square : The third place.

由图 4 和图 6 可以直观看到, 各地区贮存的导弹发动机在其任一贮存年限里, 常温和低温环境下发射

时的安全系数,当然,同样可以方便地知道,常温和低温环境下任一发射安全系数所对应的贮存年限。

5 结论

本文采用基于粘弹性三维有限元分析与定期解剖常温贮存发动机测取力学性能参数相结合的方法,预估了导弹发动机常温和低温发射时的贮存寿命。

(1)当导弹发动机达到出厂预期寿命 10 年时的安全性为:常温点火发射时,贮存于甲地的安全系数为 1.82,贮存于乙地的安全系数为 1.54,贮存于丙地的安全系数约为 1.88,可见,贮存了 10 年后导弹常温发射安全性较高,但须重点注意乙地导弹发动机安全系数较其余二地低;低温点火发射时,于甲地贮存 10 年的导弹发动机安全系数为 1.52,贮存于乙地的导弹发动机安全系数为 1.30,贮存于丙地的安全系数约为 1.58,可见,贮存于乙地的导弹发动机低温发射时危险性较高。

(2)当以安全系数 1.50 来评估贮存寿命时,常温点火发射时甲地导弹发动机贮存寿命 14 年 9 个月,乙地贮存寿命 10 年 7 个月,丙地贮存寿命 19 年 7 个月;低温点火发射时甲地导弹发动机贮存寿命 10 年 1 个月,乙地贮存寿命 8 年整,丙地贮存寿命 11 年 8 个月。

总之,贮存于乙地的导弹发动机寿命最短,甲地次之,丙地最长。低温发射是最严酷的情况,通常以低温点火发射安全系数为 1.50 时的贮存寿命作为发动机的服役寿命,则该型号导弹发动机目前已经贮存了 11 年后,于甲地和乙地的均应立即报废,贮存于丙地

的还有 8 个月寿命。若导弹在常温下使用,则其贮存寿命可以根据以上计算结果适当延长。

参考文献:

- [1] Eugene F Lund. Minuteman long range service life analysis overview [R]. AIAA, 76-716
- [2] Samsonov A E. Selection of critical failure modes for LRSLA overtesting[R]. AIAA, 76-717.
- [3] Bennett S J. LRSLA minuteman III stage material characterization program and results [R]. AIAA, 76-718.
- [4] David K Loyd. Long range service life analysis (LRSLA) system trend analysis life estimating procedure [R]. AIAA, 76-746.
- [5] 罗怀德,张昊,杜娟. 固体推进剂使用寿命快速预测探索研究 [J]. 固体火箭技术, 2000, 23(1): 31-35.
- [6] 王春华,彭网大,翁武军,等. HTPB 推进剂贮存寿命的理论预估 [J]. 推进技术, 2000, 21(3): 63-66.
- [7] 鲁国林,罗怀德. 定应变下丁羟推进剂贮存寿命预估 [J]. 推进技术, 2000, 21(1): 79-81.
- [8] 唐庆明,裴哲,吴建业. 固体火箭发动机的寿命研究 [J]. 战术导弹技术, 2006(2): 30-32.
- [9] 高鸣,徐廷学. 固体火箭发动机药柱可靠性及寿命预估研究 [J]. 固体火箭技术, 2008, 31(3): 220-224.
- [10] 杨挺青,罗文波,徐平,等. 粘弹性理论与应用 [M]. 北京: 科学出版社, 2004.
- [11] 蒙上阳,李荣,沈先锋,等. 固体火箭发动机药柱主动段飞行时应力应变分析 [J]. 固体火箭技术, 2008, 31(5): 466-470

(责任编辑: 邓大玉)

科学家阐明牛痘感染机制

牛痘并不会在人体中导致传染病,而且恰好相反,它能够帮助人们抵抗传染病。牛痘与天花病毒非常类似,科研人员能够用它作为一种疫苗来抵御天花,并最终于上世纪 70 年代末期将天花这种传染病从地球上根除。从那时开始,科学家便一直在研究将牛痘作为一个平台,从而开发出新的疫苗用以抵御其他疾病。

然而英国科学家最近仔细研究被侵入的牛痘病毒所破坏的细胞区域(被称为斑块)发现,牛痘在感染一个细胞后,能够立即生成两种蛋白质。一种蛋白质通过协同工作在细胞表面形成了一个复合体,用以防止其他牛痘病毒微粒的进入,防止病毒重复感染。另一种蛋白质(肌动蛋白)在其他牛痘病毒与细胞碰撞时,会从细胞膜中伸出长长的凸出物,将入侵的病毒弹开。这样,对于牛痘来说,它不但能够防止病毒的重复感染,而且还能够在生理上击退病毒的进犯。牛痘本身的传播速度就是其复制循环所能达到的速度的 4 倍。

科学家认为,许多其他病毒,例如单纯疱疹病毒,似乎也采用了类似的感染策略。假设它们使用了与牛痘类似的蛋白质复合体,那么就可以通过抑制这两种蛋白质的交互作用,或许便能够抵御这些传染病。

(据科学网)