

某型固体火箭发动机综合性能试验与寿命评估^{*}

邢耀国¹, 金广文¹, 许学春², 侯本学³, 刘海峰¹, 董可海¹

(1. 海军航空工程学院, 山东 烟台 264001; 2. 92941 部队, 辽宁 葫芦岛 125001;

3. 海军装备部驻北京星航机电设备公司军代室, 北京 100074)

摘 要: 对不同贮存期的某型固体火箭发动机进行了零部件的功能试验和燃烧室的解剖试验。根据试验测得的推进剂化学性能和力学性能的变化, 对不同贮存期的发动机进行了内弹道和结构完整性计算。比较理论分析和综合性能试验的结果, 对该型发动机服役寿命进行了评估, 发现决定其寿命的因素是粘接界面的失效。

关键词: 固体推进剂火箭发动机; 性能试验; 寿命预测; 内弹道模拟计算; 结构完整性

中图分类号: V435 文献标识码: A 文章编号: 1001-4055 (2004) 02-0176-04

Comprehensive property tests and service life evaluation for solid rocket motors

XING Yao-guo¹, JIN Guang-wen¹, XU Xue-chun², HOU Ben-xue³, LIU Hai-feng¹, DONG Ke-hai¹

(1. Naval Aeronautical Inst., Yantai 264001, China; 2. Troops of 92941, Huludao 125001, China;

3. Militant Representalives Office of Naval Dept. in Beijing Xinghang Elector-Mechanical Equipment Corp., Beijing 100074, China)

Abstract: The functional tests of the parts and units and the dissection tests of the combustion chambers had been done for the solid rocket motors which were in variable storage times. According to the change of the chemical properties and the mechanical properties obtained from the tests, the simulation of interior ballistic and the structural integrity analysis for these motors were conducted. By investigating the results from the theoretical analysis and the comprehensive property tests, the service life of these motors were evaluated and it was found that the factor deterring the service life of these motors is the misfunction of the binding interfaces.

Key words: Solid propellant rocket engine; Performance test; Life prediction; Interior ballistic simulation calculation; Structural integrity

1 引 言

从 20 世纪 60 年代开始, 大部分导弹采用贴壁浇注的复合推进剂固体发动机作为动力装置。当时由于设计和使用经验较少, 研制单位给出的服役寿命一般只有 5 年~ 6 年。随着时间的推移, 库存产品逐渐超期。这些超期发动机究竟还能不能用的问题已经成为世界各国面临的难题。国内外专家曾采用加速老化法、模型法、老化监测法、长期寿命分析法和综合试验法对发动机的寿命进行评估^[1-4], 使发动机的贮存寿命得到了可观的延长。但实践表明: 有的方法精

度不高, 有些方法只能给出具体型号的结果。最近, 美国又推出“寿命预估技术计划”, 企图从微观断裂力学方面和化学变化与力学性能关系的角度减少发动机寿命预估的不确定度^[5,6]。这一计划耗资巨大, 在 2010 年前才能有阶段成果。

本文以某反舰导弹超过服役期的固体助推发动机为研究对象, 对其进行了大量的性能试验; 并根据试验测得的数据, 对超服役期的发动机进行了内弹道仿真和结构完整性计算。根据综合试验研究和理论分析的结果, 对该型固体发动机的寿命进行了评估。

* 收稿日期: 2003-07-15; 修订日期: 2003-10-28。

基金项目: 总装备部“十五”预研项目 (41328010507)。

作者简介: 邢耀国 (1948—), 男, 硕士, 教授, 研究领域为火箭发动机。

2 性能试验

试验对象为已超过额定贮存期的发动机。试验内容包括外观检查 and 无损检测, 发动机零、部件功能试验, 燃烧室解剖试验, 推进剂化学性能测试, 推进剂和粘接界面力学性能测试。

2.1 整机外观检查 and 无损检测

对已贮存 8 年~ 12 年的 14 台发动机进行了外观检查, 结果表明: 面漆基本完好, 个别发动机的接头、齿条、螺孔、螺纹、连接孔上有程度不等的局部锈点, 可以用酒精清洗干净, 金属基本没有锈蚀。利用工业 CT 装置对 4 台经过外观检查的发动机进行了整机无损检测。该装置的精度为 2lp/mm, 可以检测出宽度大于 0.3mm 的裂纹及脱粘和直径大于 0.3mm 的缩孔。检测结果表明: 4 台发动机均无可见缺陷。

2.2 零、部件的功能试验

2.2.1 火工品的功能试验

对 16 枚贮存了 8 年~ 25 年的电爆管的爆破量试验表明: 所有电爆管的电阻值、起爆电压、起爆电流与新出厂电爆管的相应参数无明显区别; 除贮存期超过 20 年的电爆管外, 其它电爆管点火后冲击合金铝板的爆破深度、爆炸面积均无明显区别。在飞行试验中, 采用了贮存 15 年的电爆管, 仍满足了使用要求。

对贮存 9 年~ 13 年的点火器进行外观检查, 未发现明显变化; 在飞行试验的发动机中采用这些点火器, 测量结果表明点火器满足有关技术文件的要求。

2.2.2 点火安全装置

点火安全装置包括点火安全机构和电动机构。对贮存 9 年~ 13 年的点火安全装置的外观检查发现机构表面有些锈点, 但用酒精能擦拭干净, 没有伤及基体金属。通电拉动检查的结果表明其电动机构和点火安全机构工作正常, 单程到位时间全部合格。

2.2.3 密封圈

密封圈材料为硅橡胶和橡胶石棉板两种。对贮存 9 年~ 13 年的助推器拆卸发现, 其密封件严重老化: 硅橡胶材质弹性减弱、发粘; 橡胶石棉材料出现脱屑、无压缩量。拆卸后的密封件均无法使用。

2.3 推进剂理化性能试验

为了解推进剂在贮存期间化学性质和力学特性的变化以及各粘接界面粘接强度随贮存时间的变化, 共解剖了 5 台该型发动机, 其中贮存 15 年的一台, 贮存 12 年的 2 台, 贮存 9 年的 2 台。

为区分发动机不同部位推进剂性能变化的情况,

对推进剂药柱进行了分区。图 1 给出了沿发动机横截面的分区图。由于药柱为内五角形, 考虑到结构的对称性, 图中只画出了一个星角。

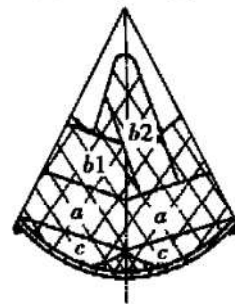


Fig. 1 Division of propellant

2.3.1 推进剂燃速测试

按照 QJ915-85 对发动机药柱不同区域的推进剂燃速进行了测试。结果表明:

(1) 经多年贮存后, 推进剂的燃速有所下降; 贮存时间越长, 下降值愈大; 但总体下降幅度不大。(2) 距初始燃面越近, 如 b_1 , b_2 区, 燃速下降值越大。

根据对试验数据的处理, 可以得到同一批装药的燃速与燃烧肉厚的关系式:

$$r = r(p, n, e) \quad (1)$$

式中 r 为推进剂燃速; p 为燃烧室压力; n 为压力指数; e 为已燃药的肉厚。

2.3.2 爆热值的测试

按照 QJ1358-88 对解剖发动机的推进剂爆热值进行了测试。结果表明:

(1) 经过长期贮存后, 推进剂的爆热值有所下降, 但不明显; 发动机贮存了 12 年后, 其爆热值仅下降了 1.3%。(2) 推进剂爆热值的下降幅度与其在发动机内的位置无明显关系。

2.3.3 力学性能测试

按照 QJ924-85 对解剖发动机推进剂进行了单向拉伸试验。表 1 给出了环境温度为 20℃, 拉伸速度为 100mm/min 时不同贮存期推进剂的抗拉强度和延伸率平均值。

表 1 可看出: 推进剂的抗拉强度随贮存时间变化不大; 但延伸率随贮存时间的增加而有明显的下降。

Table 1 Mechanical properties of propellant

Storing time/a	0	9	12	15
σ_m /MPa	0.87	0.76	0.79	0.79
ϵ_m /%	39.5	23.3	18.37	17.1

按照 GJB770A-97 对解剖得到的推进剂进行了应力松弛测试, 得到了不同贮存期推进剂的应力松弛曲

线,并用最小二乘法将这些曲线拟合成 Prony 级数。式(2)给出了贮存 12 年后在环境温度为 20℃时推进剂松弛模量的表达式:

$$E(t) = 2.85 + 1.42e^{-0.2433t} + 1.08e^{-0.02433t} + 0.96e^{-0.002433t} \quad (\text{MPa}) \quad (2)$$

2.4 粘接界面的力学性能测试

按 QJ2038-91 规定的试件制作方法和测量方法,测试的界面取自发动机的解剖件,试件的外形如图 2 所示,扯离试件的左右两部分和剪切试件的上下两部分分别取自解剖件的壳体-衬层-推进剂界面,然后用改性丙烯酸酯胶接剂对粘而成。

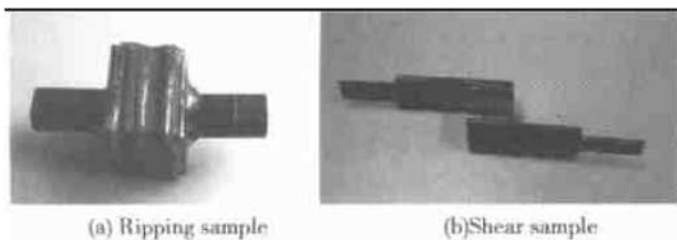


Fig. 2 Configuration of samples

贮存 12 年的发动机解剖件扯离试验的结果和剪切试验的结果分别如表 2 和表 3 所示。表中 A 表示衬层与金属壳体间的破坏; B 表示衬层与推进剂间的破坏; C 表示推进剂与推进剂新粘接面破坏。可以看出,试验过程中试件大都在金属壳体与衬层之间破坏。说明此界面粘接强度随贮存时间的增加下降幅度较大。对比装药出厂验收条件,贮存 12 年后的发动机的扯离强度仍高于新装药的最低值(0.59MPa),但剪切强度已不满足要求(0.69MPa)。

Table 2 Result of ripping strength test

Number of simple	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
Ripping strength/MPa	0.827	0.763	0.841	1.028	0.918	0.790	0.674	0.843	0.769	0.781
Type of damage	A	A	A	B	A	A	C	B	A	A

Table 3 Result of shear strength test

Number of sample	1	2	3	4	5	6
Shear strength/MPa	0.464	0.521	0.534	0.489	0.423	0.488
Type of damage	A	A	A	A	A	A

贮存 15 年的发动机各界面基本处于零粘接状态,其扯离强度和剪切强度趋近于零。

3 超期发动机内弹道仿真

为研究飞行过程中助推发动机装药的受载状态,

对超期贮存的该型发动机内弹道进行了仿真计算。

3.1 数学模型

由于发动机静止试验只测得了燃烧室头部的压力,为便于比较,仿真计算中采用了零维模型^[7]。

$$\begin{cases} \frac{dp}{dt} = \frac{1}{V_c} [kRT_p \gamma A_b \rho_p r + kRT_{ig} \gamma m_{ig}(t) - k\mu \Gamma A_{ip} \sqrt{RT} - p A_b r] \\ \frac{dT}{dt} = \frac{1}{\rho V_c} [(k\gamma T_p - T) A_b \rho_p r + k\gamma T_{ig} m_{ig}(t) - (k-1) T \mu \Gamma \frac{A_{ip}}{\sqrt{RT}}] \\ \frac{dV_c}{dt} = A_b r \end{cases} \quad (3)$$

式中, T_p 是根据测得的推进剂爆热值计算得到的燃气定压绝热温度; r 是根据试验数据确定的贮存后推进剂燃速。

3.2 内弹道仿真计算

根据在性能试验中测得的数据,采用四阶龙格-库塔法对式(3)进行了积分运算,得到不同贮存期的该型发动机燃烧室压力和温度随时间变化的曲线。与新发动机的仿真曲线相比,超期贮存发动机启动段的压力有所下降,发动机工作时间有所延长。这主要是贮存后推进剂燃速下降引起的。根据对所得曲线的积分计算,发现该型发动机经过 12 年贮存后,其推力冲量值比新发动机下降了 1% 左右。分析认为这主要是推进剂爆热值的下降造成的。

4 装药结构完整性分析

4.1 发动机受载分析

发动机在装药固化、贮存、运输和发射飞行过程中,会受到热载荷,振动载荷,冲击载荷、加速度载荷和燃气的内压载荷。但文献[2]的数据表明:导弹在发射飞行时发动机承受的燃气压力载荷和装药的加速度载荷乃是制约发动机安全的主要载荷。根据对仿真曲线的拟合,得到燃烧室压力 $p(t)$ 为

$$p(t) = \begin{cases} at & \text{点火段} \\ b + ct + dt^2 + et^3 & \text{过渡段} \end{cases} \quad (4)$$

式中的系数 a, b, c, d, e 随发动机贮存的时间有所变化。在发射段,导弹的最大加速度约为 $12g$ 。

4.2 本构方程和网格划分

发动机装药属于粘弹性材料,在其承受导弹飞行过程中燃气压力和加速度载荷作用下的应力-应变有限元计算中,本文采用了积分型本构关系式。

$$\alpha_j(t) = \int_{-\infty}^t E(t-\tau) \frac{\partial \varepsilon_j}{\partial \tau} d\tau \quad (5)$$

式中 $E(t-\tau)$ 是推进剂松弛模量, 其值可按式(2)计算。考虑到药柱的对称性, 取药柱的十分之一作为计算区域, 共划分了 78943 个单元, 120164 个节点。

4.3 计算结果的分析

按照式(4)描述的燃气压力载荷和 12g 的加速度载荷, 对不同贮存期的发动机进行了有限元计算, 得到了发动机装药的应力-应变分布图。图 3 给出了贮存 12 年发动机各截面等效应力和应变最大值(在各截面星尖处)沿发动机轴向(从头到尾)变化的曲线, 以及衬层与壳体粘接界面剪切应力沿发动机轴向变化的曲线。从图可以看出:

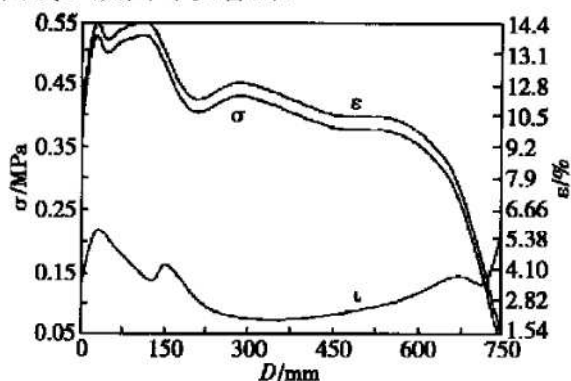


Fig. 3 Change of stress, strain and shear

(1) 发动机头部星尖处的等效应力和等效应变值最大; 发动机尾部的相应值比较小, 这是因为尾部装药的结构为自由端。(2) 头部和尾部的壳体与衬层粘接界面的剪切应力比中部大, 这是因为药柱在承受加速度载荷时, 头、尾部承力较多所造成的。

5 发动机寿命评估

固体火箭发动机寿命的定义是: 当发动机装药的化学特性和组成发动机的各零、部件的物理特性不都保证发动机的性能指标时, 则认为发动机的寿命已经终结。化学特性的变化一般决定着发动机的功能寿命, 物理特性的变化决定着发动机的结构寿命。

5.1 发动机装药的功能寿命

推进剂燃速试验和爆热值试验的结果以及指标发动机内弹道仿真的结果可以看出: 贮存 12 年后发动机的性能参数仍能满足其技术指标的要求。故该型发动机的功能寿命可以达到 12 年以上。

5.2 发动机装药的结构寿命

从图 3 的数据可以看出: 贮存 12 年的发动机装药在飞行过程所承受的最大拉应力为 0.594MPa, 最

大应变为 14.4%, 界面所受最大剪应力为 0.23MPa。比较表 1 和表 3 所列数据可以看出: 贮存 15 年发动机内推进剂的拉伸强度和延伸率仍高于发动机在飞行中所承受的应力和应变。故近年来, 根据文献[2]提出的推进剂延伸率下降失效判定模型, 国内一些文献提出该型发动机的贮存寿命可超过 15 年。但贮存 15 年的发动机解剖试验表明: 其衬层与推进剂粘接界面已不能承受任何载荷, 但考虑到其扯离强度和粘接强度已经趋近于零的事实, 应该认为其结构寿命已经终结。而贮存 12 年后的发动机装药的各项试验数据均满足导弹飞行的受载要求。故发动机装药的结构寿命应该在 12 年以上。目前本文尚未获得已贮存 12 年~15 年发动机装药的试验数据, 为保障导弹发射的可靠性, 发动机装药的结构寿命可定为 12 年。

5.3 发动机的贮存寿命

根据超期发动机零、部件试验的结果: 除密封圈外, 其它零、部件的功能寿命和结构寿命均在 12 年以上。考虑到密封圈的可更换性, 故对该型固体火箭发动机贮存寿命的评估结论为 12 年。

6 结论

(1) 根据导弹飞行时发动机所受载荷计算结果和相关试验结果, 该型发动机贮存寿命为 12 年左右。(2) 引起发动机失效的原因是粘接界面失效。(3) 本文进行的工作仍属于初步工作, 有待继续深化。

参考文献:

- [1] Holl G. Former and modern method for the determination of the service life of rocket propellant[R]. AD-A 330303, 1997.
- [2] Duerr T H. Solid propellant grain structural behavior and service life prediction[M]. American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1995.
- [3] 王 铮. 固体火箭发动机使用寿命的预估和“延寿”[J]. 固体火箭技术, 1999, 22(1).
- [4] Hiltmar Schubert. Service life determination of rocket motor by comprehensive property analysis of propellant grains[R]. AD-A 330303, 1997.
- [5] James Fillerup. Service life prediction technology program[R]. AD-A 397950, 2002.
- [6] Liu C T. Fracture mechanic and service life prediction research [R]. AD-A 405750, 2002.
- [7] 邢耀国. 火箭发动机控制工程[M]. 烟台: 海军航空工程学院, 1997.

(编辑: 王居信)