

文章编号: 1000-8055(2010)10-2340-06

超期贮存固体火箭发动机使用性能评估

沈 伟, 黄 卫东, 杨欣毅
(海军航空工程学院 飞行器工程系, 烟台 264001)

摘 要: 解剖了自然贮存 14 年的某型发动机, 对所得推进剂进行了力学和燃烧性能测试. 理论分析中建立了发动机三维内弹道和有限元模型, 并根据计算流体力学(CFD)计算边界网格和有限元模型(FEM)药柱表面网格异构但空间位置一致的特点, 开发了发动机内弹道压力转化为药柱有限元载荷的算法, 完成了发动机工作过程流场结构的耦合分析, 并对发动机的内弹道和药柱结构完整性进行了评估. 试验表明: 长期贮存后发动机中端羟基聚丁二烯(HTPB)推进剂力学性能变化体现模量增加和延伸率降低, 燃烧性能也有一定变化; 计算所得发动机内弹道能完成发射任务, 同时发动机药柱的力学性能能保证工作期间的结构完整性, 发动机基本满足使用要求.

关 键 词: 固体火箭发动机; 内弹道; 结构完整性分析; 数值模拟; 贮存

中图分类号: V435

文献标识码: A

Evaluation of performances of an over-storage solid rocket motor

SHEN Wei, HUANG Wei dong, YANG Xin yi

(Department of Aircraft Engineering,

Navy Aeronautical Engineering Institute, Yantai 264001, China)

Abstract: In order to evaluate the performances of an over-storage solid rocket motor (SRM), the solid rocket motor already stored for 14 years was disassembled. The mechanical property and deflagration performances of the solid propellant were measured. The three-dimensional interior ballistic model for igniting process of the SRM was analyzed by numerical simulation. The finite element model (FEM) of the SRM was developed. Based on the grid face of computational fluid dynamics (CFD) mesh and FEM element, the data transfer method from CFD pressure to FEM load was studied. The structural integrity analysis of the SRM was carried out with the fluid-structural coupling technique. It shows that the modulus of the hydroxyl terminated polybutadiene (HTPB) composite propellant after 14 years has been increased, and ϵ_m decreased. According to the results of interior ballistic simulation and structural integrity analysis, the structural integrity of the grain could be maintained, and the SRM that had been stored for 14 years is applicable for use.

Key words: solid rocket motor; interior ballistic; structural integrity analysis; numerical simulation; storage

出于经济、环保等方面的原因, 评估超期贮存固体火箭发动机的使用性能, 对发动机进行科学的延寿具有重要的意义. 因一次性使用的特点, 固体发动机所能进行的点火实验次数有限, 测试部

件性能, 尤其是测试作为主要能量源、工质源以及主要结构件的药柱的性能, 通过数值方法分析内弹道和药柱结构完整性是评估发动机使用性能的常用方法^[1-5].

收稿日期: 2009-09-06; 修订日期: 2010-03-15

作者简介: 沈伟(1975-), 男, 四川乐山人, 副教授, 博士, 主要从事发动机使用性能和寿命评估研究

固体火箭发动机工作过程中的内弹道和药柱结构完整性是相互关联的,进行发动机流固热力耦合分析是获得发动机使用性能数据的最有效途径.在国外,以美国 Center for Simulation of Advanced Rockets(CSAR)的工作为代表^[6-10],对发动机流场和结构采用了流固热力耦合模拟.这些工作以强大的硬件和软件为基础,利用流、固分析异构网格之间的数据插值算法或直接使用第三方服务软件,如 MPCCI (mesh based parallel code coupling interface),进行流场计算和有限元软件之间的数据交换,实现流固热力耦合的发动机工作过程模拟.国内多数流场或结构完整性分析研究均独立进行,只是近年来才开始进行发动机流场、结构的耦合分析^[11-12].受软件和硬件水平限制,国内直接耦合内弹道和药柱完整性分析并评估发动机性能的研究尚不多见.

本文以评估经 14 年贮存的某型发动机综合使用性能为目的,测试推进剂装药力学、燃烧性能.分别建立了发动机内弹道和药柱结构完整性分析的模型,并根据计算流体动力学(CFD)分析中燃面网格和药柱有限元分析中燃面网格异构但几何面空间位置一致的特点,以空间位置相近的不同网格节点距离对比和物理量的平均实现发动机内弹道数据向药柱有限元分析载荷的转化,完成简单的流固单向耦合分析,并根据内弹道和结构完整性分析结果评估了贮存 14 年的该型发动机的使用性能.

1 超期固体推进剂性能测试

某型固体火箭发动机为导弹助推发动机,采用典型的端羟基聚丁二烯/高氯酸铵/铝粉配方推进剂.进行解剖测试的发动机已经贮存了 14 年,超过了生产单位给定服役期限.本文对解剖所得的推进剂力学性能和燃烧、能量特性进行了测试.考虑经济因素,以全尺寸的新发动机进行对比基本不可能.以往的研究表明^[13]:贮存过程中推进剂方坯和发动机药柱的能量、燃速特性一致,力学性能仅在短期内基本一致.因此本文以贮存期为 2 年的推进剂方坯与长期贮存发动机药柱的推进剂进行理化性能对比分析.

贮存 2 年后推进剂松弛模量为

$$E(t) = 0.652 + 0.729e^{-0.25t} + 0.514e^{-0.025t} + 0.312e^{-0.0025t} + 0.238e^{-0.00025t}$$

贮存 14 年后推进剂松弛模量为

$$E(t) = 2.431 + 2.175e^{-0.25t} + 1.823e^{-0.025t} + 0.673e^{-0.0025t} + 0.646e^{-0.00025t}$$

由表 1~3 试验结果可知:经过在发动机中 14 年的长期贮存,该型号的端羟基聚丁二烯(HTPB)推进剂力学性能变化显著,表现为 ϵ_m 和 ϵ_b 下降,松弛模量和抗拉强度有所上升,形象地讲推进剂整体变硬、变脆.此外经过 14 年贮存,推进剂能量水平降低约 7.6%,燃速也有所降低.

表 1 推进剂单向拉伸性能

Table 1 Mechanical performances of the propellants

贮存时间/年	σ_m 实验值/MPa	ϵ_m 实验值/%	ϵ_b 实验值/%	最大等效应变计算值/%
2	0.57	57.1	78.0	39.0
14	0.79	23.8	32.5	17.5

表 2 推进剂的爆热值

Table 2 Energy of the propellants

贮存时间/年	爆热值/(kJ/kg)
2	6818.0
14	6301.5

表 3 推进剂的燃速值

Table 3 Burning rate of the propellants

压力/MPa	2 年推进剂燃速/(mm/s)	14 年推进剂燃速/(mm/s)
7	31.3	28.5
6	30.9	26.8
5	28.2	25.4
4	26.5	24.3

2 发动机使用性能评估方法

固体火箭发动机内弹道是否满足要求以及能否保证使用过程中药柱的结构完整性是最为基本的使用要求,本文以推进剂试验数据为基础通过数值方法评估了该超期贮存发动机点火过程中的内弹道性能和结构完整性.

2.1 三维内弹道计算方法

内弹道分析既可以评估发动机的内弹道性能,也为药柱的结构完整性分析提供载荷.火箭发动机起动过程最为关键,本文的分析从点火器开

始工作至燃面全部点燃发动机进入准稳态工作为止,并计算初始燃面对应的推力等参数.

发动机内弹道采用三维计算流体力学模型,以 renormalization group(RNG) $k-\epsilon$ 模型描述湍流,忽略两相流的影响.发动机起动过程中推进剂燃烧表面和未燃表面共存,本文计算中忽略固相化学反应,根据临界温度判断推进剂是否燃烧,将未燃烧的推进剂表面作为无滑移壁面,对推进剂已燃烧表面直接设置相应边界的不同质量通量以及能量条件.推进剂表面区域流场由整个流场计算过程和壁面边界通量条件耦合计算共同决定,统一了燃烧和未燃烧表面的计算.

考虑燃烧室内光学深度较小,以 DO(discrete ordinates) 辐射模型计算辐射传热.为减小计算量,流场分析按发动机结构特性取发动机的 1/5 进行.为尽量模拟点火器空间特征,将其设置为一系列等流量的喷火孔,如图 1 所示,整个点火器的流量由经验公式计算.

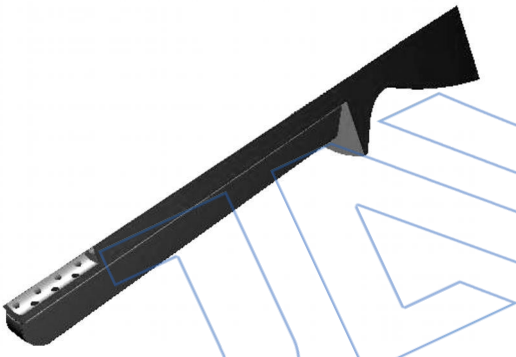


图 1 流场计算区域
Fig. 1 Zone of CFD

为准确模拟推进剂表面点火的传热过程,内弹道分析时对推进剂、流场之间的传热进行流固的热耦合计算,即同时分析固相传热.考虑到推进剂点火均在极短的时间内完成,推进剂是热的不良导体,其温度变化集中在极薄的表层内,推进剂药柱仅对燃面附近薄层进行固相建模计算,如图 2 所示.内弹道分析以通用 CFD 软件为基础,通过编写用户子程序实现计算.计算网格除难于处理的点火器和可能的药柱裂纹附近的流场区域外,尽量采用结构网格.网格划分充分考虑传热的瞬态特点,固相第一网格法向宽度小于 0.01 mm.

2.2 有限元分析模型

有限元分析中采用 8 节点壳单元描述发动机钢质壳体力学行为,并以装药与壳体相连的几何

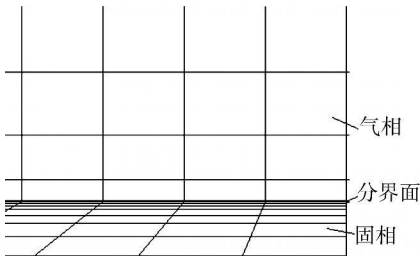


图 2 流固热耦合示意

Fig. 2 Schematic of fluid solid heat tranfer coupling

表面划分壳体单元,减小了建模的工作量.为适应发动机装药的复杂结构,推进剂力学行为选用黏弹等参单元计算.与内弹道分析一致,计算区域为药柱的 1/5,如图 3 所示.

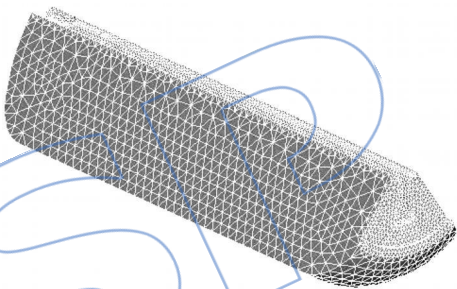


图 3 药柱结构有限元网格
Fig. 3 Elements of the grain

推进剂模量直接使用试验测试值,并视推进剂为不可压缩材料,泊松比为 0.499.除分析无缺陷药柱的完整性外,本文还对含有推进剂裂纹的药柱进行了完整性分析,其中药柱星尖裂纹如图 4 所示.除按常规方法对发动机实施对称、位移约束、惯性载荷等外,本文结构完整性分析中药柱的主要载荷——燃气的压力载荷来自于内弹道分析所得的压力数据.

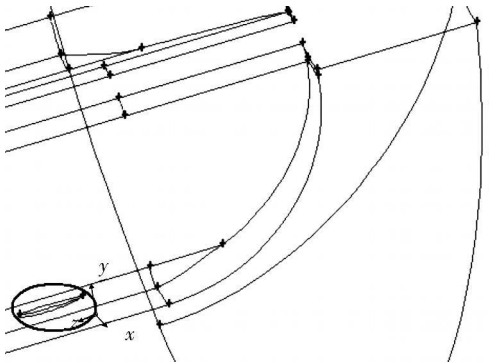


图 4 裂纹位置示意图

Fig. 4 Position of the crack

2.3 有限元载荷施加方法

药柱完整性分析过程中, 直接的流固热力耦合分析可以借助于 MPPCI 等套装软件完成, 但计算量较大, 同时多个软件的匹配、获取和使用难度都比较大, 本文忽略药柱变形对流场的影响以及推进剂表面的传热对其力学行为的影响, 通过气相向药柱施加压力载荷, 分析发动机起动过程药柱的完整性。

推进剂药柱表面是复杂的三维曲面, 流场的压力载荷往往也呈三维分布, CFD 和 FEM (finite element model) 分析所用的网格异构, 这些因素给载荷传递带来较大的难度。因此本文开发了基于网格空间距离平均的数据转换算法。该算法将流场计算边界网格和结构有限元分析的边界网格看作空间距离很小的两个曲面, 有限元分析所需要的载荷由距离较近的 CFD 边界网格节点压力决定。

以图 5 中有限元节点 i 为例, 以 i 为中心的虚线圆内 CFD 节点具有共同的性质: 到 i 节点的距离均比到 j, k 等其他节点的距离小, 每一个有限单元节点的载荷均由这一系列 CFD 节点上的载荷值决定。由于有限元分析软件不支持在有限单元的单个节点上施加压力载荷, 传递到每个节点上的载荷需要转化为单元边界的载荷。本文在获取各 FEM 边界节点压力载荷的前提下, 采用单元面扫描搜索和各点取平均的方法获得单元边界面载荷。通过以上的简化载荷处理, 本文即可通过相对独立的流场分析和有限元计算分析发动机的药柱完整性, 同时计算量小, 使用方便。

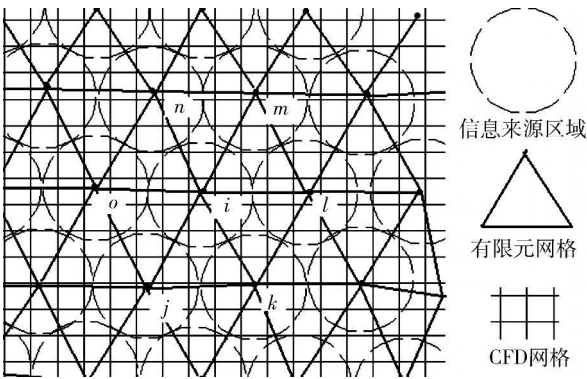


图 5 不同网格面之间数据交换示意图
Fig. 5 Schematic of data transfer between meshes

为进一步减小计算量, 有限元分析只取内弹道分析结果的几个特征时刻作为载荷步, 载荷步

之间认为是线性加载。数据的传递借助于硬盘文件完成, 所有的文件读写和搜索计算操作均由开发的 CFD 软件和有限元软件命令脚本执行。

3 结果分析

3.1 内弹道计算结果分析

图 6 给出了本文计算得到的点火过程中火焰面推进的情况, 可见 CFD 分析较好地体现了发动机起动过程中流场的三维特性。图 7 给出了新发动机点火试验和以 2 年推进剂计算内弹道估算的发动机推力曲线的比较, 可见本文的计算得到的推力曲线起动段和试车结果基本一致, 但与试验

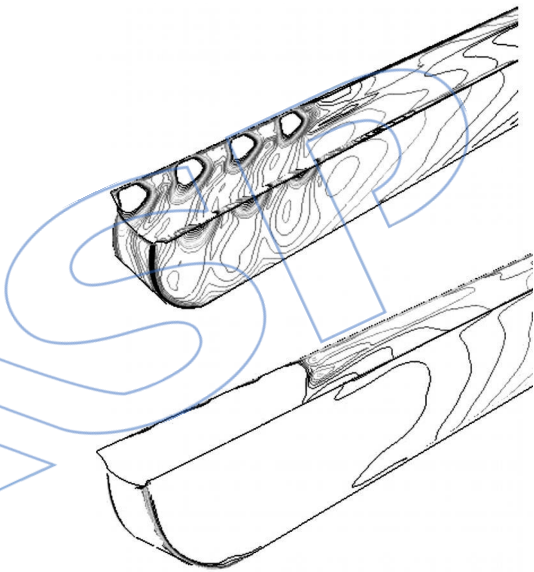


图 6 火焰面推进的计算结果
Fig. 6 Results of fire propagating

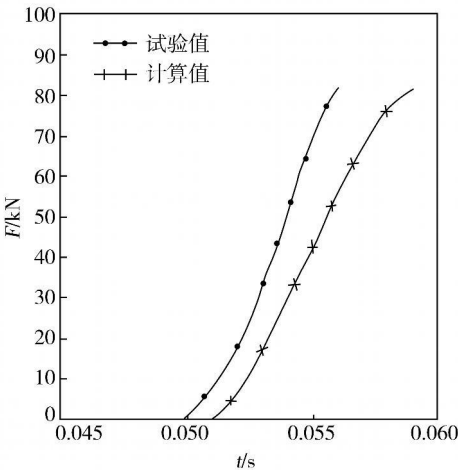


图 7 发动机推力计算值和试验值比较
Fig. 7 Comparison between theory thrust and experiment

结果相比要滞后一定的时间,这可能是点火器简化不准确以及忽略了点火燃气中颗粒的点火作用的结果.内弹道计算的结果表明:经过 14 年的贮存后,该型号的发动机点火过程没有明显的异常,可以正常起动.以贮存 14 年的推进剂性能参数估算发动机的推力和总冲有所降低,但贮存 14 年发动机仍能完成导弹起飞助推,并将导弹加速到主发动机转级所需的速度以上.

3.2 有限元计算结果分析

工程上常用最大应变作为药柱结构完整性的简单判据,本文有限元分析得到的不同年份发动机药柱在燃烧室工作压力最大时的等效应变分布如图 8 所示.可见尽管药柱的力学性能,尤其是模量有比较大的差异,但是发动机结构形式和载荷的大小基本相同,工作时的主要载荷:燃气压力载荷绝大部分由发动机的壳体承担,因此不同年份的发动机药柱在发动机起动过程中的应变分布相似.但由于药柱模量相差比较大,不同年份的发动机药柱在发动机起动过程中的应变数值相差较大,最大等效应变发生在药柱星尖且靠近头部的

区域,具体数值可参考表 1.因经过 14 年贮存后的药柱变硬,计算得到的应变值较小;但推进剂延伸率也降,计算得到的最大应变更为接近推进剂实测最大延伸率,相比 2 年发动机安全系数明显降低.这也说明药柱完整性需要由推进剂的多种性能参数共同决定,单一性能参数难于判断其是否可用.

图 9 给出了含星尖裂纹的 14 年药柱起动过程中裂纹截面的应力应变分布,可见裂纹尖端存在明显的应力集中,该区域的应力、应变水平远高于药柱其他区域.计算得到的裂纹尖端最大应变为 25.4%,已经大于表 1 中试验测得的经过 14 年贮存推进剂最大延伸率,星尖裂纹在发动机工作期间很可能扩展.如该处存在裂纹,则需修复或只能予以报废.

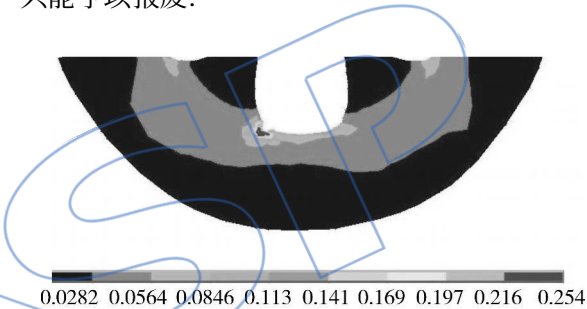


图 9 含星尖缺陷药柱的应变分布

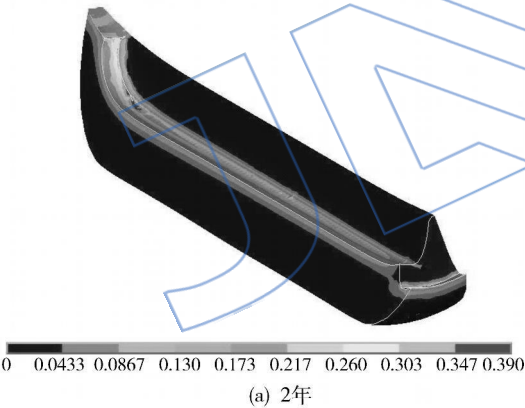
Fig.9 Contour of von mises strain in the crack zone

该型发动机作为导弹的助推器在使用单位完成了多次实际点火飞行,涉及的助推器贮存时间最长为 10 年.使用中该助推器均工作正常,这证明该型发动机的寿命超过 10 年.综合本文评估结果来看,该型发动机经过 14 年的贮存其性能基本满足使用要求,但所解剖的发动机药柱没有经过值班、长途转运等交变温度和力学载荷的作用,其性能受到的影响比真实服役发动机要小,发动机药柱性能、所受载荷也有一定的不确定性.因此经过 14 年的发动机能否继续服役还要视其服役期间的各种载荷历程并结合各种无损检测的结果共同决定,同时需要引入可靠性等指标作进一步详细评估.

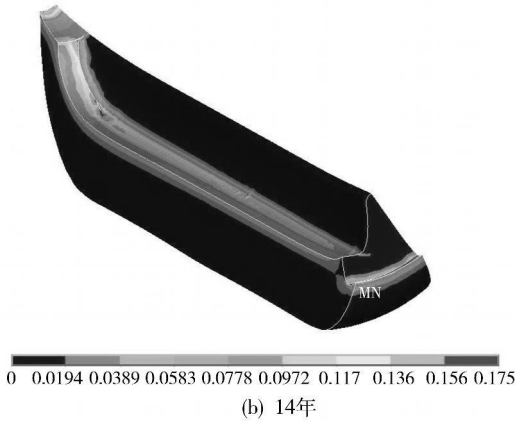
4 结 论

通过对该发动机的试验测试和数值分析,本文得出如下结论:

- 1) 长期贮存的该 HTPB 推进剂延伸率大幅下降,能量降低 7.6%,直接影响发动机使用性能;



(a) 2年



(b) 14年

图 8 药柱等效应变分布

Fig.8 Contour of von mises strain of the grain

- 2) 以 CFD 和 FEM 异构的空间网格面为基础,进行节点空间位置关系的判定可以进行燃气载荷的施加,实现内弹道和结构完整性分析的简单耦合,可完成内弹道和结构完整性的一体分析;
- 3) 发动机工作期间的药柱完整性由推进剂模量、最大延伸率等多个力学性能共同决定;
- 4) 综合内弹道和结构完整性分析的结果,该发动机仍能继续服役.

参考文献:

[1] Kumar M, Kuo K K. Effect of deformation on flame spreading and combustion in propellant cracks [J]. AIAA Journal, 1981, 19(12): 1580-1589.

[2] 原渭兰, 沈伟. 燃烧室升压梯度对固体推进剂裂纹燃烧与扩展影响的研究 [J]. 航空动力学报, 2001, 16 (2): 167-170.
YU AN Weilan, SHEN Wei. Effect of chamber pressurization on crack combustion and propagation in solid propellant [J]. Journal of Aerospace Power, 2001, 16 (2): 167-170. (in Chinese)

[3] 邢耀国, 金广文, 许学春. 某型固体火箭发动机综合性能实验与寿命评估 [J]. 推进技术, 2004, 25 (2): 21-28.
XING Yaoguo, JIN Guangwen, XU Xuechun. Comprehensive property tests and service life evaluation for solid rocket motors [J]. Journal of Propulsion Technology, 2004, 25 (2): 21-28. (in Chinese)

[4] 徐学文, 王连生, 牟俊林, 等. 固体火箭发动机药柱裂纹腔内三维流场瞬态特性分析 [J]. 固体火箭技术, 2007, 30 (1): 39-43.
XU Xuewen, WANG Liansheng, MU Junlin, et al. Analysis on 3D transient flow field of crack cavity in solid rocket motor grain [J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2007, 30 (1): 39-43. (in Chinese)

[5] 于洋, 王宁飞, 张平. 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 [J]. 航空动力学报, 2007, 22 (9): 1565-1568.
YU Yang, WANG Ningfei, ZHANG Ping. Research on influence of diameter ratio and length/diameter ratio on structural integrity of solid propellant under temperature loading [J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22 (9): 1565-1568. (in Chinese)

[6] Heath M T, Fiedler R A, Dick W A. Simulating solid propellant rockets at CSAR [R]. AIAA 2000-3455, 2000.

[7] Dick W A, Heath M T, Fiedler R A. Integrated 3-D simulation of solid propellant rockets [R]. AIAA 2001-3949, 2001.

[8] Fiedler R, Jiao X, Namazifard A, et al. Coupled fluid structure 3-D solid rocket motor simulations [R]. AIAA 2001-3954, 2001.

[9] JIAO Xiangmin. Data transfer and interface propagation in multi component simulations [D]. Illinois, U SA: University of Illinois at Urban-Champaign, 2001.

[10] Hwang C, Massa L. Simulation of convective burning and dynamic fracture in solid propellant rockets [R]. AIAA 2002-4342, 2002.

[11] 邢景棠, 周盛, 崔尔杰. 流固耦合力学概述 [J]. 力学进展, 1997, 27 (1): 21-38.
XING Jingtang, ZHOU Sheng, CUI Erjie. Review of fluid structure interaction [J]. Advance in Mechanics, 1997, 27 (1): 21-38. (in Chinese)

[12] 于胜春, 赵汝岩, 许涛. 固体火箭发动机快速升压过程的流固耦合分析 [J]. 固体火箭技术, 2008, 31 (3): 232-235.
YU Shengchun, ZHAO Ruyan, XU Tao. Analysis on fluid structural coupling of solid rocket motor during rapid pressurization [J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2008, 31 (3): 232-235. (in Chinese)

[13] 李彦丽, 赵海泉. 发动机药柱和推进剂方坯老化性能相关性研究 [J]. 固体火箭技术, 2003, 26 (3): 49-52.
LI Yanli, ZHAO Haiquan. Study on the correlativity of ageing properties between grain and propellant carton [J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2003, 26 (3): 49-52. (in Chinese)