

固体火箭发动机结构可靠性 数字仿真的基本问题

谭三五 王秉勋

(航空航天部 41 所)

摘 要: 本文讨论了固体火箭发动机结构可靠性数字仿真方面的几个基本问题, 如研究的目的, 主要技术要求, 验证试验和临界技术等。用固体火箭发动机结构可靠性数字仿真通用程序, 说明了固体火箭发动机纤维增强复合材料壳体和固体药柱的模拟过程。

主题词: 固体火箭发动机, 结构可靠性, 数字模拟, 仿真技术

BASIC PROBLEMS OF DIGITAL SIMULATION OF SOLID ROCKET MOTOR (SRM) STRUCTURAL RELIABILITY

Tan Sanwu Wang Binxun

(The 41st Research Institute)

Abstract: Discussed are several basic problems in the research of digital simulation of SRM structural reliability, such as the aim of the research, the main technical specification, the verification test and the critical technical items. As examples, the simulation process of fiber-reinforced composite case and solid grain of SRM are presented to illustrate the general program of digital simulation of SRM structural reliability.

Keywords: Solid rocket engine, Structural reliability, Digital simulation, Simulation technique

1 研究目的及要求

以往的固体火箭发动机结构设计中, 一般采用确定性设计方法。材料力学性能、工艺和

制造等各项偏差,笼统地打入安全系数,没有定量考虑各项偏差所引起结构可靠度的变化。

随着设计水平的不断提高,将运用随机变量概念和数理统计方法,处理固体火箭发动机结构强度设计和分析问题。一方面,材料的力学性能和结构所承受的载荷具有随机性,只有运用数理统计方法,以结构可靠度作为设计指标,取代安全系数,才能对结构可靠性作出合理评估;另一方面,无论发动机研究设计水平发展到何种程度,总是存在一些机理不清的问题,用可靠性分析方法比用安全系数法更科学合理。

进行发动机结构可靠性数字仿真的主要目的,在于建立一套完整系统的固体火箭发动机结构可靠性设计与仿真方法,并研制相应的结构可靠性设计和仿真软件。使得在今后的发动机结构设计中,直接以结构可靠度作为设计指标,进行大量的材料力学性能试验和细致的结构应力分析、可靠度分析;设计结束时,能够定量给出结构设计可靠度,并通过验证试验,不断检验、修改、完善这一套设计方法和设计软件。

在上述仿真系统中,将发动机整机结构可靠度分析问题,转化为各零部件的结构可靠性分析问题,再综合各零部件的结构可靠度得到发动机整机结构可靠度,以解决发动机整机数量不足,耗资巨大等矛盾,并在设计初期得到发动机结构设计可靠度,在模样阶段或初样阶段进行发动机结构可靠度评定时,综合使用地面试验数据和数字仿真计算结果进行可靠度评定。

基本要求是:立足于固体火箭发动机现有的结构设计方法,补充一定数量的原材料力学性能试验和单项地面试验,增加可靠性设计内容,并形成统一规范的可靠性设计和数字仿真软件,真正把可靠性设计方法贯穿于各项设计工作中。这是现有结构设计方法的补充、完善和提高。

进一步的要求是:把现有的固体火箭发动机结构设计水平提高一个台阶。这一目标包括如下要求:

- a. 大量的材料力学性能试验。对各项参数进行分布类型检验和分布参数估计,不再采用假设模型。
- b. 各关键零部件都应进行细致的结构应力分析。考虑到实际结构的复杂性,这些计算结果经试验验证后,可以采用适当的修正系数进行修正。
- c. 各零部件都应建立结构可靠性数学模型。对于结构简单的零部件,可根据其主要失效模式,选择1~2个关键参数计算结构可靠度;对于结构复杂、可靠度较低的关键零部件,必需针对每一种主要的失效模式,分别提出关键参数,进行结构可靠度计算,并进行验证试验。
- d. 形成一个较高水平的固体火箭发动机结构可靠性设计和数字仿真软件包,可以一次完成各项力学性能参数的分布类型检验和分布参数估计,各零部件结构应力分析,参数分布类型拟合结构和零部件结构应力分析结果和图形输出,各零部件结构可靠度计算,发动机整机结构可靠度数字仿真。

2 国内外概况

国内外有关固体火箭发动机结构可靠性设计方面的文献不多。有关发动机结构可靠性数

字仿真方面的文献更是难以见到。目前查到的发动机结构可靠性设计方面的文献中,定性的内容相对多一些,定量的可靠性设计计算一般只限于壳体,取筒体环向应力为危险应力。对于超高强度钢发动机壳体,需要考虑裂纹的影响。一般假设裂纹为椭圆形,用断裂力学公式计算应力强度因子。

2.1 发动机可靠性综合评定方法

现在使用的发动机结构可靠性结合评定方法,一般把发动机划分为装药燃烧室,喷管,点火器,保险机构,对接密封等几大部件,使用串联模型计算发动机结构可靠度。有关数据的取舍原则是^[1]:

(1) 凡试验失败,在找到原因后,并改进了设计及生产工艺,此次试验计为无效,不计入统计;

(2) 凡试验失败,原因尚未查清的,均计入失败次数;

(3) 不同状态下的数据不能混在一起使用。

在失败次数为零的情况,折合试验次数采用下式计算:

$$n = \frac{\sum_{i=1}^n \frac{1}{n_i + 1}}{\sum_{i=1}^n \frac{1}{n_i(n_i + 1)}}$$

其中, n_i 为各部件试验次数,结构可靠性置信下界评定公式采用

$$W_{LB} = W_0 + (W_1 - W_0)R_{LB}$$

$$I_{LB}(S, F) = 1 - r$$

式中, W_{LB} 为综合验前信息及试验信息所得到的结构可靠性置信下界, W_0 为验前信息置信下界, W_1 为验前信息置信上界, R_{LB} 为试验信息的置信下界, S 为试验的成功次数, F 为试验的失败次数, r 为计算时所取的置信度,确定 W_0 和 W_1 的值时,通常取 $r=0.98$ 。

以上发动机结构可靠性评定方法,需要较多的整机试验数据,或用单项试验折算出相当数量的发动机整机试验次数。上述评定方法存在两方面的缺陷:一是实际工作中试验数据很少,难以评出较高的可靠性,而零部件的大量单项试验数据没有充分利用;另一方面的问题是,评定工作在型号研制后期才能进行,难以及时地掌握结构可靠性信息及制定结构可靠性增长计划。

2.2 零部件可靠性分析

文献[2]计算高强度钢发动机壳体的破坏概率时,假设壳体爆破压力为 Weibull 分布

$$P_x = 1 - \exp\left\{-\left(\frac{x - x_T}{x_0}\right)^m\right\}$$

其中, x_T 为阈值, x_0 是有压力量纲的归一化因子, m 为 Weibull 模量, x_T 和 m 控制了分布的偏斜度及比例。假设点火压力分布为三参数对数正态分布

$$F_y = \frac{1}{(Y - Y_T)Y_a \sqrt{2\pi}} \exp\left\{-\frac{1}{2}\left[\frac{\ln(Y - Y_T) - Y_1}{Y_0}\right]^2\right\}$$

其中, Y 表示点火压力变量, Y_T 为阈值, Y_0 和 Y_1 为分布参数,可用极大似然法求得。

文献[3]进行发动机壳体结构可靠度计算时,发动机地面试车的工作载荷使用下式计算

$$P = \frac{fR}{\delta} \left[\frac{W_p a c^*}{g_0 A_t W} e^{\tau \Delta T} \right]^{\frac{1}{1-n_0}}$$

其中, f 为压力比, c^* 为特性速度, τ 为推进剂燃速温度敏感系数, A_t 为喷管喉部面积, W 为装药肉厚, W_p 为装药量, n_0 为燃速压力系数, ΔT 为最大温度差, a 为燃速系数, $g_0 = 9.80665 \text{ m/s}$ 。假设强度和载荷都服从正态分布, 计算结果表明, 影响发动机结构可靠度的主要因素是标准差, 在常用 13 个参数中, 有 5 个参数的标准差影响最大, 它们是: 壳体燃烧压强, 推进剂燃速, 壳体壁厚, 发动机压力比和喷管喉部面积。

一般可靠性评定中, 把强度和载荷假设为正态分布, 对于强度, 较符合实际情况, 对于载荷有争议。文献〔4〕根据实际测试的样本数据, 对飞行器轴向最大过载和横向最大过载进行了分布检验, 结果说明, 横向载荷服从正态分布, 轴向载荷服从极值 I 型分布。文献〔5〕介绍了极值 I 型——正态模式的结构可靠性估计方法及可靠性设计表达式和数据表。

2.3 失效模式分析

目前一般根据试验中暴露的一些故障, 并根据设计者的经验进行分析固体火箭发动机结构主要的故障有:

- (1) 装药脱粘引起燃烧室压力急升而爆破;
- (2) 热防护层破坏而使燃烧室烧穿;
- (3) 点火压力峰过高引起燃烧室的破坏;
- (4) 喷管非金属件破碎;
- (5) 密封件失效引起穿火;
- (6) 对接缝隙偏大引起穿火。

文献〔6〕尝试用失效树分析法进行发动机可靠性分析, 取得了一些进展。建立发动机失效树, 有利于更全面地了解发动机各个环节的研制现状, 有利于各分系统设计人员了解产品性能, 找出所有可能存在的潜在失效, 发动机出现故障后, 有利于分析人员在短时间内找出可能的失效原因, 并有助于全面质量控制。

但失效树分析法难度大, 对分析人员要求较高, 且底事件的失效概率不好估计, 难以定量化。

2.4 贮存寿命问题

发动机贮存寿命问题和可靠性问题是耦合在一起的。受物质技术条件的限制, 国内开展的工作不多。美国对民兵武器系统进行的全面老化监视计划中, 所得到的试验数据和理论模型值得参考。

推进剂的弹道性能, 如点火, 燃速, 总冲等性能的变化, 在大型固体火箭发动机老化中不是主要因素, 其变化范围不大, 而结构的破坏经常是突然发生的, 会引起严重的后果。另有资料介绍, 玻璃钢壳体在室内避光环境中贮存 10 年后, 其性能没有太大的变化。因此, 对于大型固体火箭发动机, 其贮存寿命主要取决于药柱的老化性能。

影响力学性能老化的主要因素是环境温度, 一般有半经验公式

$$\delta(T, t) = \delta_0 (1 - K(T) \lg t)$$

$$K(T) = A e^{-B/T}$$

其中, δ_0 为药柱力学性能的初始值, $\delta(T, t)$ 为贮存期间的力学性能值, T 为绝对温度, t 为贮存时间, A, B 为常数, $K(T)$ 为温度 T 下的老化速率。老化温度模型采用

$$T = \mu_y - T_y \cos(90^\circ - t^\circ)$$

其中, μ_y 为年平均温度, T_y 为季度循环温度的平均振幅, t 为时间, 单位为天。

发动机贮存寿命分析中使用的 R/C 方法实际上是一种可靠性的分析方法, 由失效模式的失效概率, 得到发动机的失效概率, R 为“要求”, 指施加于发动机上的应力, C 为“能力”, 指发动机承受这种要求的能力, 其主要分析步骤为:

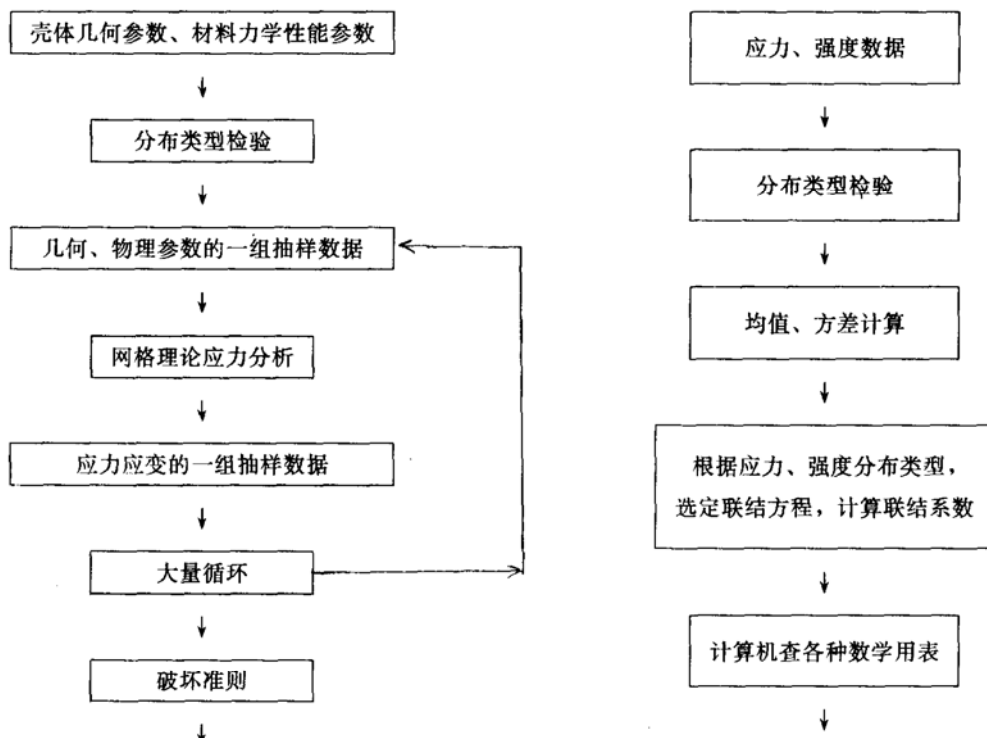
- 对每一失效模式建立线性要求函数和能力函数;
- 对要求 and 能力进行分析, 计算每个失效模式的失效概率;
- 求出失效模式的每个关键参数的老化回归方程, 计算要求和能力函数的未来值;
- 综合各个失效模式的失效概率, 计算发动机失效概率随时间的变化。

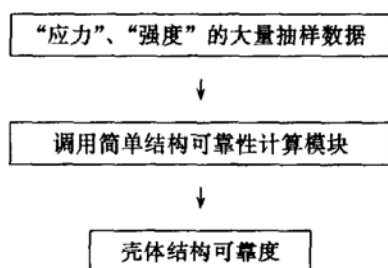
3 结构可靠性仿真主要工作内容

下面, 以纤维缠绕壳体和固体推进剂药柱结构可靠性数字仿真程序, 说明结构可靠性仿真的主要工作内容。

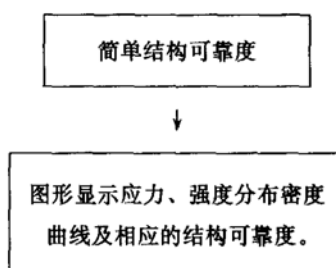
3.1 纤维缠绕壳体结构可靠性仿真

在非线性有限元方法进入实用阶段之前, 有必要使用以网络理论应力分析为基础的壳体可靠性仿真技术, 应用于纤维缠绕壳体结构可靠性设计与评审等工作, 程序见框图 1。其中, 被调用的简单结构可靠性计算模块见框图 2。





程序框图 1



程序框图 2

前提条件是将各种常用数学用表输入计算机,省去手工查表的麻烦。图形显示要求是可以以用键盘改变应力强度的均值、方差等参数,并随时观察应力强度分布密度曲线的变化及相应的结构可靠度的变化,从而在计算机上,形象直观地确定应力、强度数据的分布参数要求或可靠度的要求。

3.2 药柱结构可靠性仿真

以轴对称线弹性有限元理论应力分析为基础的药柱可靠性仿真程序见框图 3。

若计算一组应力状态所需时间较长,则上述循环难以实现,可以考虑采用如下简化方法:

(a) 将多个随机变量,压缩到一个综合随机变量之中,或忽略方差较小的随机变量,选取一个方差较大随机变量。例如,对于药柱结构,可忽略几何形状的方差,认为药柱应力方差全部来自于推进剂力学性能的方差,而推进剂力学性能方差又受推进剂配方、环境温度、累积机械损伤等因素的影响。

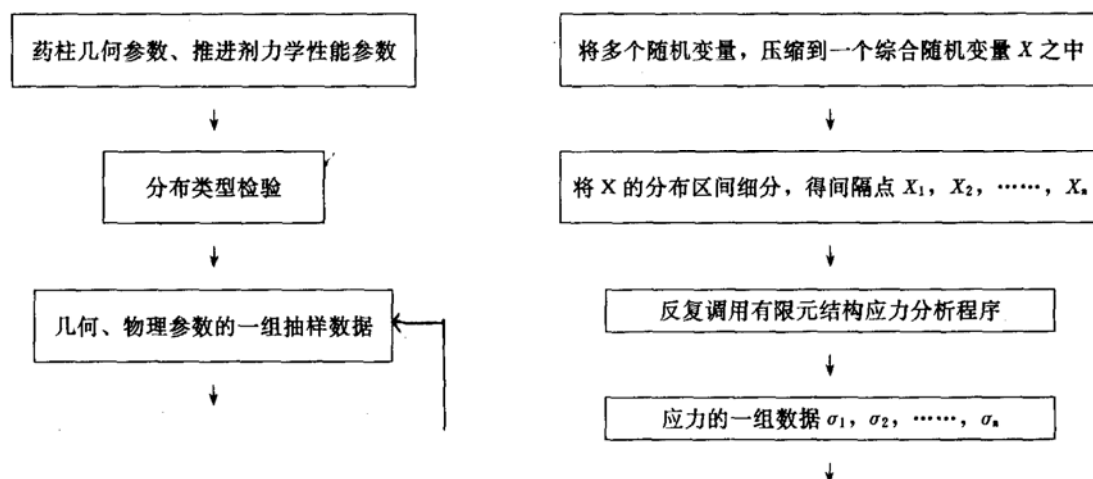
(b) 根据给定的概率,确定压缩后的随机变量 X 的分布区间,并将其划分为若干小区间,得间隔点 $X_1, X_2, \dots, X_n$ 。

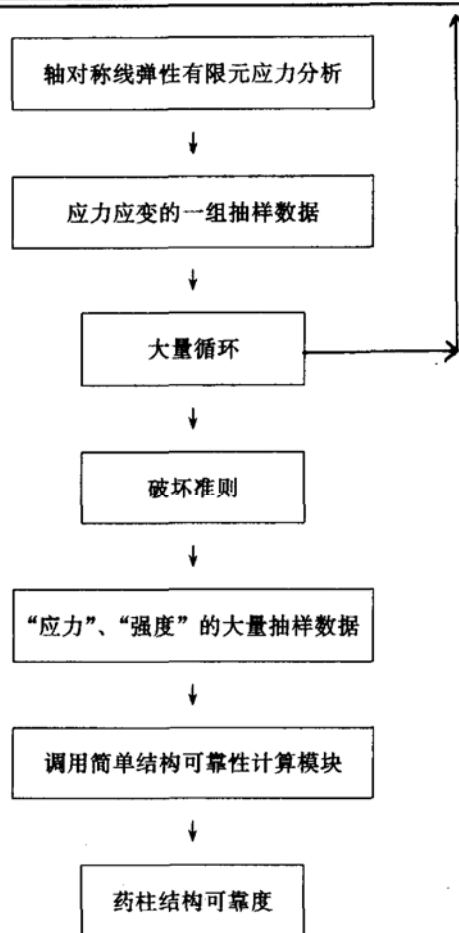
(c) 对每一 X 的间隔点,计算结构应力状态,得应力 σ 的一组数据 $\sigma_1, \sigma_2, \dots, \sigma_n$, ($n \leq 20$)。

(d) 拟合出 σ 与 X 的函数关系 $\sigma = f(X)$

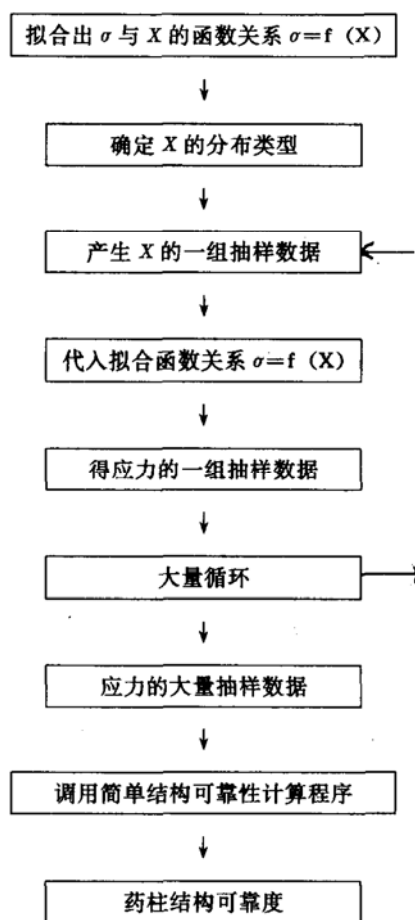
(e) 用拟合出的函数关系 $\sigma = f(X)$ 进行数值仿真。

程序见框图 4。





程序框图 3



程序框图 4

以上程序只循环 n 次 ($n \leq 20$) 有限元应力分析程序, 避免了直接 Monte-Carlo 模拟方法所需的大量有限元应力分析循环。

4 结 论

对于各零部件, 能否建立起一个精度较高的数学或物理模型, 这是影响本课题结构可靠性数字仿真精度的关键问题, 对于粘弹性药柱、纤维缠绕壳体等结构, 其破坏机理比较复杂, 结构应力分析结果与试验结果可能有较大误差, 但并不影响可靠性数字仿真方法的应用。本文提出的结构可靠性数字仿真研究, 目标之一是解决结构设计中的方案选择问题。

为了弥补所建立的结构数字或物理模型与实际结构的差异, 对于一个数学或物理模型, 划分正确性与精度两方面的问题。目前进行各零部件结构应力分析所建立的数学或物理模型, 一般都能保证模型的基本正确, 也就是说, 结构参数变化时, 计算应力的变化规律能与试验结果一致, 误差大小只影响精度。进行各零部件结构可靠性数字仿真时, 可通过验证试验检验结构应力分析结果, 并根据试验结果, 选择适当的修正系数进行修正, 缓解理论模型与实际结构之间的差异, 并在实际应用中不断完善、提高理论模型的精度。另外, 设计计算中使用的材料弹性模量、破坏强度等数据, 取自于大量材料力学性能试验是可信的。

参 考 文 献

- 〔1〕 王秉勋. JL-1 导弹的两级发动机结构可靠性综合评定: 航天科技报告. HT-860677J, 1987
- 〔2〕 Margetson J. Failure Modes and Probability of Failure of High Strength Steel Rocket Motor Cases. AIAA 81-1465
- 〔3〕 任国周. 固体火箭发动机结构强度可靠性计算方法分析: 中国国防科技报告, GF-71803, 1987
- 〔4〕 林升光, 高鹏遐. 轴向, 横向载荷小子样分布拟合优度检验. 见: 系数可靠性评定方法论文集, 一院 14 所, 1987
- 〔5〕 郑道钦. 极值 I 型-正态模式结构可靠性估计. 见: 系数可靠性评定方法论文集, 一院 14 所, 1987
- 〔6〕 胡保朝. 失效树分析法在固体火箭发动机可靠性分析中的应用: [硕士论文]. 西北工业大学, 1990

~~~~~  
(上接第 67 页)

2) 最紧密排列理论实际上是滚动级配法的特例。

3) 当滚动级配法用来指导复合推进剂配方设计时, 比最紧密排列理论更具有机动性和灵活性, 可满足宽广燃速和力学性能的特定要求。

### 参 考 文 献

- 〔1〕 徐俊等. 用高温金相显微镜研究推进剂中铝粉的性质. CSR PR-87-PP07
- 〔2〕 张景春. 固体推进剂化学与工艺学. 国防科技大学, 1989
- 〔3〕 Horsfield H T. J. Soc. Ind. 1934, 53 (108)
- 〔4〕 Hudson D R. J. Appl. Phys. 1949, 20 (154)
- 〔5〕 Rumpf H. Chem. Eng. Techn. 1959, 30 (144)
- 〔6〕 黄长雄等. 化学工程手册. 化学工业出版社, 1989