

固体火箭发动机系统可靠性 设计的故障树分析*

方国尧 马智博 汤志东 孙哲禧

(北京航空航天大学动力系, 北京, 100083)

摘 要: 以空-空导弹固体火箭发动机系统可靠性的故障树分析 (FTA) 为例, 建立了系统可靠性框图、故障树、结构函数, 并进行了系统可靠度计算。结果表明: 建立的计算模型是正确的, 并可用于其它型号的系统可靠性故障分析。

主题词: 固体推进剂火箭发动机, 系统可靠性, 故障树形图分析, 可靠性设计, 可靠性计算
分类号: V430

THE FAULT TREE ANALYSIS ON SYSTEM RELIABILITY IN SOLID ROCKET MOTOR DESIGN

Fang Guoyao Ma Zhibo Tang Zhidong Sun Zhexi

(Department of Jet Propulsion, Beijing University of
Aeronautics and Astronautics, Beijing, 100083)

Abstract: A faule tree analysis is carried out based on a real air-air missile solid rocket motor. Thus the frame figure of system reliability, the fault tree analysis and structure functions are developed, and the reliabitity is predicted. The results show that the model developed is correct and available for other solid rocket motors.

Keywords: Solid propellant recket engine, System reliability, Fault tree analysis, Reliability design, Reliability calculation

1 引 言

固体火箭发动机系统可靠性设计, 要保证发动机在规定的贮存期内, 其性能可靠度和结构可靠度都达到指标规定的要求。系统可靠性设计工作内容很丰富, 本文着重分析设计过程中所遇到的计算问题, 并以 PX 发动机为算例, 讨论有关的可靠性设计的故障树分析和计算方

* 本文 1994 年 1 月 28 日收到

法。

2 可靠性分析

可靠性分析是可靠性工作的一个重要内容,在方案论证、研制、试验或使用等各阶段都可以进行。其目的是通过分析固体火箭发动机故障模式和机理,找出发动机的薄弱环节,确定关键部件和重要部件,并采取有效措施,保证和提高发动机的可靠性。

2.1 系统定义

对系统所具有的功能、工作方式、作用条件和故障进行定义。PX 发动机定义如下所述。

(1) PX 发动机的功能是为空-空导弹提供动力。

(2) PX 发动机性能参数应满足:

最大推力 $F_{\max} \leq 31000 \text{ N}$ 点火时间 $T_i \leq 0.2 \text{ s}$

最小推力 $F_{\min} \geq 18000 \text{ N}$ 地面总冲 $I \geq 78000 \text{ N} \cdot \text{s}$

工作时间 $T_w = 3.5 \sim 5.5 \text{ s}$ 。

(3) 在下列条件贮存期内,发动机的工作可靠度不低于 0.999,每个性能参数的可靠度不低于 0.99。

a. 在温度 $5 \sim 30^\circ\text{C}$, 相对湿度 $50\% \sim 80\%$ 条件下封装贮存 1 年。

b. 在温度 $5 \sim 30^\circ\text{C}$, 相对湿度 $50\% \sim 80\%$ 条件下, 启封贮存 1 年。

发动机的使用温度为 $-55 \sim 55^\circ\text{C}$ 。

(4) 结构失效是指影响飞行安全或完成任务的结构上的破坏,性能失效是指发动机在没有发生结构失效的条件下,性能超差。

(5) 根据发动机的功能与结果,可以画出它的功能逻辑框图(如图 1)。

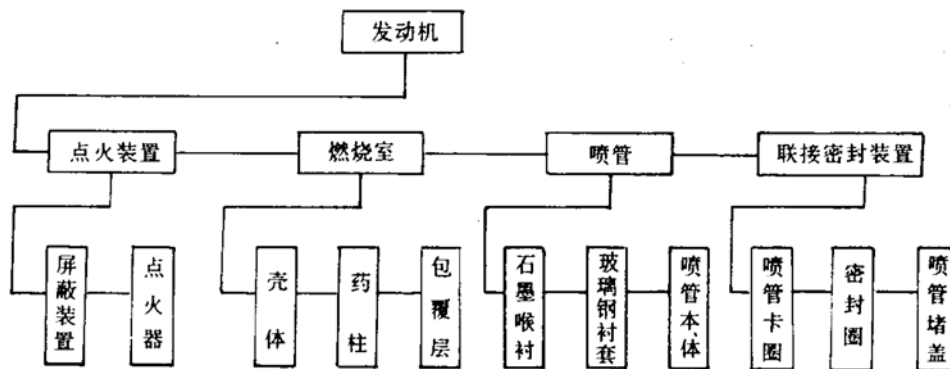


图 1 发动机功能逻辑框图

2.2 建立可靠性框图

从影响任务完成和人机安全的角度来看,可画出图 2 所示的可靠性框图,它是一个串联模型,任一部件失效,都将导致发动机失效,图中的 A_i 代表第 i 个部件。

2.3 建立故障树

选择不希望发生的故障作为顶事件,围绕这一顶事件展开演绎推理,找出引起顶事件发生的最终原因,即底事件,可以进行单独计算和分析基本事件。

FTA 是一种自上而下的多因素分析法,它可以清晰地表达系统的内在联系,找出系统的

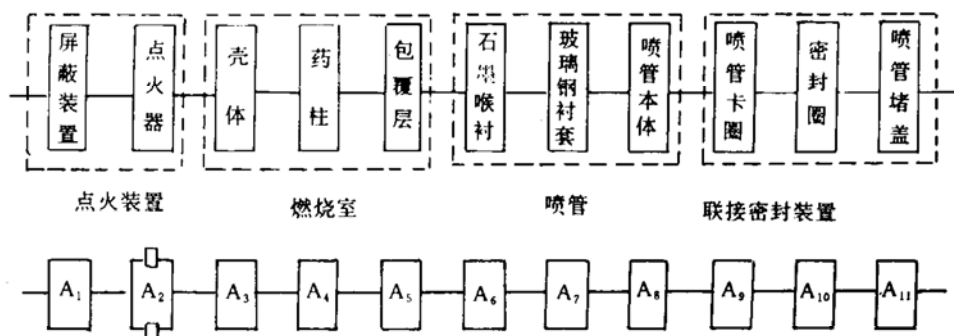


图2 发动机可靠性框图

薄弱环节。通过故障树分析，还可以定量地计算复杂系统的失效概率和可靠度，为改善和评估系统可靠性提供定量数据。

根据需要，选择发动机在工作过程中结构失效作为顶事件，发动机工作时间，是指飞机驾驶员从给出点火信号到发动机装药烧完的时间。故障树如图3所示。

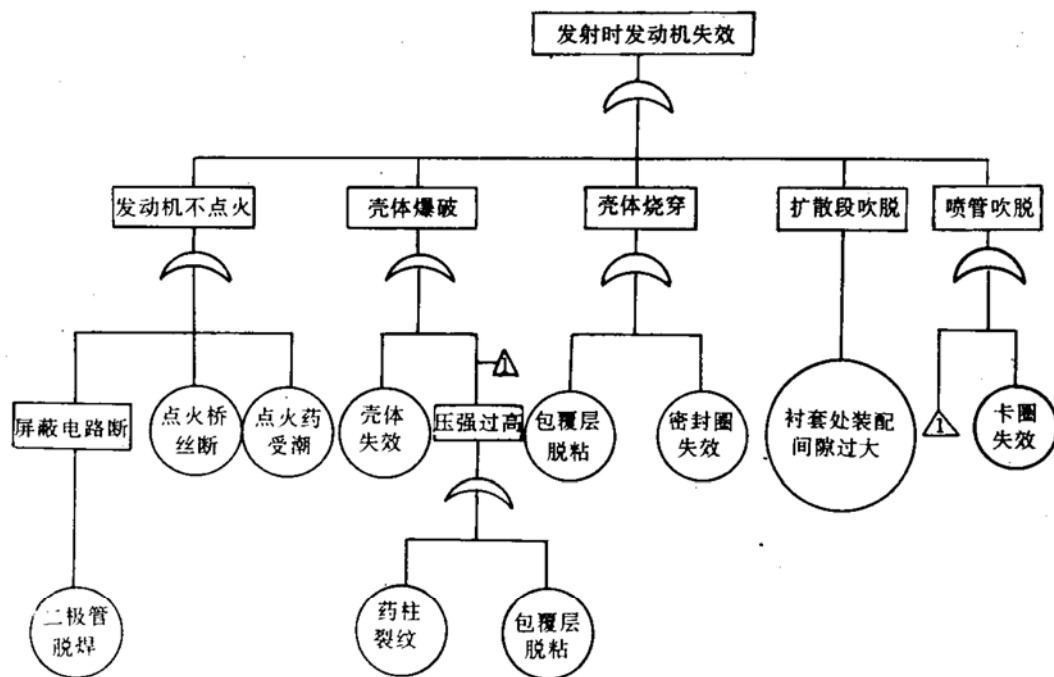


图3 故障树

2.4 故障树简化和模块分析

根据实际情况，用演绎法建立的故障树，往往显得比较复杂。为了便于分析计算，需要对故障树进行简化和模块分解。

根据 GJB768.2-89，故障树简化有两个内容：

- (1) 用相同转移符号表示相同子树，用相似转移符号表示相似子树；
- (2) 去掉明显的逻辑多余事件和明显的逻辑多余门。

故障树的模块分解有四个内容：

- (1) 按模块和最大模块的定义，找出失效树中尽可能大的模块；
- (2) 每个模块构成一个模块子树，可单独进行定性分析和定量分析；

(3) 对每个模块子树用一个等效的虚设底事件来代替, 使故障树的规模减小;

(4) 在故障树定性分析和定量分析后, 可根据实际需要, 将顶事件与各模块之间的关系转换为顶事件与底事件之间的关系。

2.5 故障树的规范化

故障树规范化使故障树便于分析计算, 规范化的故障树, 只含有顶事件、底事件以及“与”、“或”、“非”三种逻辑门。将建好的故障树变为规范化的故障树, 必须确定对特殊事件的处理规则和对特殊逻辑门进行逻辑等效的变换规则。

对特殊事件的处理规则:

(1) 未探明事件可根据其重要性(如发生概率的大小, 后果严重程度等)和数据的完备性, 或者当作基本事件对待或者删去, 其它情况由分析者酌情决定;

(2) 将开关事件当作基本事件对待;

(3) 条件事件总与特殊门联系在一起, 它的处理规则见下面的特殊门的等效变换规则。

特殊门的等效变换规则:

a. 顺序与门变换为与门时, 输出不变, 顺序与门变为与门, 其余输入不变, 顺序条件作为一个新的输入事件;

b. 表决门变换或门与门的组合, 有两种方法, 一是变为或门与门的组合, 二是变为与门或门组合;

c. 异或门变为或门、与门和非门的组合时, 原输出事件不变, 异或门变为或门, 或门接两个与门, 每个与门之下分别接一个原输入事件和一个非门, 非门之下接另一个原输入事件。

图4是经过简化和规范化后的故障树, 只需对它进行分析即可。

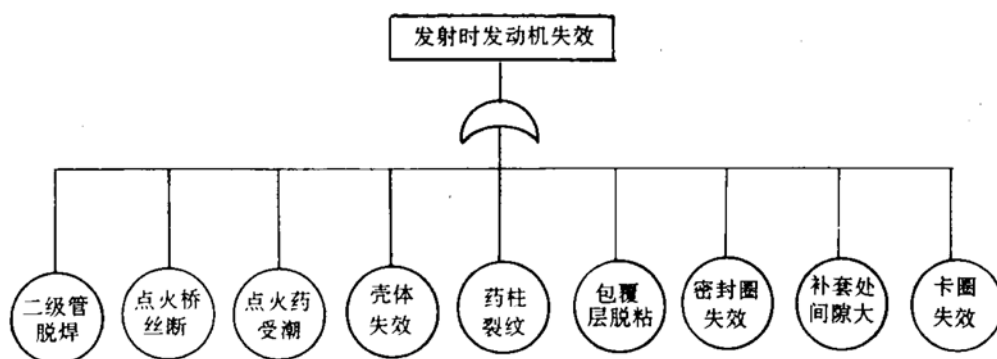


图4 经简化的故障树

2.6 结构函数

结构函数是表示系统状态的一种布尔函数, 其自变量表示各组成单元的状态, 根据图4, 发动机结构函数为:

$$\varphi(\bar{X}) = \bigcup_{i=1}^g X_i$$

式中: X_i 表示底事件的状态变量

$$\bar{X} = (X_1, X_2, \dots, X_g)$$

这里假设各故障单元是相互独立的。

2.7 计算可靠度

在各单元可靠度预计值已知的情况下, 根据可靠性框图或结构函数, 可计算发动机可靠

度:

$$R = 1.0 - E[\overline{\varphi(X)}] = 1.0 - E[\bigcup_{i=1}^k X_i]$$

$$= 1.0 - E[\overline{\bigcap_{i=1}^k \bar{X}_i}] = E[\bigcap_{i=1}^k (1 - X_i)] = \bigcap_{i=1}^k R_i$$

式中: R_i 为各单元的可靠度, 它等于 1 减去本单元的失效概率, 根据各单元的失效概率, 可得到发动机在初样研制阶段的可靠度。

$$R = 0.98 \times 0.98 \times 0.99999^5 \times 0.985 \times 0.999 = 0.945$$

通过可靠性分析, 就可以找出系统中的薄弱环节, 采取有效措施, 提高几个单元的可靠度, 以便达到系统规定的可靠性指标。

3 可靠性网络计算程序

对一些大型不可修复杂系统, 可靠性逻辑关系是可靠性网络图, 计算可靠度的有效方法是最小路集法。

假设网络中各部件相互独立, 则网络的全部最小路集可以表示为:

$$p_i = \{x_{jt}\} \quad t \leq \eta_j, \quad j = 1, 2, \dots, m$$

式中: x_{jt} : 第 j 条路集里第 t 个部件的成功状态。

m : 路集总数 t : 部件序号

第 j 条路集成功的表达式为: $S_j = \bigcap_{t=1}^{\eta_j} x_{jt}$

网络成功的表达式为: $S = \bigcup_{j=1}^m S_j$

网络的可靠度表示为: $R = E(\bigcup_{j=1}^m S_j)$ (1)

展开以后表示为

$$R = E(S_1) + E(\bar{S}_1 S_2) + \dots + E(\bar{S}_1 \bar{S}_2 \dots \bar{S}_{m-1} S_m) \quad (2)$$

对 (1) 式右端展开, 需进行不交型布尔代数运算, 用不交型之和定理进行简化, 可大大节省机时和内存, 不交型积之和定理的内容如下:

(1) 若 S_i 、 S_j 不包含共同元素, 则 $\bar{S}_i \cdot S_j$ 可用不交型规则直接展开。

(2) 若 S_i 、 S_j 包含一些共同元素, 则 $\bar{S}_i \cdot S_j = \bar{S}_{i-j} \cdot S_j \cdot S_{i-j}$, 表示 S_i 中具有 S_j 中没有的元素布尔积。

(3) 若 $S_i \supset S_j$, 则 $\bar{S}_i \cdot \bar{S}_j = \bar{S}_i$

上面三种情况可应用于连乘的形式:

$$(\prod_{i=1}^{j-1} S_i) S_j, \quad j = 1, 2, \dots, m$$

从而大大简化不交和运算。

利用不交型布尔代数规则及不交型积之和定理来计算网络可靠度, 其计算框图如图 5 所

示。

本课题调试了上述计算机程序，由于计算精度高，特别适用于可靠性很高的复杂系统。

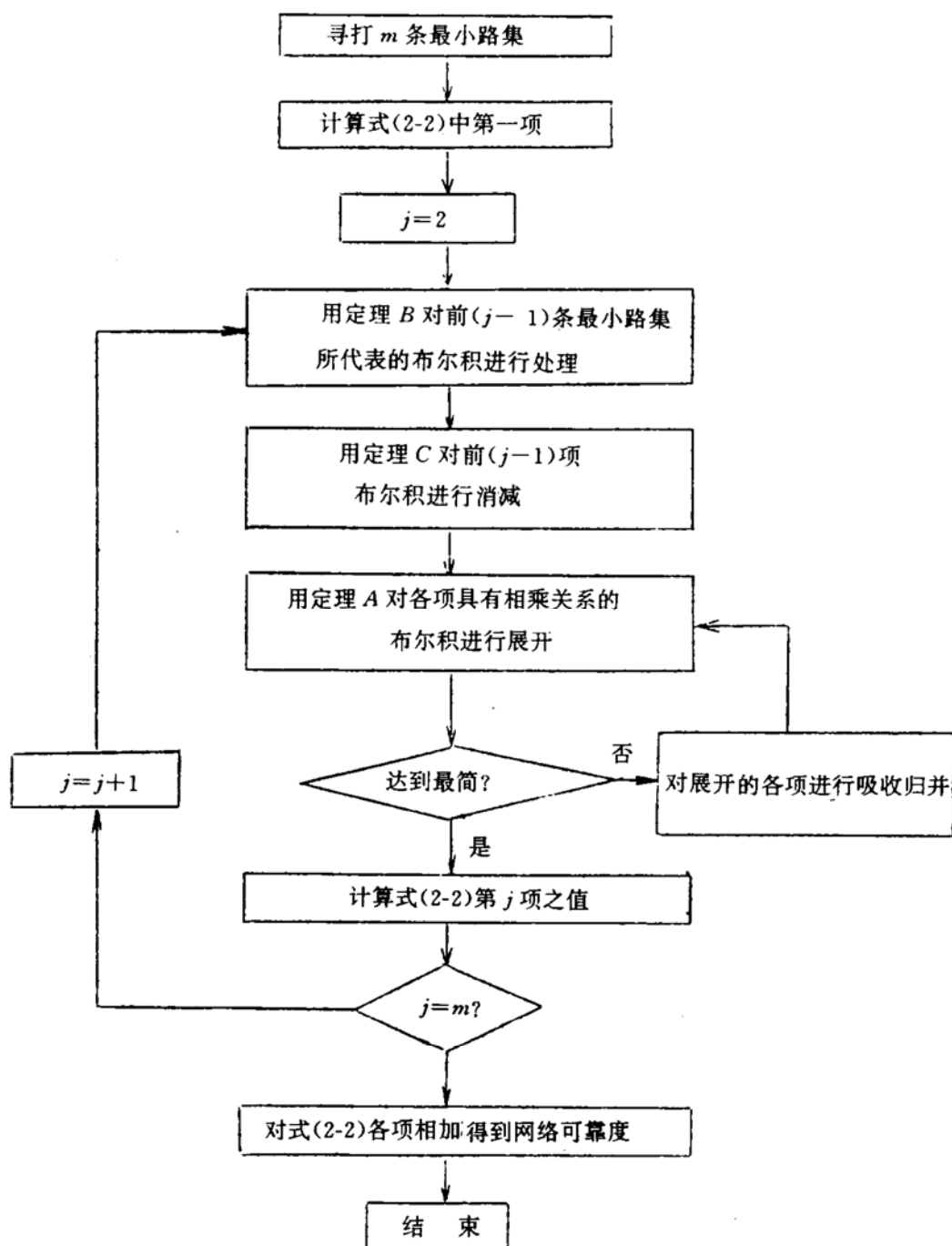


图 5. 计算框图

本程序同样适用于故障树计算，只要将上述的最小路集改为最小割集，部件的成功状态改为故障状态即可。

用蒙特卡罗法及其它算法进行检验，证明本程序计算结果正确，对其几百条路集的复杂系统，本程序在 HP-1000 计算机上只要较短时间内即可完成计算，因此，可以运用在导弹武器系统的可靠性设计。

(下转第 80 页)

4 结 论

(1) 提出了丁羟弹性体溶胶的主要表征项目及其分析测试方法, 并研究了各表征参数值与丁羟弹性体实验条件间的相关规律;

(2) 对不同条件下得到的丁羟弹性体溶胶的组成和结构进行了研究。认为丁羟弹性体溶胶的主成分为 HTPB-TDI (IPDI) 短链聚氨酯, 主要带有羟基端基。溶胶中还含有少量未参加反应的 HTPB 分子。

致 谢

程振炎、林梅茹、白杰等同志为本报告提供有关分析测试数据, 在此深表谢意。

参 考 文 献

- [1] 刘国雄. 丁羟推进剂力学性能的控制与改进. 航天部 42 所, 1981
- [2] 芦明等. 测定端羟基聚丁二烯羟值的乙酰-对甲苯磺酸法改进研究. 固体火箭技术, 1992, (1): 38~44
- [3] 中华人民共和国国家军用标准 甲苯二异氰酸酯分析方法 (报批稿). 1991
- [4] 程振炎等. HTPB 胶片溶胶分子量、分子量分布测试方法. 航空航天部 42 所, 1991
- [5] Inagaki H. Molecular Characterization of Hydroxyl-Terminated Polybutadienes. J Appl Polym Sci, 1984, 29: 3741~3752

(上接第 33 页)

参 考 文 献

- [1] Christiansen A G, Layton L H, Carpenter R L. HTPB Propellant Aging and Service Life. AIAA 80-1273
- [2] Thepenier J, Gondouin B, Coutanceau H Menez. Reliability of Solid Propellant Grains; Mechanical Analog Motors and Testing. AIAA 87-1987
- [3] Lloyd D K, Herrman C R, Corcoran W J. Techniques for Reliability Assessment and Growth in Large Solid Rocket Motor Development. AIAA 87-435
- [4] Ingramm G E, Lwelker E, Herrmann C R. Designing for Reliability of Large Solid Rocket Motors. AIAA 68-525
- [5] 胡昌寿. 可靠性-设计、试验、分析、管理. 北京: 宇航出版社, 1989
- [6] 戴树森等. 可靠性试验及其统计分析. 北京: 国防工业出版社, 1984

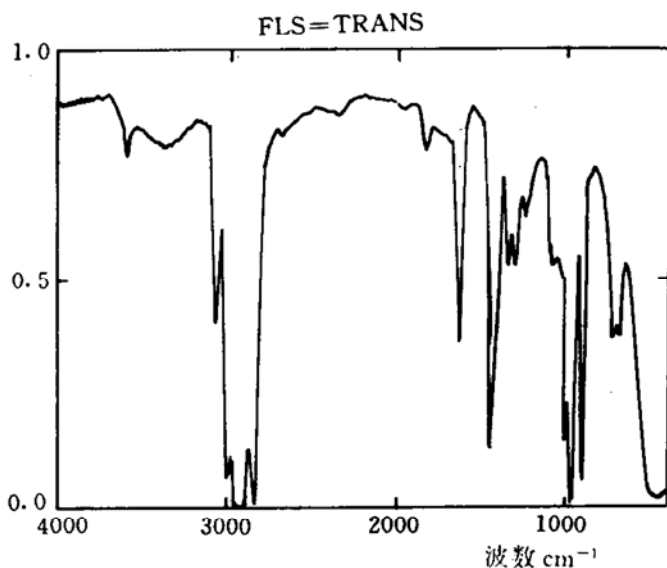


图 7 HTPB IR 图