

现代航空工程



南京航空航天大学航空宇航学院

二〇〇四年二月

1030



NUAA2010022736

1030-1

目 录

可加证寿命试验的前提?

飞行器方案设计阶段进行哪些可靠性工作?

确定可靠性指标基本方法?

- 第一讲 ✓ 飞行器可靠性工程 ✓ 姚卫星、刘毅
- 第二讲 ✓ 先进飞行器的发展趋势 丁运亮 陈仁良
- 第三讲 ✓ 飞行器试飞技术 ✓ 徐国华
- 第四讲 ✓ 飞行器的飞行品质 ✓ 高正
- 第五讲 军民用飞行器的市场和技术需求 昂海松
- 第六讲 新概念直升机与创新思想 夏品奇
- 第七讲 现代军用直升机及其技术发展 张呈林

西班牙科学家和工程师的何种关键技术,成功设计「第一架
(-4) 自转旋翼机? 并简述该关键技术的基本原理

定流系数和压缩性如何影响直升机的最大飞行速度?

山德直升机采取哪些措施来提高飞行速度?

现有提高直升机飞行速度的办法主要有哪几种? 它们的核心思想是什么?

1. 飞机型号飞行试验为哪几种?

2. 以最大平飞速度的试飞测量方法为主, 那几种?

3. 飞机抖振飞行试验的目的、试验记录?

4. 飞机试验试飞的一般程序?

2010022736

第一讲 飞行器可靠性工程

姚卫星

1.1 可靠性工程的发展

1.1.1 可靠性工程的发展与现状

可靠性工程既是一门理论学科，也是一门实践性很强的工程实践科学。可靠性工程的学科发展萌生于第二次世界大战期间(1940~1945)。由于科学技术的迅速进步，使得国防武器系统及其产品价格越来越昂贵、系统越来越复杂，而且产品使用环境十分恶劣、维修困难且维修成本迅速上升，为此产生了可靠性工程这门学科。

德国是最早开展系统可靠性工程研究的国家，早在 20 世纪三四十年代，在研制 V-2 火箭的过程中，提到了可靠性。

美国发展可靠性技术最早，在 20 世纪 50 年代，朝鲜战争爆发，美国的武器装备从太平洋东岸运输到西岸，交付部队作战使用时，故障频繁发生，使用率很低，特别是电子装备将近有一半不能使用。为研究发生故障的原因，开始发展可靠性工程。在美国可靠性工程大体上可分为三个发展阶段：(1) 1956 年前后：成立了“电子装置可靠性咨询委员会(AGREE)”，它设置了 9 个分会，由科学、技术、生产和管理的专家组成，1960 年前后制定了军用规范和标准，成为当今可靠性标准体系的基础；(2) 1957~1962 是统计试验阶段，从可靠性环境试验到生产过程实行全面质量管理；(3) 1968 年以后：可靠性保证阶段，全面实现以可靠性为中心的管理。

美国军用飞机是实施可靠性工程的先锋。主要体现在：(1) 制定了一系列的军用规范和标准；(2) 从设计、制造、维修、保障等各个方面实现可靠性管理。在此基础上美国军用飞机的出勤率是世界上最高的。表 1-1 列出了美国部分战机的出勤率。

表 1-1 美国部分军用飞机的出勤率

机型	飞机出勤率(%)		每架次飞行时间(h)	
	平时	战时	平时	战时
F-15C/D	85.1	93.7	1.36	5.32
F15E	80.4	95.5	1.68	3.72
F16C	90.2	95.4	1.49	3.24
A-10	90.4	95.5	1.58	2.37
F-117A	81.8	85.5	1.55	5.20
F-4G	83.7	88.7	1.34	3.71

美国民用航空也大量实施可靠性工程。联邦航空局强制要求航空产品从设计、制造、维修、保障等各个方面实现可靠性管理，民用飞机从定时维修转为以可靠性为中心的维修(RCM)。

二战后日本为了减少设备故障和提供产品质量，在世界上最早推行全面质量管理。

我国的可靠性工程经过多年的学习、消化和研究，取得了可喜的成果。我国在军用航空可靠性工程方面已完成了大量的工作。可靠性工程研究始于 20 世纪八十年代初，当时的目标是提高飞机的出勤率，延长使用寿命。目前已制定了相关的可靠性标准，如：《军工产品质量管理条例》、《航空技术装备寿命和可靠性工作暂行条例》、GJB450、GJB368 等；已完成了一系列飞机型号的疲劳定寿试

验和定寿工作。歼击机有：J-5、J-6、J-7、Q-5、J-8、J-10 等；轰炸机：H-6、JH-7 等；军用运输机：Y-7、Y-8、Y-12 等；教练机：就 JL-7、K-8、L-11 等；已对军用航空产品质量和可靠性能进行比较全面的统计、分析和试验；以可靠性为中心的维修(RCM)和以可靠性为中心的首翻期(RCO)工作取得了成效；建立了可靠性数据搜集、分析和反馈系统；在设计、制造、使用、管理等领域的各个层次建立了相应的可靠性机构。

我国民用航空可靠性工程发展在借鉴国外经验的基础上建立了很好的基础。民机可靠性工程研究始于 1980 年前后，1987 起开始比较系统的研究工作。可靠性工程的代表作是“新舟 60”(日出勤 9h 左右，出勤可靠度>99%)；民用飞机 Y-7、Y-8、Y-12 等完成或正在进行疲劳定寿试验工作；在对外合作过程中鉴借先进思想和技术，通过大量的分析、试验和管理的实践，编著了《民用飞机可靠性维修性技术指南》；民用航空运营基本与国际接轨，采用国际适航体系(RCM)。

1.1.2 可靠性工程的基本任务

可靠性工程是系统工程的重要分支，它的基本任务是：研究系统或设备在设计、生产和使用的各个阶段，定性与定量地分析、控制、评估和改善系统或设备的可靠性，并在设计中达到可靠性和经济性的综合平衡。

对于复杂的系统或设备在其提出、设计、制造、使用过程中仅凭专家们和工程技术人员的经验往往不能给出其可靠性的评估。系统或设备的可靠性也可以说是其投入使用后的维持无故障工作的能力，所以可靠性和维修性联系在一起。图 1-1 给出产品全寿命可靠性计划基本框架。产品的可靠性取决于全面质量管理。

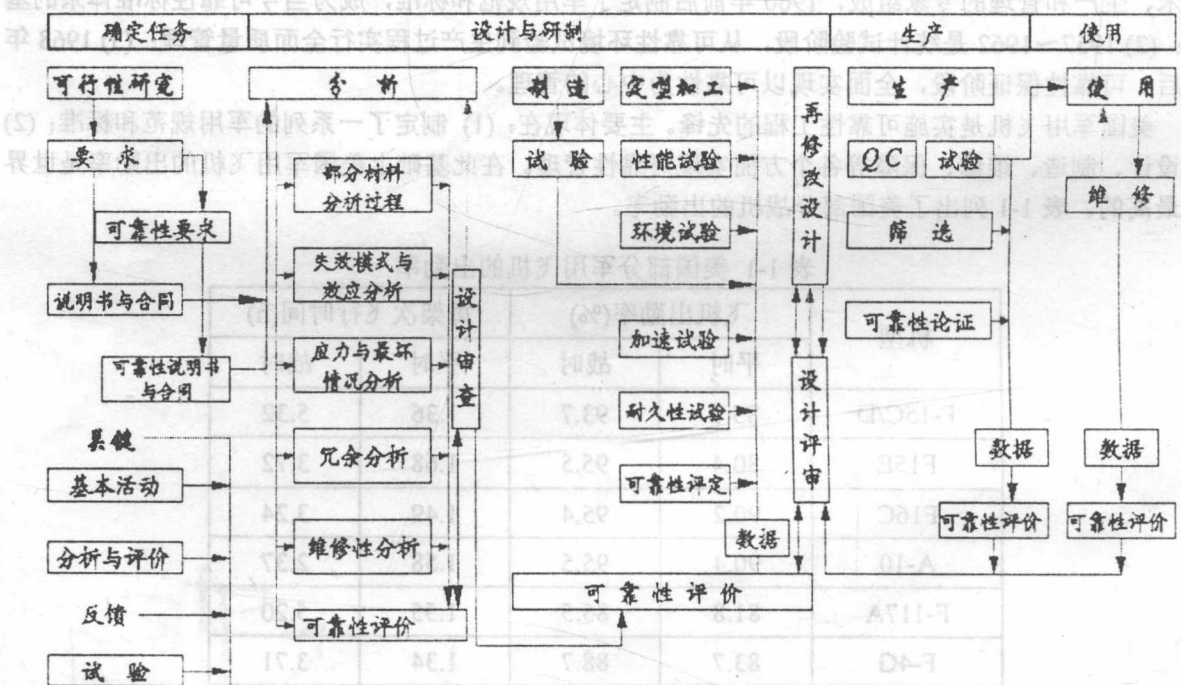


图 1-1 产品全寿命可靠性计划框架

产品的可靠性与质量在很多场合常常被当作同义词，但实际上两者有一些差别。质量是指产品在出厂时能否满足规范上的各项性能要求；而可靠性则是指在满足规范要求的性能下，能维持多长时间，两者的区别在于使用寿命的着眼点。产品的质量与很多因素有关，可靠性是其重要的指标，见图 1-2。

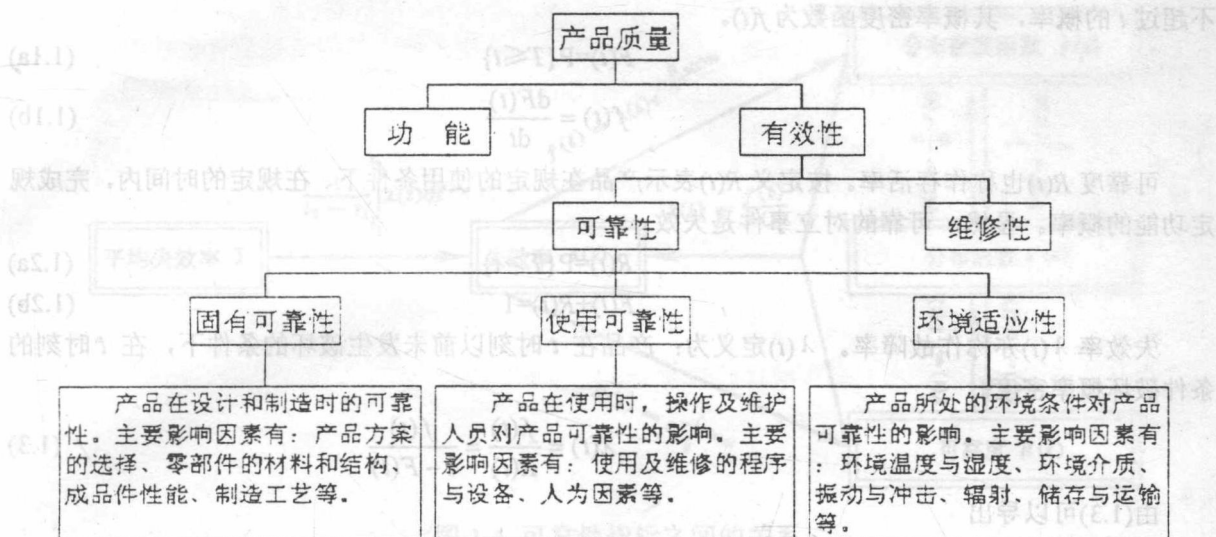


图 1-2 产品质量与可靠性

产品的技术性能、经济指标和可靠性是产品质量的标志，但这三者之间通常是相互矛盾的，任何一个产品都在这三者之间存在一定的折衷平衡关系。

1.1.3 可靠性、安全性与风险性

可靠性、安全性与风险性三个术语在词义和内涵上有一定重叠，但不能混为一谈。

按照国标 GB3187-82 给出的产品可靠性的定义：产品在规定的条件下和在规定的时间内，完成规定功能的能力，可靠性以可靠度度量。可靠度定义为产品在规定的条件下和在规定的时间内，完成规定功能的概率。

安全性不同于可靠性，但它们之间密切相关。安全性定义为建立一种环境，使人们在这种环境下生活与工作感受到的危害或危险是已知的、清楚的，并且是可控制在可接受的水平上。安全性是人们能够接受的危险概率，并以安全度度量。

风险性定义为事故发生概率和该事故的后果的乘积，并以风险值度量。

1.2 可靠性工程的基本内容

可靠性工程涉及的范围十分广泛，它包含了可靠性分析、预测与评估、可靠性设计、可靠性管理、可靠性生产、可靠性维修、可靠性试验、可靠性数据的收集、处理和交换等。从产品的设计到产品的退役的整个过程中，每一步都可包含于可靠性工程。主要包括下面几方面的内容：(1) 可靠性工程的基本方法，如可靠性工程数学、不可修复系统可靠性、可修复系统可靠性等；(2) 事件树(ETA)和故障树分析(FTA)方法；(3) 可靠性设计，包括：强度设计、刚度设计、寿命设计、磨损设计、老化设计、冗余设计等；(4) 人员可靠性分析，包括：工作压力、差错特征、人的行为特征、人员可靠性的定性与定量分析等；(5) 概率风险评估；(6) 可靠性管理与质量控制；(7) 可靠性维修。本节介绍可靠性工程的一些基本方法。

1.2.1 可靠性术语

基本的可靠性术语有：失效概率 $F(t)$ 、可靠度 $R(t)$ 、失效率 $\lambda(t)$ 、平均寿命 MTTF 和 MTBF 等。产品的失效概率 $F(t)$ 也称作破坏概率，它是产品在时刻 t 之前破坏的概率，即 $F(t)$ 是产品寿命 T

不超过 t 的概率，其概率密度函数为 $f(t)$ 。

$$F(t)=P\{T\leq t\} \tag{1.1a}$$

$$f(t)=\frac{dF(t)}{dt} \tag{1.1b}$$

可靠度 $R(t)$ 也称作存活率。按定义 $R(t)$ 表示产品在规定的使用条件下、在规定的时间内，完成规定功能的概率。显然，可靠的对立事件是失效。

$$R(t)=P\{T>t\} \tag{1.2a}$$

$$F(t)+R(t)=1 \tag{1.2b}$$

失效率 $\lambda(t)$ 亦称作故障率。 $\lambda(t)$ 定义为：产品在 t 时刻以前未发生破坏的条件下，在 t 时刻的条件破坏概率密度。

$$\lambda(t)=\frac{f(t)}{R(t)}=\frac{f(t)}{1-F(t)} \tag{1.3}$$

由(1.3)可以导出

$$f(t)=\lambda(t)e^{-\int_0^t \lambda(t)dt} \tag{1.4}$$

产品的失效率在可靠性工程中具有十分重要的意义。失效率 $\lambda(t)$ 可以根据使用中的实际统计资料去估计。 $\lambda(t)$ 定义的另一个概率解释为：让 N 个同批同型的产品同时独立地工作，记 $n(t)$ 为产品在 $(0, t)$ 时间内发生故障的个数， $\lambda(t)$ 为产品在下阶段 Δt 单位时间内发生故障的条件概率：

$$\lambda(t)=\lim_{\substack{N\rightarrow\infty \\ \Delta t\rightarrow 0}} \frac{n(t+\Delta t)-n(t)}{[N-n(t)]\Delta t} \tag{1.5}$$

由式(1.4)可知：如果失效率 $\lambda(t)$ 是常数，那么产品的可靠度服从指数分布。实际上产品的失效率 $\lambda(t)$ 在不同的寿命期是不同的。通过大量产品(主要是电子产品)的失效率统计结果，发现典型的失效率曲线呈“浴盆状”，故称之为“浴盆曲线”，见图 1-3。

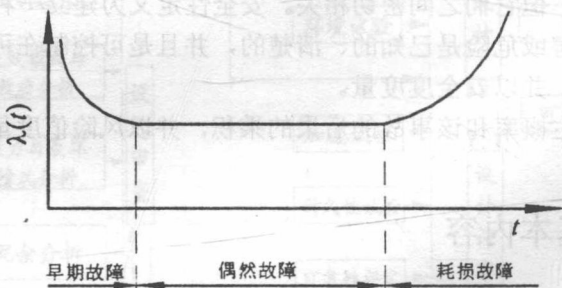


图 1-3 典型的失效率曲线

早期失效期的特点是失效率 $\lambda(t)$ 先高后低，是产品使用初期所固有的，它源于产品的设计缺点、材料缺陷、工艺不良、检查差错等。防止早期失效率高办法是在产品投入使用前进行可靠性筛选。随机失效期的特点是失效率基本上是常数，原因是偶然因素。提高产品可靠性的办法是改造产品的设计，使之更适合于产品的使用环境。耗损失效期的特点是失效率逐渐上升，原因是零部件的老化、疲劳、磨损等。延缓第三阶段出现的办法是提高零部件的寿命和及时维修。

失效率 $\lambda(t)$ 的单位通常采用 1/小时或 FIT(Failure unIT), 1FIT=10⁻⁹/h。

对发生故障就不能修理的零部件或系统而言，MTTF(Mean Time To Failure)指从开始使用到发生故障的工作时间的期望值，即为平均无故障时间。对可修复产品而言，平均寿命 MTBF(Mean Time Between Failures)指两次故障之间产品工作时间的期望值。

各可靠性指标不是相互独立的，图 1-4 总结了各可靠性指标之间的关系。

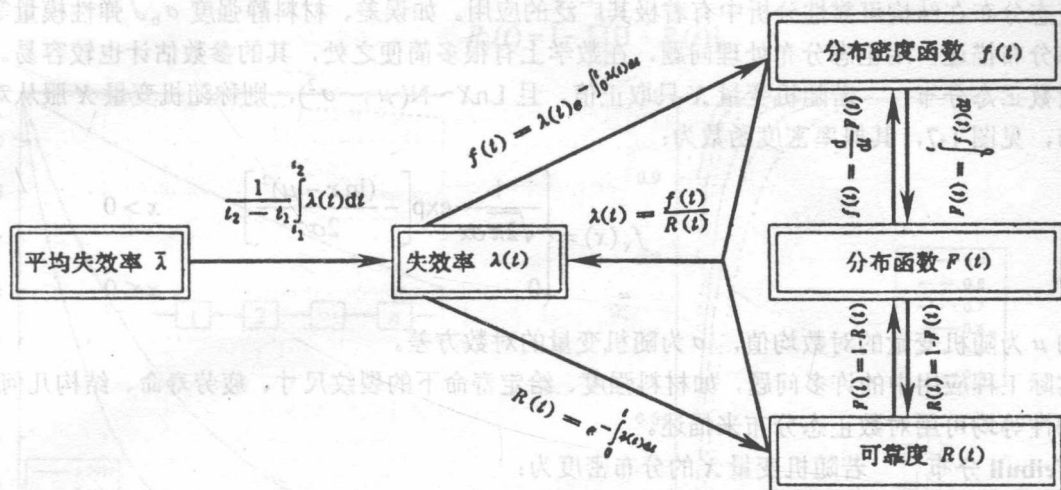


图 1-4 可靠性指标之间的关系

1.2.2 常用的可靠度函数

在可靠性问题研究时会遇到一些随机变量，产品的寿命 T 也是一个随机变量。不同物理问题的随机变量服从不同的分布，本节介绍几个常用的分布函数。

指数分布 若随机变量 X 的分布密度为：

$$f_X(x) = \lambda e^{-\lambda x} \quad (1.5)$$

则称随机变量 X 服从指数分布，见图 1-5。

指数分布在系统可靠性分析中有着广泛的应用，因为指数分布有如下特征：① 机器由许多零部件组成，不管零部件的可靠度是什么，机器系统的可靠度在某种条件下服从指数分布；② 如系统只有偶然故障发生，则故障率为常数，则寿命分布为指数分布；③ 当 Weibull 分布的形状参数 m 已知时，即 $X \sim \text{Weibull}$ 分布，则 $X^m \sim$ 指数分布；④ 当故障的间隔服从参数为 λ 的指数分布时，若考虑某一时期 $(0, T)$ 内发生的故障次数，其次数服从泊松分布。

正态分布 若随机变量 X 的分布密度为：

$$f_X(x) = \frac{1}{\sqrt{2\pi}\sigma} \exp\left[-\frac{(x-\mu)^2}{2\sigma^2}\right] \quad (1.6)$$

则称随机变量 X 服从正态分布，其中 μ 为随机变量的均值， σ 为随机变量的方差，见图 1-5。

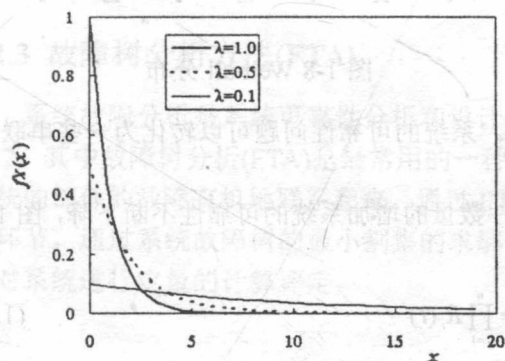


图 1-5 指数分布

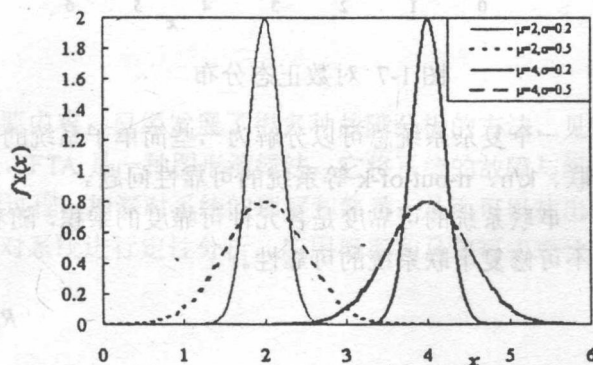


图 1-6 正态分布

正态分布在结构可靠性分析中有着极其广泛的应用。如误差、材料静强度 σ_b 、弹性模量等均可用正态分布描述；用正态分布处理问题，在数学上有很多简便之处，其的参数估计也较容易。

对数正态分布 若随机变量 X 只取正值；且 $\ln X \sim N(\mu, \sigma^2)$ ，则称随机变量 X 服从对数正态分布，见图 1-7，其概率密度函数为：

$$f_X(x) = \begin{cases} \frac{1}{\sqrt{2\pi}\sigma x} \exp\left[-\frac{(\ln x - \mu)^2}{2\sigma^2}\right] & x > 0 \\ 0 & x \leq 0 \end{cases} \quad (1.7)$$

式中的 μ 为随机变量的对数均值， σ 为随机变量的对数方差。

实际工程应用中的许多问题，如材料强度、给定寿命下的裂纹尺寸、疲劳寿命、结构几何尺寸、断裂韧性等均可用对数正态分布来描述。

Weibull 分布 若随机变量 X 的分布密度为：

$$f_X(x) = \begin{cases} \frac{\alpha}{\beta} (x - \delta)^{\alpha-1} \exp\left[-\frac{(x - \delta)^\alpha}{\beta}\right] & x \geq \delta \\ 0 & x < \delta \end{cases} \quad (1.8)$$

式中 $\delta \geq 0$ 为位置参数， $\alpha > 0$ 为形状参数， $\beta > 0$ 为尺度参数，见图 1-8。

Weibull 分布是瑞典科学家 Waloddi Weibull 于 1939 年首先提出来的，它是寿命试验和可靠性理论的基础，用于描述由于变质或耗损出现的失效是十分合适的。Weibull 分布的形状参数 α 决定了分布密度曲线的形状， α 往往与失效机理相联系，对电气元件，通常 $\alpha \leq 1$ ，对机械元件，通常 $\alpha < 1$ 。一般地将 $\alpha < 1$ 的情形称作“早期失效期”的寿命分布，将 $\alpha = 1$ 的情形称作“偶然失效期”的寿命分布，将 $\alpha > 1$ 的情形称作“耗损（老化）失效期”的寿命分布，当 $\alpha = 1$ 时，几乎与正态分布相同；Weibull 分布的尺度参数 β 起到放大与缩小比例常数的作用。 β 往往与工作条件的负载大小有关，负载大，则 β 小，反之亦然；Weibull 分布的位置参数 δ 与最小寿命有关，所以也称作最小的保证寿命。

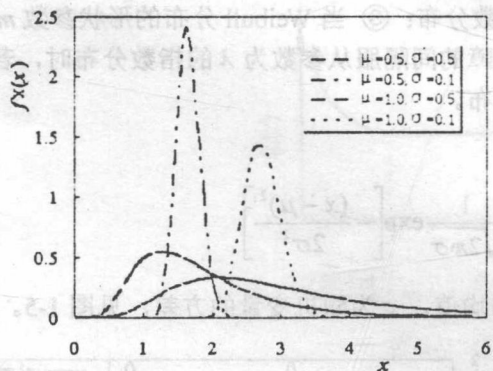


图 1-7 对数正态分布

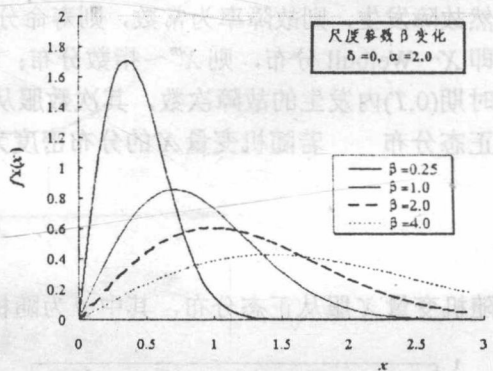


图 1-8 Weibull 分布

一个复杂系统总可以分解为一些简单子系统的集合。系统的可靠性问题可以转化为一些串联、并联、 k/n 、 n -out-of- k 等系统的可靠性问题。

串联系统的可靠度是各元件可靠度的乘积，随着元件数量的增加系统的可靠性不断下降，图 1-9 为不可修复串联系统的可靠性。

$$R_s(t) = \prod_{i=1}^n R_i(t) \quad (1.9)$$

并联系统的破坏概率是各元件破坏概率度的乘积，随着元件数量的增加系统的可靠性迅速增加，图 1-10 为不可修复并联系统的可靠性。

$$R_s(t) = 1 - \prod_{i=1}^n [1 - R_i(t)] \quad (1.10)$$

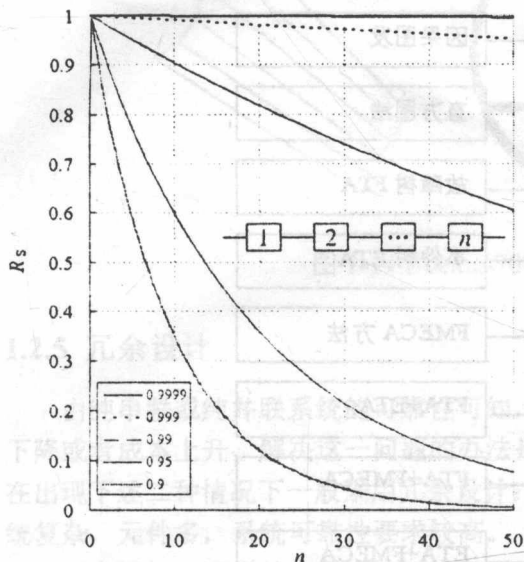


图 1-9 串联系统的可靠度

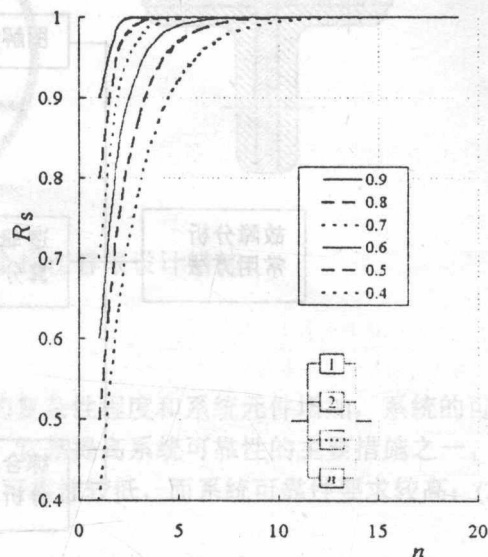


图 1-10 并联系统的可靠度

实际工程系统大多数为可修复系统，可修复系统的可靠性分析和预测相对复杂一些，它主要涉及到维修周期的确定、定期维修的可靠性、视情维修的可靠性等问题，图 1-11 为典型的可修复系统的可靠度变化情况。

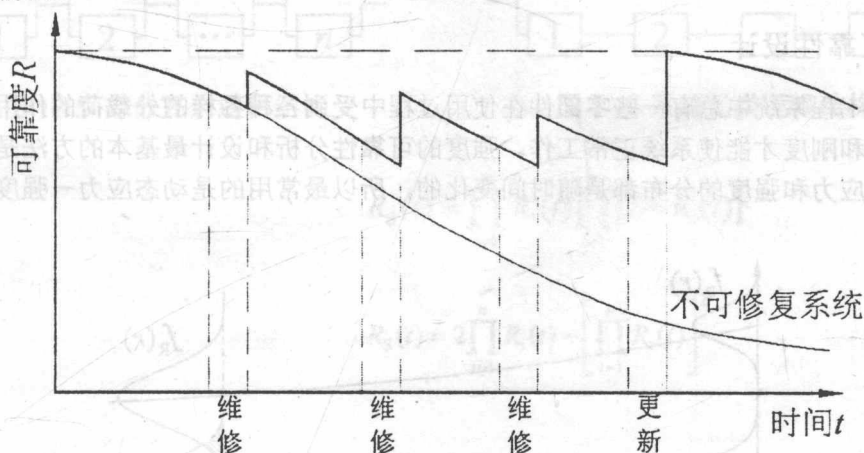
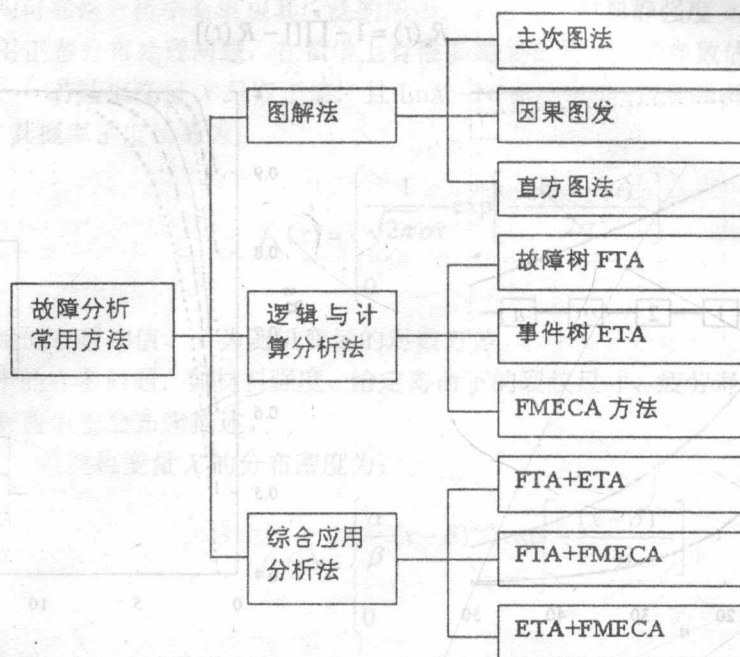


图 1-11 可修复系统的可靠度

1.2.3 故障树分析方法(FTA)

系统故障分析是系统可靠性分析和设计的重要内容，已经发展了很多种故障分析的方法，见图 1-12，其中故障树分析(FTA)是最常用的一种方法，FTA 是一种图形演绎法，它将系统的故障与组成系统的部件的故障有机地联系起来。通过 FTA 的过程，加深对系统的理解和熟悉，从而可以找出薄弱环节。通过系统故障树的最小割集的求解可以对系统进行定性分析，应用概率和马尔可夫理论可以对系统进行定量的计算评定。



注: FTA—Fault Tree Analysis ETA—Event Tree Analysis
FMECA—Fault Mode, Effect and Criticality Analysis

图 1-12 系统故障分析方法

1.2.4 强度可靠性设计

任何一个工程系统中总有一些零部件在使用过程中受到各种各样的外载荷的作用, 它们必须具有足够的强度和刚度才能使系统正常工作。强度的可靠性分析和设计最基本的方法是应力—强度干涉模型。由于应力和强度的分布都是随时间变化的, 所以最常用的是动态应力—强度干涉模型, 见图 1-13。

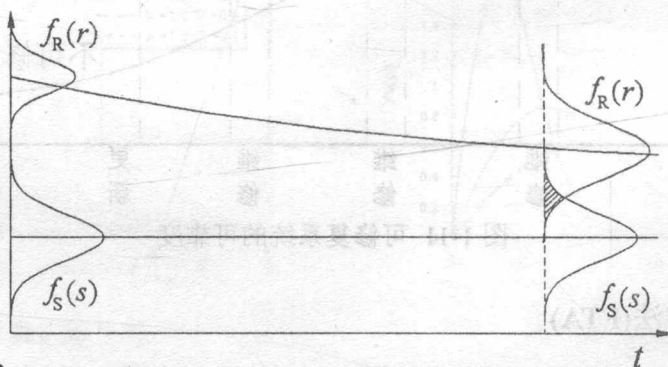


图 1-13 动态干涉模型

飞行器结构可靠性设计问题还在初始阶段, 有关结构系统的可靠性设计原则和方法目前尚无系统的研究成果。有关结构系统可靠性设计原则, 我们的基本看法是:

- (1) 与其它设计准则并不矛盾, 如损伤容限设计准则;
- (2) 各元件的可靠性指标 β 应大致相等;
- (3) 结构要有适当的余度。

图 1-14 是 Boeing-707 飞机三个损伤容限设计的例子, 它们与结构系统的可靠性设计思想是一致的。

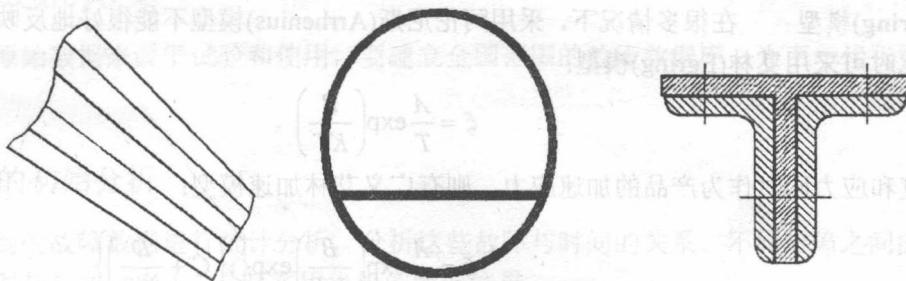


图 1-14 Boeing-707 飞机的三个损伤容限设计措施

1.2.5 冗余设计

由纯串联或纯并联系统的可靠性可知，随着系统的复杂性程度和系统元件增加，系统的可靠度下降或者成本上升，解决这一问题的办法是冗余设计，它是提高系统可靠性的主要措施之一。因此在出现下述二种情况下一般采用冗余设计：(1) 元件的可靠性较低，而系统可靠性要求较高；(2) 系统复杂，元件多，系统可靠性要求较高。

冗余设计的逻辑结构很多，可按照系统的要求选择不同的逻辑结构。这些逻辑结构可看作是部分冗余和系统冗余逻辑结构的组合。部分冗余逻辑结构和可靠度见图 1-15 和式(1.11)，系统冗余逻辑结构和可靠度见图 1-16 和式(1.12)。

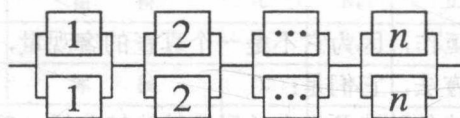


图 1-15 部分冗余逻辑结构

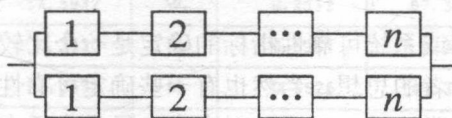


图 1-16 系统冗余逻辑结构

$$R_s(t) = \prod_{i=1}^n R_i(t) \prod_{i=1}^n [2 - R_i(t)] \quad (1.11)$$

$$R_s(t) = 2 \prod_{i=1}^n R_i(t) - \left[\prod_{i=1}^n R_i(t) \right]^2 \quad (1.12)$$

1.3 加速寿命试验

加速寿命试验是获得材料、元器件、子系统等基本可靠性数据的基本方法。加速寿命试验在加大“应力”的情况下，加快产品的失效，以缩短试验时间。

产品存在加速性是可以进行加速试验的前提：(1) 产品失效机理不发生变化，如寿命 $T \sim \text{Weibull}$ 分布，则形状参数 α 不变；如 $T \sim \text{LnN}(\mu, \sigma^2)$ ，则 σ 应不变；(2) 存在有规律的加速过程；(3) 退化或失效的分布模型具有同一性。加速试验模型有很多，不同的物理问题采用不同的加速模型。

阿伦尼斯(Arrhenius)模型 高温使电子元器件、绝缘材料等产品内部加快化学反映，使产品提前失效，由此以温度 T 作为广义“应力”，有下述加速模型：

$$\xi = A \exp(E/KT) \quad (1.13)$$

式中： ξ —某寿命特征(如：中位寿命、平均寿命)； $A > 0$ 是常数； E —是激活能，与材料有关，单位 ev ； K —波尔兹曼常数， $K = 8.617 \times 10^{-5} \text{ev/}^\circ\text{C}$ ； T —是绝对温度。

艾林(Egring)模型 在很多情况下,采用阿伦尼斯(Arrhenius)模型不能很好地反映电子产品的失效规律,此时可采用艾林(Egring)模型:

$$\xi = \frac{A}{T} \exp\left(\frac{B}{KT}\right) \tag{1.14}$$

如果温度和应力同时作为产品的加速应力,则有广义艾林加速模型:

$$\xi = \frac{A}{T} \exp\left(\frac{B}{KT}\right) \exp\left\{v\left(C + \frac{D}{KT}\right)\right\} \tag{1.15}$$

逆幂律模型 对于电子元器件常用电压、电流、功率等作为加速应力,其加速模型服从逆幂律:

$$\xi = Av^{-c} \tag{1.16}$$

Miner 法则 Miner 模型是疲劳损伤当量模型。设在外加应力 S_i 作用下的疲劳寿命为 N_i , 那么 m 级加载后的疲劳损伤为 D_m :

$$D_m = \sum_{i=1}^m \frac{n_i}{N_i} \tag{1.17}$$

1.4 可靠性指标的确定

产品或系统可靠性指标的确定是一个比较困难的工作,因为它不是一个真正的客观量,主要取决于设计者的思想。当然也有一些确定可靠性指标的方法,它们是:

事故类比法——通过对人类在日常生活中所遇到的各种涉及生命的风险的比较分析,确定合适的可靠性水平,见表 1-2。

表 1-2 各种活动中的死亡危险

活动名称	每年人死亡率	
	以参加活动人数计算	以总人数计算
摩托比赛	5×10^{-4}	
爬 山	5×10^{-3}	
游 泳	1×10^{-4}	2×10^{-5}
乘 汽 车		3.6×10^{-3}
乘 飞 机	1×10^{-4}	
房屋火灾		2×10^{-5}

经济优化法——考虑提高产品可靠性所需费用及产品故障所造成的经济损失,以降低产品寿命期的总费用为目标确定产品可靠性水平。

经验校准法——根据同系列或同类产品的使用经验确定产品的可靠性水平,飞机的原准机设计方法属于这一类。

1.5 飞机方案设计阶段可靠性考虑

飞机研制是一项系统工程,为保证飞机在全寿命期间的可靠性,在飞机方案设计阶段,使用经验数据预测飞机的可靠性,确定可靠性指标并进行分配。需要进行下面六个方面的工作:

1.5.1 故障数据的收集

故障的原始数据来源于试验和使用，要建立全国范围的故障数据库，为下一代飞机的设计提供依据。

1.5.2 数据的初始分析

对搜集到的故障数据进行统计分析，分析这些故障与时间的关系、不同故障之间的相关性和故障的分布类型与参数。表 1-3 是某军用飞机的统计结果。

表 1-3 某军用飞机系统和设计参数可靠性统计分析

序号	系 统	类型	第一个设计参数			第二个设计参数		
			代号	相关系统	标准误差	代号	相关系统	标准误差
1	空气调节	L	N_a	0.7469	7.0468	W_a	0.7043	7.5229
2	飞行/操作控制	L	N_c	0.7494	11.3826	A_w	0.6086	13.6406
3	燃 油	E	N_i	0.6859	0.5150	T_i	0.6101	0.5608
4	液压动力和气动力	E	N_e	0.5931	0.4434	T_t	0.5726	0.4515
5	着陆/着陆阻挡装置	L	W_P	-0.5528	75.3194	—	—	—
6	氧 气	E	H_{max}	0.4374	0.2876	N_c	0.4129	0.2913
7	共用机械	L	M	0.6121	12.8701	—	—	—
8	结 构	L	N_i	0.8926	54.5932	W_e	0.8312	67.3146
9	推 进	E	T_i	0.6345	0.3830	N_e	0.6967	0.3976
10	军 械	L	N_n	0.7420	93.3592	M	0.6626	104.3043
11	航空电子	L	MTOW	0.7344	67.5198	R_e	0.5297	84.3807
12	导航和通信	L	T_i	0.8558	26.5224	R_c	0.7270	32.5437
13	电器和仪表	L	H_{max}	0.6263	78.1947	M	0.4173	91.1596

注：L—线性，E—指数。

1.5.3 最终设计参数的选择

在大量故障数据统计分析的基础上，基于工程判断、通过多元相关分析确定设计参数之间的相关性。如图 1-17 给出军用飞机飞控系统可靠性统计结果，以此作为可靠度确定的依据。

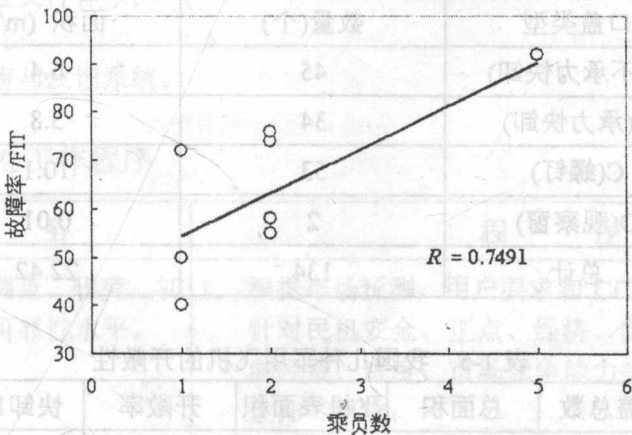


图 1-17 飞控系统可靠性统计

1.5.4 预测方程

通过多元回归分析，寻找飞机故障率和各个系统故障率之间的关系方程。图 1-18 给出了军用飞机的整机故障率，图 1-19 给出了军用飞机的维修率。

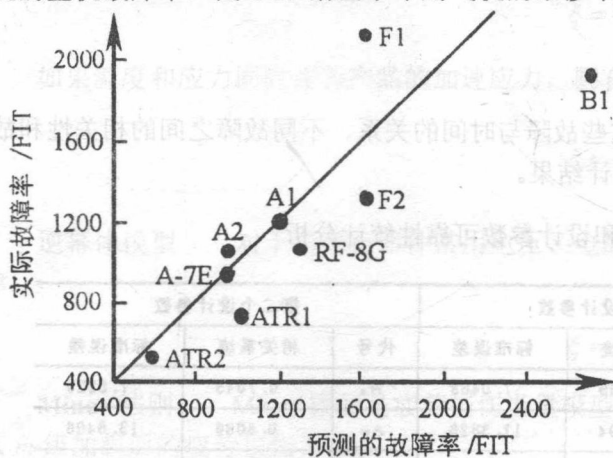


图 1-18 军用飞机整机故障率

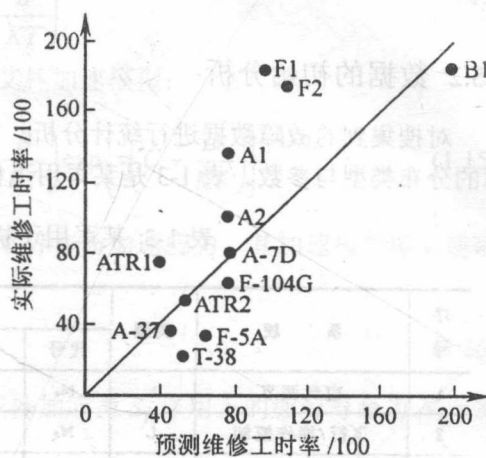


图 1-19 军用飞机的维修率

1.5.5 技术进展因子

飞机所利用的技术进展的程度明显地取决于当时地工艺状况。技术进展对飞机地各个系统地作用是不同的。对于飞机的可靠性问题，其技术进展因子(TIF)可用线性描述，如以 1952 年的数据为基点，技术进展因子可表述为：

$$TIF = a + bY_{1952} \tag{1.18}$$

1.5.6 维修性设计

飞机的可靠性与维修性密切相关，飞机的固有可靠性是设计出来的，但飞机的使用可靠性与维修密切相关。飞机的维修性也取决于设计。

飞机的维修性在很大程度上与飞机结构的开敞性有关，表 1-4 给出了 K-8 飞机的开敞性数据，表 1-5 是我国几种军用飞机的开敞性数据的比较，图 1-20 是美国 B-2 开口示意图。

表 1-4 K-8 飞机的开敞性

口盖类型	数量(个)	面积 (m ²)
A(不承力快卸)	45	6.4
B(承力快卸)	34	5.8
C(螺钉)	53	10.1
D(观察窗)	2	0.01
总计	134	22.42

表 1-5 我国几种军用飞机的开敞性

机型	口盖总数	总面积	飞机表面积	开敞率	快卸口盖	快卸口盖比
K-8	134	22.42	80.6	27.8%	79	59.0%
Q-5	255	23.50	148.2	15.9%	52	20.4%

阶段	任 务	程 序
技术经济可行性论证	论证实现整机可靠性目标值的技术和经济可行性。	1. 初步制定可靠性大纲; 2. 初步确定整机可靠性目标值; 3. 拟定可靠性设计准则初稿; 4. 经费预算; 5. 数据采集; 6. 可靠性关键技术立题分析。
总体方案论证	对初步设计方案提出关于可靠性的技术经济论证,为选定总体方案和技术设计提供依据。	1. 制定和实施可靠性大纲和计划; 2. 系统(子系统)总体方案可靠性论证; 3. 整机可靠性预测及权衡设计; 4. 初步 FMEA、FMECA 和 FTA 工作; 5. 分系统可靠性指标的确定; 6. 关键系统、关键设备和关键部件的确定; 7. 确定可靠性设计准则和可靠性技术措施; 8. 拟定产品可靠性增长计划; 9. 建立 FRACAS; 10. 拟定可靠性设计准则; 11. 初步确定功能测试、包装、贮存、装卸、运输、维护对可靠性的影响; 12. 进行方案可靠性设计评审,完成阶段报告文件审签。
工程研制	1. 详细设计阶段中:进行整机、系统、设备、部件的可靠性设计和分析工作; 2. 样机研制一型号合格证:严格按照设计文件进行样机研制、试验和评价;组织型号合格认证,使样机达到预定的可靠性指标。	1. 对元件和部件进行可靠性筛选; 2. 进行性能试验、环境试验和可靠性摸底试验,找出薄弱环节,提出改进措施; 3. 可靠性增长试验; 4. 可靠性鉴定试验、整机和系统的可靠性验证(含试飞); 5. 对试验和试飞中的问题进行失效分析,完成安全性和可靠性部分的试航性符合报告; 6. 完成最终可靠性报告,提交试航部门审查,构成取得飞机型号合格证的必备文件。
生产	继续验证设计的正确性,采取全面质量保证措施,使产品可靠性达到预定的要求,取得生产许可证。	1. 进行可靠性筛选试验; 2. 编制有关工艺文件,配置有关工艺装置和设备,设立质量控制点,严格把住生产质量关; 3. 完善可靠性技术文件; 4. 对生产中设计、工艺改进措施和可靠性报告进行评审和会签; 5. 根据生产的难易程度以及生产工艺质量保证准备情况决定是否取得生产许可证。
使用	1. 完善可靠性信息网络,验证可靠性实际水平; 2. 分析存在问题,采取改进措施; 3. 取得连续试航性。	1. 评定产品实际使用中的可靠性; 2. 可靠性数据采集、整理、分析、反馈,必要时进行更改设计。

1.6.3 可靠性增长管理

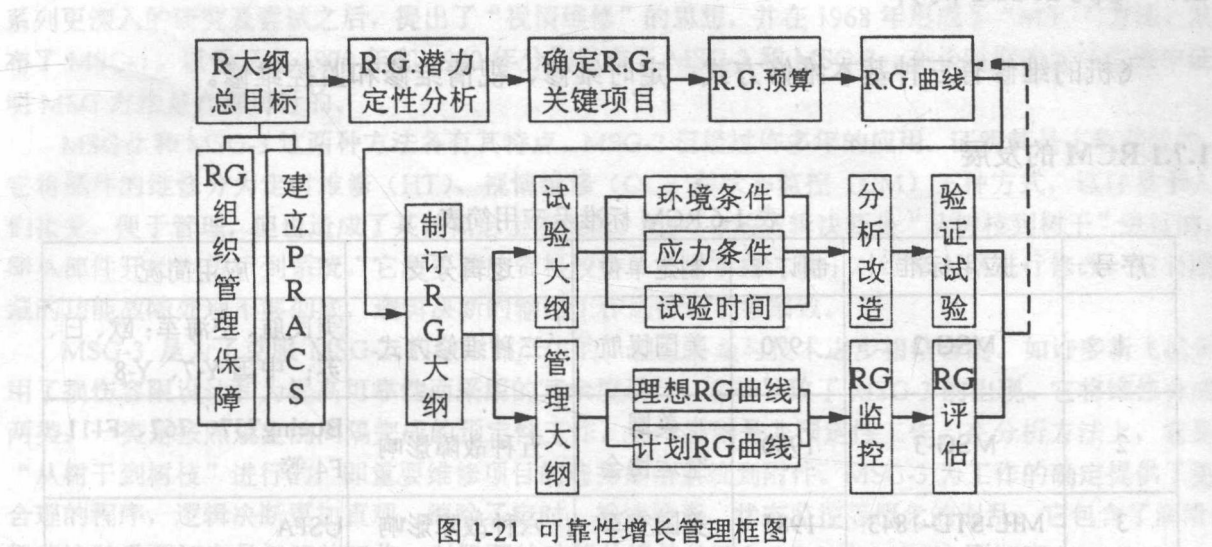


图 1-21 可靠性增长管理框图

1.6.4 可靠性评审

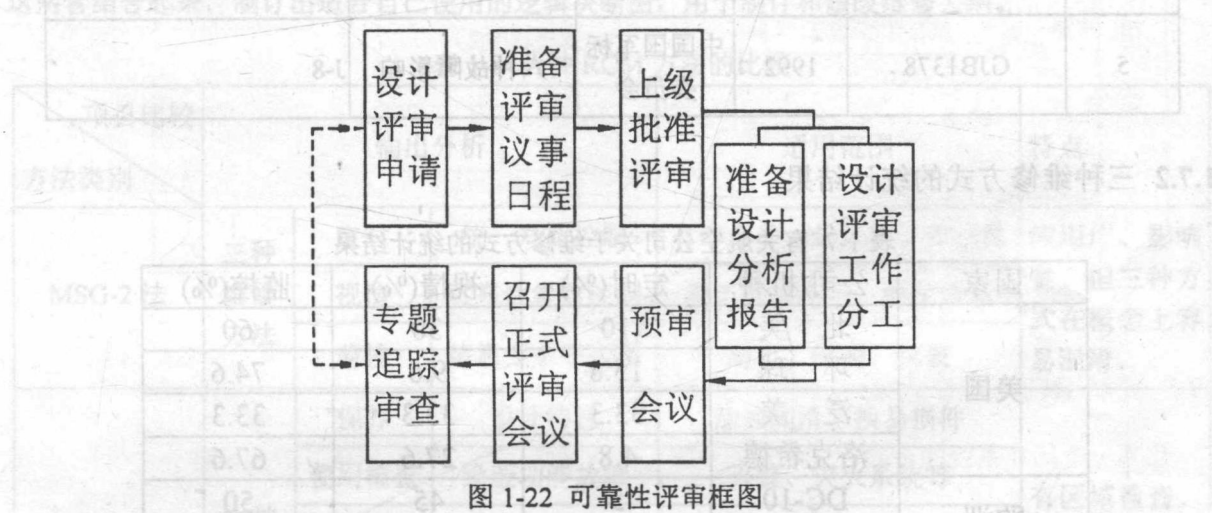


图 1-22 可靠性评审框图

1.6.5 建立故障信息闭环系统

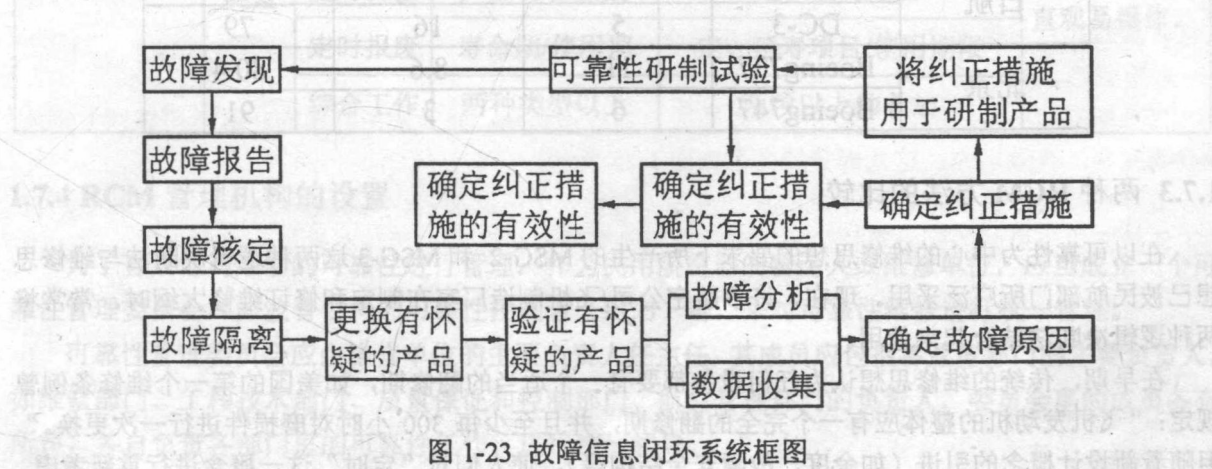


图 1-23 故障信息闭环系统框图