

空间推进系统可靠性评估方法的改进

陈 庆

(上海空间推进研究所, 上海 201112)

摘 要: 空间推进系统可靠性评估时, 采用 Lindstrom-Maddens (L-M) 法评估比传统方法得到的结果更高。对比分析评估数据后发现 L-M 法更合理, 因此建议采用 L-M 法进行可靠性评估, 可以在满足可靠性指标前提下防止对产品提出过分苛刻的要求, 从而降低设计难度和减少试验费用。

关键词: 空间推进系统; 可靠性评估; 评估方法改进; Lindstrom-Maddens 法

中图分类号: V434-34 **文献标识码:** A **文章编号:** 1672-9374 (2012) 02-0049-08

Improvement of reliability assessment method for space propulsion system

CHEN Qing

(Shanghai Institute of Space Propulsion, Shanghai 201112, China)

Abstract: When assessing the reliability of space propulsion system, the result obtained by Lindstrom-Maddens (L-M) method is much higher than by traditional method. By comparing and analyzing the data of assessment, it is revealed that L-M method is more reasonable. Therefore, the author suggests adopting L-M method in reliability assessment. Under the precondition of satisfying the reliability index, it can prevent an excessive strict demand on product, reduce the design difficulties and decrease the test cost.

Keywords: space propulsion system; reliability assessment; assessment method improvement; Lindstrom-Maddens method

0 引言

各种飞行器在研制中十分重视产品的可靠性, 对组成的各分系统分配了明确的可靠性指

标。在推进系统研制中, 产品的可靠性考核和验证是一项重要的工作, 在很大程度上影响着研制工作的时间和经费成本, 因此在产品研制策划时需要科学地制定产品可靠性考核方案, 花最短的时间和最小的经费代价达到总体分配的可靠性指

收稿日期: 2011-10-26; 修回日期: 2011-12-21

基金项目: 国家高技术项目 (2007AA705302)

作者简介: 陈庆 (1969—), 男, 高级工程师, 研究领域为空间推进系统总体设计

标。本文通过改进推进系统可靠性评估方法来优化可靠性考核方案，满足总体的可靠性指标。

1 推进系统组成及工作原理

推进系统的功能是接受控制系统指令信号，

短脉冲或长稳态打开和关闭指定的固定推力器，为飞行器姿态控制和正推加速等提供动力。

以恒压挤压式单组元催化分解推进系统为例，典型的系统原理见图1，主要由高压气瓶、充气阀、贮箱、加注阀、电爆阀、减压阀、液路膜片、多台推力器和各种结构件组成。

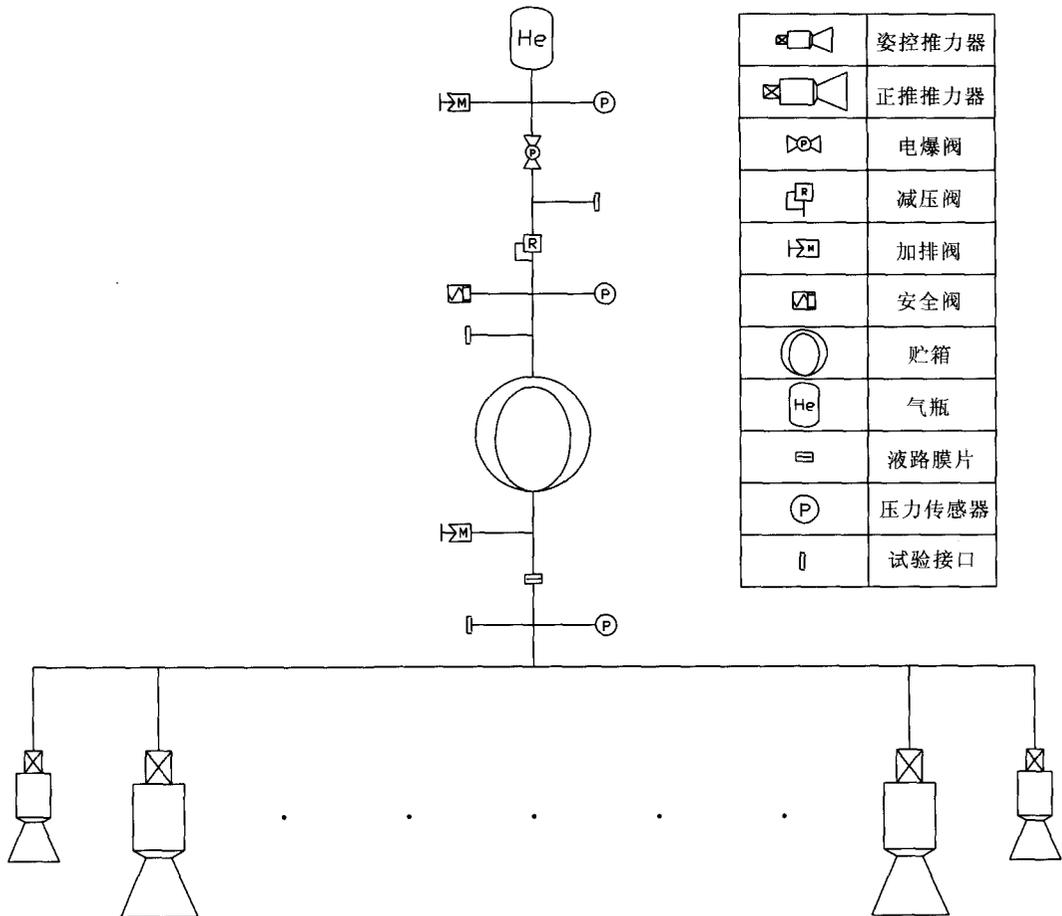


图1 推进系统原理图

Fig. 1 Schematic diagram of propulsion system

2 可靠性的传统分析方法

2.1 可靠性模型的假设

可靠性模型采用的一般假设如下：

在分析产品的可靠性时考虑可靠性框图方框所代表的单元的可靠性特征值；

所有连接方框的线没有可靠性值，不代表与

产品有关的导线和连接器；

产品的所有输入在规范极限之内；

用框图中一个方框表示的单元或功能失效就会造成整个产品的失效，有代替工作模式的除外；

就失效概率来说，用一个方框表示的每一单元或功能的失效概率是相互独立的；

当软件可靠性没有纳入可靠性模型时，应假

设整个软件是完全可靠的；

当人员可靠性没有纳入产品可靠性模型时，应假设人员完全可靠，而且人员与产品之间没有互相作用问题。

2.2 产品的失效定义

推进系统可靠性模型中考虑的各单机产品失效模式如下：

气瓶 壳体破坏，造成增压气体损失；

电爆阀 电爆阀未按要求工作，造成系统无法工作；

减压阀 启动后出口压力不正常，影响系统正常工作；

贮箱 贮箱破坏，造成推进剂损失或无法正常供应；

液路膜片 膜片未破，造成系统无法工作；

推力器 未按指令要求点火和提供控制力；

安装结构 结构件破坏或管路断裂、密封失效，造成系统无法正常工作。

2.3 可靠性框图

根据推进系统的功能及工作原理，对系统完成预定功能起决定作用的单机确定为系统的串联节点，结合可靠性模型假设，据此建立的系统可靠性框图见图 2a。

对于系统的结构件，通常单独考核，不作为串联环节之一计入系统可靠性指标范围内。

2.4 可靠性数学模型

可靠性框图中的每一个方框代表一个具有可靠性值的单元，所有方框连线没有可靠性值，但连线两端的方框通过连线存在相互作用，影响产品可靠性。挤压式推进系统影响产品可靠性的相互作用十分微弱，因而可假设所有方框对完成任务成败来说是相互独立的。可靠性框图只表明各单元在可靠性方面的逻辑关系，不表明各单元之间物理上及时间上的关系。系统的可靠性模型为由上述可靠性框图中各方框（单机）组成的串联结构可靠性模型，系统的总可靠度 R 为：

$$R = \prod_{k=1}^N R_k \tag{1}$$

式中： R_k 为第 k 个单机的可靠性。

2.5 可靠性分配

推进系统为不可修复的机电产品，其可靠性分配应采用评分法，分配因子是产品复杂性、成熟性、工作时间以及环境条件的等级的函数，等级可由工程人员独自确定或在一定范围内采取表决的方法确定。等级值在 1~10 之间，并按下述的方法确定：

复杂性 最复杂的系统的等级为 10，最简单的系统等级为 1；

成熟性 最不成熟的设计或方法的等级为 10，充分成熟的设计或方法的等级为 1；

工作时间 整个任务期内部都工作的单机的等级为 10，任务期内工作时间最少的单机的等级为 1；

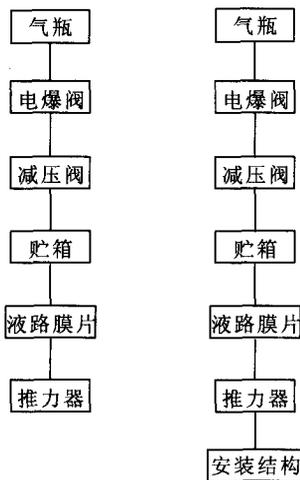
环境条件 预计会在十分恶劣的环境中工作的单机的等级为 10，环境条件最好的单机等级为 1。

分配因子按下列公式求得

$$C_k = \frac{W_k}{W} \tag{2}$$

$$W_k = \prod_{i=1}^4 r_{ik} \tag{3}$$

$$W = \prod_{k=1}^N W_k \tag{4}$$



(a) 传统的可靠性框图 (b) 改进的可靠性框图

图 2 推进系统的可靠性框图

Fig. 2 Reliability block diagram of propulsion system

式中： C_k 为第 k 个单机的分配因子； W_k 为第 k 个单机各因素的等级值之积； W 为各单机各因素等级之积的和； r_{ik} 为第 k 个分系统第 i 个因素的等级。 $i=1$ 表示复杂性； $i=2$ 表示成熟性； $i=3$ 表示工作时间； $i=4$ 表示环境条件。

2.6 可靠性考核评估方法

在对推进系统各单机任务功能、工作原理以及失效模式进行研究分析的基础上，结合其不同的特点和具体情况，确定可靠性评估特征量，采用工程可行的计量型（威布尔寿命型、指数寿命型、应力-强度型）或成败型方法评估产品的可靠性。

某些产品如液体火箭发动机的涡轮泵失效具有耗损性质，失效率并非恒值，其失效寿命数据符合威布尔分布，用威布尔寿命型方法评估。

某些产品如电子产品，其失效寿命符合指数分布，用指数寿命型方法评估。

某些产品如结构件，其失效取决于所受的应力和强度分布，用应力-强度型方法评估。

有些产品只要求试验结果取两种对立状态，例如成功与失败、合格与不合格、好与坏等，且各次试验彼此独立，这样的产品称为成败型产品，用成败型方法评估。

上述各种类型的可靠性评估具体方法可见参考文献 [3]，推进系统的可靠性评估大多符合威布尔型或成败型方法的要求。

3 可靠性评估方法的改进

3.1 可靠性框图

推进系统可靠性除各单机可靠性外，系统安装结构的可靠性也是一个重要环节，一旦安装结构破坏，必将引起系统失效。因此，对以上可靠性框图作出改进，将安装结构也作为系统可靠性串联环节之一，使之更符合实际情况，见图 2b。

3.2 串联系统可靠性评估

推进系统可靠性评估根据可靠性模型和框图可采用串联系统的评估方法，L-M（Lindstrom-Maddens）法是一种实用效果较好的方法，它是

根据串联系统可靠性取决于组成系统的最薄弱环节这个事实，利用各组成单元试验数据折合成系统等效试验数据，然后进行系统可靠性评估。

设系统由 k 个单元组成，试验数据为 (n_i, F_i) ， $i=1, \dots, k$ ， n_i 为第 i 个单元的试验数， F_i 为第 i 个单元的失败数，则系统可靠性最大似然估计为

$$\hat{R} = \prod_{i=1}^k \frac{n_i - F_i}{n_i} \tag{5}$$

将系统各组成单元的试验数从小到大排列为 $\{n_{(1)}, n_{(2)}, \dots, n_{(k)}\}$ ，并取系统等效试验数为 $n_{(1)}^* = n_{(1)}$ ，则系统等效失败数为

$$F = n_{(1)} \left(1 - \prod_{i=1}^k \frac{n_i - F_i}{n_i} \right) \tag{6}$$

记 $[F]$ 为不超过 F 的整数部分，取定置信度 γ ，由下式解得 R_1 ：

$$\sum_{x=0}^{[F]+1} \binom{n_{(1)}}{x} R_1^{n_{(1)}-x} (1-R_1)^x = 1-\gamma \tag{7}$$

由下式解得 R_2

$$\sum_{x=0}^{[F]} \binom{n_{(1)}}{x} R_2^{n_{(1)}-x} (1-R_2)^x = 1-\gamma \tag{8}$$

最后按 F 在 (R_1, R_2) 中进行线性内插，内插值即为系统可靠性置信下限的近似值 R_L 。

该方法适用于成败型试验数据单元的串联系统可靠性综合评估，使用简便，但对系统组成单元属非成败型试验数据时，必须通过另外的转换方法将其转变为成败型数据。下面介绍一种转换方法。

无论系统组成单元试验数据为何种类型，可以根据各自的原始试验数据得到各类型单元的可靠性点估计 \hat{R}_i 与可靠性置信下限 $R_L(\gamma)$ ，据此可将非成败型数据转换为成败型数据 (n_i^*, s_i^*) ， (n_i^*, s_i^*) 即为第 i 个单元转换后的试验数与成败数，它由下列方程组解得：

$$\begin{cases} s_i^* = n_i^* \hat{R}_i \\ \frac{1}{B(s_i^*, n_i^* - s_i^* + 1)} \int_0^{R_L(\gamma)} x^{s_i^*-1} (1-x)^{n_i^*-s_i^*} dx = 1-\gamma \end{cases} \tag{9}$$

上式是 B 分布函数， s_i^* 为失效点的排序。为保证方程组有解，用 $\gamma=0.5$ 的 $R_L(0.5)$ 代替 \hat{R} 。

4 可靠性评估实例

4.1 可靠性分配

以某型号推进系统为例，其原理参见图 1，

根据总体技术要求配置贮箱 2 个，安装在俯仰、偏航和滚动方向的姿控推力器 8 台，正推推力器 4 台，总体分配的系统可靠性为 0.985（置信度 $\gamma=0.7$ ），涉及图 2 可靠性框图的主要单机配套表及按上述方法开展的可靠性指标分配见表 1。

表 1 单机组成及可靠性分配表

Tab. 1 Components and their reliability assignment list

单机名称	数量	复杂性	成熟性	工作时间	环境条件	总分	归一化因子	可靠性下限	单件可靠性下限
气瓶	1	3	4	3	5	180	0.009 623 1	0.999 856	0.999 856
电爆阀	1	3	4	1	5	60	0.003 207 7	0.999 952	0.999 952
减压阀	1	4	4	3	5	240	0.012 830 8	0.999 808	0.999 808
贮箱	2	3	5	2	5	300	0.016 038 5	0.999 759	0.999 880
液路膜片	1	1	1	1	5	5	0.000 267 3	0.999 996	0.999 996
姿控推力器	8	5	7	7	7	13 720	0.733 493 7	0.988 998	0.998 618
正推推力器	4	5	6	5	7	4 200	0.224 538 9	0.996 632	0.999 157
合计						18 705	1		0.985 046

4.2 单机可靠性评估

工程上，根据上述可靠性数学理论已将处理方法通过开发计算机软件固化下来，评估时输入有关指标要求和试验结果，运行软件即可得到可靠性评估值。

以下将阐述推进系统各单机的可靠性特征参数、任务指标、考核方案以及使用程序评估得到的可靠性数值列于表 2 中，评估时置信度根据总体要求取 $\gamma=0.7$ ， m 为表征生产设备和工艺稳定性的参数，假定 $m=3.0$ 。

4.2.1 气瓶

气瓶为机械结构产品，用于贮存高压气体，其测试过程中需经过多次充放气。气瓶的主要失效模式为壳体疲劳破坏。选择气瓶充、放气次数作为特征量，通过压力循环寿命试验验证气瓶是否满足可靠性，用威布尔分布方法进行评估。

取 2 个气瓶，每个进行 100 次压力循环试验，按任务次数为 5 次（分别是气瓶验收试验中

常规气检、检漏各 1 次，总装过程中气瓶检漏 1 次，靶场测试中气瓶气检 1 次，飞行过程中气瓶工作 1 次），用威布尔方法评估可靠性。

4.2.2 电爆阀

推进系统的电爆阀用于隔离高压气体，主要失效模式为电爆未按要求起爆打开。

截至目前，推进系统该种电爆阀可靠性试验累计子样达 300 台，用成定型方法评估可靠性。

4.2.3 减压阀

推进系统使用减压阀将高压气体调节至挤压贮箱中推进剂所需的较低压力气体。减压阀的出口压力决定了发动机工作性能的稳定性和系统的安全性，减压阀的主要失效模式是在高压气体的启动冲击下阀门可能出现共鸣现象，从而造成出口压力出现明显的低频振荡及突然衰减或升高。因此，减压阀的可靠性评估选用启动冲击次数为特征量。

取 2 台减压阀，每台进行 30 次启动冲击试

验,按任务次数为1次,用威布尔方法评估可靠性。

4.2.4 贮箱

贮箱用于贮存、供应推进剂,失效模式主要为壳体或膜片的疲劳破坏。

取2个贮箱,每个进行100次排放试验,按任务次数为2次(装配过程中测试折算成1次,飞行中工作1次),用威布尔方法评估可靠性。

4.2.5 液路膜片

液路膜片用于系统未工作时将推进剂隔离在贮箱内,主要失效模式是未按要求破裂。

截至目前,推进系统膜片的累计使用子样数已达900件以上,用成败型方法评估可靠性。

4.2.6 姿控推力器

姿控推力器主要为脉冲工作方式,对单机可靠性鉴定的主要内容是考核脉冲工作可靠性。

取32台姿控推力器,每台进行30000次脉冲点火试验,按任务次数为10000次,用威布尔方法评估可靠性。

4.2.7 正推推力器

与姿控推力器类似,正推推力器也以脉冲工作次数作为可靠性考核特征量。

取9台正推推力器,每台进行20000次脉冲点火试验,按任务次数为3000次,用威布尔方法评估可靠性。

4.2.8 安装结构可靠性评估

推进系统安装结构可靠性主要问题在于发动机在振动环境条件下结构强度是否可靠,因此对整机考核的主要内容是整机振动寿命试验。推进系统以全箭飞行中振动环境最恶劣的量级和对应时间,一般以振动环境最恶劣的火箭一级飞行时间约2min作为可靠性考核的任务要求,第1套按鉴定级振动量级试验2min,满足结构强度考核要求,第2套按验收级振动量级试验以满足分配的可靠性指标要求。

以2套推进系统,第1套进行鉴定级振动试验2min,第2套进行验收级振动试验30min,按任务时间为2min,用威布尔方法评估可靠性。

表2 推进系统各串联单机可靠性评估值

Tab. 2 Reliability assessment for all the series connection components of propulsion system

产品名称	单件可靠性下限	点估计	成败型试验数	成败型失败数
气瓶	0.999 925	0.999 957	51 790	2.24
电爆阀	0.995 995	1	300	0
减压阀	0.999 978	0.999 987	174 789	2.24
贮箱	0.999 995	0.999 997	809 208	2.24
液路膜片	0.998 663	1	900	0
姿控推力器	0.998 607	0.999 198	2 797	2.24
正推推力器	0.999 549	0.999 740	8 632	2.24
安装结构	0.999 643	0.999 795	4 312	2.24

4.3 系统可靠性评估

4.3.1 传统的方法评估

以现有可靠性考核方案的数据,按照可靠性数学模型,采用传统方法评估的系统可靠性为各单机可靠性下限的乘积(不含安装结构),即

$$R = \prod_{k=1}^7 R_k = 0.999\ 925 \times 0.995\ 995 \times 0.999\ 978 \times 0.999\ 995^2 \times 0.998\ 663 \times 0.998\ 607^8 \times 0.999\ 549^4 = 0.981\ 754 \quad (10)$$

该评估结果未能满足总体的可靠性指标要

求, 主要原因在于按成败型评估的电爆阀和液路膜片的可靠性评估值较低, 未达到分配值要求。

4.3.2 改进的方法评估

采用 L-M 法评估串联系统可靠性如下:

系统等效试验数为

$$n^* = \min\{n_1^*, n_2^*, n_3^*, n_4^*, n_5^*, n_6^*, n_7^*, n_8^*\}$$

$$= \min\{51\,790, 300, 174\,789, 809\,208, 900, 2\,797, 8\,632, 10\,928\}$$

$$= 300 \quad (11)$$

系统等效失败数为

$$F = n^* \times (1 - R_1 R_2 R_3 R_4^2 R_5 R_6^8 R_7^4 R_8)$$

$$= 300 \times (1 - 0.999\,957 \times 1 \times 0.999\,987 \times 0.999\,997^2 \times 1 \times 0.999\,198^8 \times 0.999\,740^4 \times 0.999\,795) = 2.31 \quad (12)$$

则该推进系统可靠性下限为 0.986 792 (点估计 0.992 300), 该值比传统方法评估所得的可靠性下限值 0.981 754 更高, 能够满足 0.985 的总体要求。

4.3.3 评估结果对比分析

传统方法评估的推进系统可靠性为各环节的可靠性下限乘积, 由于按成败型评估的电爆阀和液路膜片的可靠性评估值较低, 造成最终系统的可靠性评估下限更低。事实上, 按成败型评估产品的可靠性限于试验子样数少, 所得的可靠性下限低, 不足以说明产品实际的能力。这种按成败型方法评估, 而实际失败数为 0 的情况, 产品可靠性下限已较大地偏离了产品发生故障的真实概率, 造成可靠性评估数据更偏于保守, 增加了产品的研制难度和考核要求。

改进后推进系统可靠性评估采用 L-M 法, 从评估方法可以看出, 在计算系统等效失败数时, 各单机的可靠性采用了点估计值而非可靠性下限, 这样更符合系统实际的失效概率, 结果更合理和可信。以上述系统等效试验数和等效失败数按成败型评估的串联系统可靠性数据更能够反映系统的实际情况, 防止了对系统各单机的过严考核要求。

4.3.4 可靠性再分配和评估结果

推进系统以同样的可靠性考核试验数据, 采

用 L-M 法评估比传统方法所得可靠性更高, 而且还有一定裕度, 因此可进行可靠性指标的再分配, 在满足系统可靠性指标的情况下, 降低高难度环节可靠性指标, 减少技术指标和研制费用。

该推进系统中研制难度最大的是姿控推力器, 可靠性考核方案取 26 台姿控推力器, 每台进行 30 000 次脉冲点火试验时, 则其可靠性点估计为 0.999 013, 成败型试验数为 2 273, 失败数 2.24, 可靠性下限为 0.998 286, 同样以 L-M 方法评估推进系统的可靠性为 0.985 118, 满足总体可靠性指标要求。

从以上 L-M 方法评估的实例可以看出, 电爆阀和液路膜片以成败型方法评估的试验数是基于真实的试验子样, 比其余单机按威布尔评估方法折算的试验数少得多, 不足以说明该单机的实际水平, 只是限于研制经费和时间条件, 未开展足够多的可靠性试验考核, 因此在可靠性评估时采用该数值作为系统等效试验数是过于苛刻了, 这从该单机的等效失败数为 0, 其他单机等效失败数为 2.24 就能看出差别。

若在用 L-M 法评估系统可靠性时剔除成败型方法评估的试验数, 其余单机折算的成败型试验数最小值发生在姿控推力器上, 这一结果与按威布尔方法评估姿控推力器单机可靠性最低是相吻合的, 因此 L-M 法评估系统可靠性时进一步的改进方法是剔除按成败型方法考核且失败数为 0 的试验数, 重新评估推进系统的可靠性为:

$$\text{系统等效试验数 } n^* = 2\,797, \text{ 系统等效失败数 } F = 21.53$$

$$\text{系统可靠性下限 } R = 0.991\,154, \text{ 点估计 } \hat{R} = 0.992\,302。$$

如此评估得到的系统可靠性值更高, 可再次进行可靠性分配, 降低姿控推力器单机的可靠性指标和试验次数。取 14 台姿控推力器, 每台进行 30 000 次脉冲点火试验时, 则其可靠性点估计为 0.998 168, 成败型试验数为 1 224, 失败数 2.24, 可靠性下限为 0.996 820, 同样以 L-M 方法评估推进系统的可靠性下限为 0.986 434, 满足总体要求, 但单机在同样考核方案所需试验子样数从 32 台减少至 14 台。 (下转第 74 页)

5 结束语

综上所述,依据统一软件开发过程和面向对象设计思想,借助目前各种优秀的面向对象编程语言,可以为大型火箭发动机地面试验测控系统软件设计带来较好的效果,在设计过程中就能最大程度地避免风险和适应工程项目的需求变化,从而在工程早期就确定一个可执行的软件架构,提高测控软件使用效率、减少操作和维护人员、更好的故障定位和系统扩展。

参考文献:

- [1] 比约尼尔(德). 软件工程卷 1~3[M]. 刘伯超,译. 北京:清华大学出版社,2010.
- [2] 何炳林,张焕文,梁柱扬,等. 基于 ADS1252 的数据采集模块设计[J]. 现代电子技术,2011,34(13): 139-141.

- [3] 邵维忠,杨芙清. 面向对象的系统分析,面向对象的系统设计[M]. 北京:清华大学出版社,2003.
- [4] KRUCHTEN P. The 4+1 view model of architecture[J]. IEEE Software, 1995, 12 (6): 42-50.
- [5] 张磊. 基于 FPGA 与 PCI 总线的实时控制计算机的设计与实现[J]. 电子设计工程,2011,19(20): 173-180.
- [6] KRUCHTEN P H, THOMPSON C H. An object-oriented, distributed architecture for large scale Ada systems [C]// Proceedings of the TRI-Ada '94 Conference. Baltimore, USA: ACM, 1994: 262-271.
- [7] 张春祥. 软件体系结构理论与实践[M]. 北京:中国电力出版社,2011.
- [8] 毛顿,郭庆平. LabVIEW 中用 DataSocket 技术实现网络化应用[J]. 现代电子技术,2002 (3): 70-71, 85.
- [9] 杨海成. 航天型号软件工程[M]. 北京:中国宇航出版社,2011.
- [10] 孙诚,王雪梅,张艳红. 连接计算机并口的数据采集系统[J]. 电子设计工程,2011,19(16): 48-50.

(编辑:陈红霞)

(上接第 55 页)

该推进系统可靠性评估方法,解决了传统方法评估对产品提出的过于苛刻的要求,评估得到数据更合理、可信,是一种具有优势、值得推荐的方法。

5 结论

对传统的空间推进系统可靠性评估方法进行了改进,将推进系统安装结构作为可靠性评估的串联环节之一,更符合实际情况。

采用 L-M 串联系统可靠性评估方法得到的推进系统可靠性数据更合理,在同样的试验方案情况下,比传统方法评估的可靠性更高,防止了传统方法对产品提出的过于苛刻要求。

在满足总体提出的可靠性指标前提下,通过可靠性指标的再分配可降低推进系统中可靠性最薄弱环节的可靠性指标,降低了推进系统的研制难度,同时也减少了试验次数,节省了经济成本

和试验时间。对推进系统可靠性考核、评估有较好的推广前景。

参考文献:

- [1] 国防科学技术委员会. GJB813-90 可靠性模型的建立和可靠性预计[S]. 北京:国防科工委军标出版发行部,1990.
- [2] 中国航空航天工业部. QJ2234-92 飞航导弹武器系统可靠性设计[S]. 北京:中国航空航天工业部第七〇八研究所,1992.
- [3] 周正伐. 航天可靠性工程[M]. 北京:中国宇航出版社,2008.
- [4] 中国航天工业总公司. QJ2933-97 地(舰)空导弹武器系统可靠性设计与分析指南[S]. 北京:中国航天工业总公司第七〇八研究所,1997.
- [5] 中国航天工业总公司. QJ2172A-2005 卫星可靠性设计指南[S]. 北京:中国航天工业总公司第七〇八研究所,2005.
- [6] 中国航天工业总公司. QJ1408A-98 航天产品可靠性保证要求[S]. 北京:中国航天工业总公司第七〇八研究所,1998.

(编辑:陈红霞)