

装备通用质量特性及寿命评估

基于性能参数的某发射箱前盖可靠性评估

刘龙涛, 张保刚, 张兴勇, 于喆, 俞刘建, 安庆升

(上海机电工程研究所, 上海 201109)

摘要: **目的** 有效评估某发射箱前盖发射任务的可靠性。**方法** 采用特征量为性能参数的可靠性验证试验和评估方法。**结果** 通过开展前盖可靠性验证试验, 结合开盖压力参数进行可靠性评估, 发射任务的可靠度满足要求。**结论** 基于性能参数的可靠性评估方法适用于高可靠性指标要求的成败型航天机械产品小子样评估。

关键词: 性能参数; 可靠性评估; 成败型; 小子样

DOI: 10.7643/issn.1672-9242.2020.06.019

中图分类号: TJ768.3

文献标识码: A

文章编号: 1672-9242(2020)06-0122-04

Reliability Assessment for Frangible Cover of a Launch Canister Based on Performance Parameters

LIU Long-tao, ZHANG Bao-gang, ZHANG Xing-yong, YU Zhe, YU Liu-jian, AN Qing-sheng
(Shanghai Electro-Mechanical Engineering Institute, Shanghai 201109, China)

ABSTRACT: To effectively evaluate the reliability of frangible cover for a launch canister, the method of reliability verification test and assessment was carried out based on the characteristic variables of performance parameters. The results of reliability verification test of the frangible cover in combination with the reliability assessment based on the parameters of opening pressure showed that the reliability of frangible cover meet the requirement. The reliability assessment method based on performance parameters is suitable for small sample assessment of success-or-failure aerospace machinery products with high reliability requirement.

KEY WORDS: performance parameter; reliability assessment; success-or-failure pattern; small sample

某发射箱前盖(以下简称前盖)是某舰载防空导弹发射箱的重要组成部分,具有发射时易裂不脱落的特征。前盖在箱弹产品贮存、运输、舰载值班等任务剖面下,与发射箱其余组件共同实现发射箱充氮正压气密状态,为导弹提供良好的贮存环境。在导弹垂直热发射任务剖面下,前盖在导弹发动机高压燃气作用下胀破开盖,为导弹提供发射出箱通道,且前盖不

脱落、无碎片产生,避免盖体脱落后损坏舰面设备或砸伤人员。发射任务剖面下,前盖开盖的可靠性直接关系到导弹成功发射的可靠性,武器系统对前盖发射任务可靠性具有较高可靠性指标要求。

针对高可靠的航天机械产品可靠性评估,周忠宝^[1]给出了融合性能退化数据和寿命数据获取寿命分布的一种贝叶斯方法,以及利用性能退化参数来进

收稿日期: 2019-11-16; 修订日期: 2019-12-26

Received: 2019-11-16; Revised: 2019-12-26

作者简介: 刘龙涛(1988—),男,硕士,工程师,主要研究方向为结构设计及可靠性分析。

Biography: LIU Long-tao (1988—), Male, Master, Engineer, Research focus: structure design and reliability analysis.

通讯作者: 于喆(1985—),男,硕士,高级工程师,主要研究方向为结构设计及分析。

Corresponding author: YU Zhe (1985—), Male, Master, Senior engineer, Research focus: structure design and analysis.

行可靠性评估的方法。李超^[2]给出了随机振动条件下机械产品采用应力强度干涉模型小子样可靠性评估方法。张保刚^[3]等基于有限元方法, 根据气密模型对发射筒 O 形密封结构的密封性能进行可靠性评估。上述方法可用于长期服役的航天机械产品可靠性评估, 但不适用成败型产品前盖发射任务的可靠性评估。发射任务下, 发射箱前盖在发动机燃气作用下的瞬间开盖过程与火工品发火过程类似, 只有一次性动作。李翰朋^[4]等针对火工品可靠性评估问题, 提出了一种采用共轭先验信息来求可靠性下限的方法。该方法没有充分利用产品性能试验数据, 导致可靠性评估的结果可能偏向保守。乔亮等^[5]提出了基于失效物理的电子产品可靠性预计方法, 但不能应用于可靠性评估。刘志全^[6]提出了航天机构类产品可以采用性能参数进行评估。结合失效物理分析, 针对高可靠要求的成败型机械产品采取性能参数进行可靠性评估, 既充分利用了产品性能又能节省试验费用。

1 成败型产品的可靠性评估方法

1.1 特征量为失败数

如果基于特征量为失败数方法进行可靠性试验制定, 则依据 GJB 376—87^[7]《火工品可靠性评估方法》。在根据可靠性指标 R (需要验证) 来设计此类成败型产品的可靠性试验方案时, 需要详细地说明试验对象、试验内容、试验条件、可靠性特征量 X 及其分布、可靠性指标 R 、试验判断风险 β () 和投试样数量 n 。

可靠性指标的公式为 $R=P(X>X_0)$, 其量值一般由武器系统来分配给各单机产品。 β 的公式为 $\beta=1-\gamma$ (γ 为置信度), 其量值一般由武器系统统一规定取值。 n 则需要参考被试产品投产批量 N 的大小来决定。

若 $N \geq 10n$, 当失败数 $F=0$ 时, 根据 R 和 β 决定 n :

$$n = \frac{\ln \beta}{\ln R} \quad (1)$$

若 $N < 10n$, 则 n 由式 (2) 决定或依据 R 、 N 和 γ 查 GJB 376 获得。

$$\sum_{i=1}^n \frac{n!(N-n)!(N-NR)!(NR)!}{N!x!(n-x)!(N-NR-x)!(NR-n+x)!} = 1-\gamma \quad (2)$$

因此, 可以认为可靠性试验的判断规则如下: 若 n 次成败型试验中失败数 $F=0$, 则产品满足可靠性指标。反之, 则不然。

1.2 特征量为性能参数

特征量为性能参数的航天产品较为普遍, 例如导弹舱段分离装置, 要求其输出的推力 X 既不能过大也

不能过小, 须控制在一定范围内; 飞船着陆器缓冲装置产生的过载系数 X 必须保证达到有效缓冲效果, 同时保证宇航员安全, 在生理可承受的范围内。这类产品的可靠性特征量就是其性能参数 X 。它将受到特征量容许下限 X_L 和上限 X_U 双侧参数的限制 ($X_L \leq X \leq X_U$), 可靠度 $R=P$ 。然而, 有些产品的性能参数只受到单侧参数的限制。例如, 在某航天产品中, 要求密封舱的漏率 X (可靠性特征量) 不大于特征量容许上限 (最大漏率) X_U , 即 $X \leq X_U$, 对应的可靠度 $R=P$ ($X \leq X_U$)。

一般而言, 对于那些特征量受双侧参数限制的情况, 在给出 X_L 和 X_U 的同时, 还需给出特征量下限超差概率 p_1 和上限超差概率 p_2 。 p_1 和 p_2 满足关系式 $R=1-(p_1+p_2)$ 。其中, X_L 、 X_U 、 p_1 、 p_2 均为设计指标。

假设 n 次试验获得的样本有效观测值为 $x_i (i=1, 2, \dots, n)$, 则样本均值 $\bar{x}$ 和样本标准差 S 分别为:

$$\bar{x} = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n x_i, S = \sqrt{\frac{\sum_{i=1}^n (x_i - \bar{x})^2}{n-1}} \quad (3)$$

可靠性试验结果的判断规则如下所述。

1) 对于要求 $X \leq X_U$ 的情况, 在其特征量受单侧参数限制的时候, 可以通过查阅 GB 4885^[8]中 R 、 n 、 γ 的值求得裕度系数 K , 若 $\bar{x} + KS \leq X_U$, 则说明设计的产品能够满足可靠性指标; 对于要求 $X \geq X_L$ 的情况, 若 $\bar{x} - KS \geq X_L$, 则说明能够满足可靠性指标。否则, 就表明设计的产品不满足可靠性指标, 需要继续优化改进, 提高产品的可靠性。

2) 对于要求 $X_L \leq X \leq X_U$ 的情况, 若 $(\bar{x} - K_1 S, \bar{x} + K_2 S) \in (X_L, X_U)$, 则说明设计的产品满足可靠性指标。其中, K_1 和 K_2 可以通过查阅 QJ 1384^[9]中 n 、 γ 、 p_1 、 p_2 的值获得。

综上所述, 当设计师在设计此类特征量即为性能参数的航天产品的可靠性试验方案时, 无论是产品的特征量受单侧参数限制还是双侧参数限制, 都需要设计师在试验方案中详细地列出试验对象、试验内容、试验条件、可靠性特征量 X 及其分布、特征量容许限 (下限 X_L 或上限 X_U)、可靠性指标 R 、试验判断风险 β 和投试数量 n 。其中, R 和 β 一般由航天产品的分系统和总体来共同确认, n 一般大于 5。

对于复杂的系统级产品, 特别是航天系统的可靠性评估, 则需要根据系统的特点构建可靠性模型, 进行可靠性综合评估^[10]。

2 前盖可靠性验证试验

2.1 可靠性指标要求

武器系统分配给前盖的可靠性指标为: 在置信度 $\gamma=0.7$ 时, 前盖开盖的可靠度不低于 0.999。合格判据

为:导弹发射时,前盖在发动机燃气压力作用下沿着应力槽胀开,前盖盖体分为均匀的四片,且不脱落,开盖压力不小于 0.06 MPa。前盖开盖过程为瞬间的一次性动作,开盖结果只有成败之分,与火工品发火过程类似。

2.2 采用失败数的可靠性验证试验

前盖可靠性验证试验对象为验收合格的前盖,试验内容为模拟发动机点火时前盖受压开盖,试验条件为常温常压条件,可靠性特征量为前盖开盖是否成功(符合二项分布),可靠性指标 $R=0.999$ 、试验判断风险 $\beta=0.3$,则试验样本数 n 为:

$$n = \frac{\ln \beta}{\ln R} = 1200$$

由于前盖有生产过程复杂、周期长及制造成本较高等特点,基于研制周期和研制成本考虑,显然基于特征量为失败数的可靠性试验方案(试验样本量为 1200 只前盖)在航天工程应用中是不能接受的,因此采用二项分布评估方法不可行。

2.3 采用性能参数的可靠性验证试验

基于特征量为性能参数的可靠性试验方案制定时,首先要明确前盖产品的哪个性能参数为特征量。导弹发射时,发动机点火产生大量的燃气,在封闭的发射箱内迅速积蓄压力,当压力上升至前盖破坏临界点,前盖将会沿应力槽破裂胀开。系统给的性能指标要求为“前盖开盖压力不小于 0.06 MPa 时,盖体则应被可靠胀破,且无脱落”。盖体的结构强度是影响盖体正向承压可靠度的主要因素,开盖压力直接表征盖体强度,因此选取开盖压力为特征量。确定开盖压力为可靠性特征量后,按照上述提供的可靠性验证试验制定方法,确定可靠性验证试验方案,见表 1。前盖生产过程受控,工艺参数分布符合正态分布,因此前盖的开盖压力也符合正态分布。

表 1 可靠性验证试验方案
Tab.1 Reliability verification test scheme

序号	项目名称	项目内容
1	试验对象	验收合格的前盖
2	试验内容	前盖动压开盖试验
3	试验条件	常温常压环境
4	可靠性特征量	测量前盖开盖压力 σ
5	特征量分布规律	正态分布
6	特征量容限	前盖开盖压力不小于 0.06 MPa
7	可靠度	$R=0.999$
8	任务时间	导弹发射时发动机点火瞬间
9	试验判断风险	$\beta=0.3$
10	试件数量	$n=6$

依据 $R=0.999$, $n=6$, $\gamma=0.7$ 查 GB 4885 得到可靠性特征量裕度系数 K 应不小于 4.025,前盖才能满足可靠性指标要求。

将被试前盖反向放置,密封面朝上,与台面接触部位用干净的软布或海棉铺垫,检查密封面及密封沟槽并进行清理。确认压力传感器和数据采集系统连接正确,且正常工作,阀门开闭正确。将密封圈放入沟槽,然后将被试产品框对准动态胀破试验工装的接口法兰进行装配,要求螺钉受力均匀。完成设备调试及产品安装后,试验设备及产品安装如图 1 所示。开启充气阀门,向贮气罐内充入 0.4 MPa 的压缩空气,模拟导弹发动机燃气压力。开启数据采集系统,启动放气阀门,贮气罐内的压缩空气快速释放胀破盖体。采集盖体破裂时的最高瞬间压力,胀破后查看盖体破裂情况。

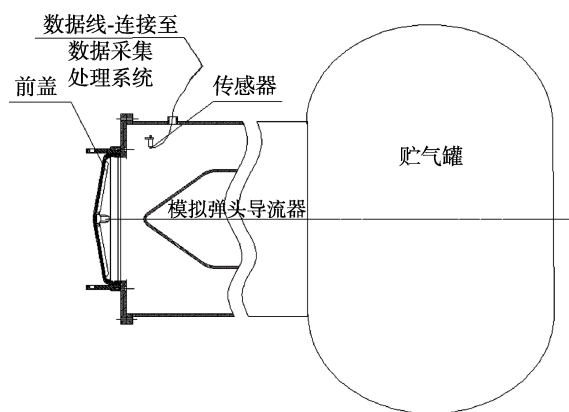


图 1 试验装置
Fig.1 Test instrument

生产了 6 只验收合格的前盖进行了动压胀破试验,试验过程顺利,试验后检查产品展开情况均正常,四片裂片沿应力沟槽均匀断裂,盖体无脱落,符合设计要求,如图 2 所示。



图 2 前盖胀破试验
Fig.2 Burst test of frangible cover

试验测试的前盖开盖压力的数据结果见表 2。开盖压力均大于 0.06 MPa,满足性能指标要求。

表 2 前盖动压胀破试验结果
Tab.2 Dynamic pressure burst test results of frangible cover

序号	产品编号	开盖压力测量 结果 σ /MPa	试验现象
1	01-19	0.107	六只前盖均呈 四瓣开启，且 无脱落
2	02-19	0.093	
3	03-19	0.088	
4	04-19	0.103	
5	05-19	0.116	
6	06-19	0.097	

3 前盖发射任务可靠性评估

根据表 2 的试验数据，计算得到前盖可靠性特征量开盖压力 σ 的正态分布统计参数：

$$\bar{\sigma} = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n \sigma_i = 0.100\ 667\ \text{MPa}$$
$$S = \sqrt{\frac{\sum_{i=1}^n (\sigma_i - \bar{\sigma})^2}{n-1}} = 0.009\ 25\ \text{MPa}$$

则 $\bar{\sigma} - KS = 0.063\ 437\ \text{MPa}$ ，而 $X_L = 0.06\ \text{MPa}$ ，因此 $\bar{\sigma} - KS > X_L$ 。说明前盖可靠性指标满足“置信度 $\gamma = 0.7$ 时，前盖开盖的可靠度不低于 0.999”的要求。

为得到前盖的发射任务可靠度，得到开盖压力设计裕度：

$$K' = \frac{\bar{\sigma} - X_L}{S} = 4.396$$

因此在置信度 $\gamma = 0.7$ 、样本量为 6、设计裕度为 4.396 时，查 GB 4885 得到前盖发射任务可靠度为 0.9996，满足系统分配的可靠性指标要求。

在可靠性验证试验中，为评估前盖可靠性，如果采用常规的成败性二项分布评估方法来制定可靠性验证试验方案，需要庞大的试验子样和试验经费，实际工程中无法接受。基于特征量为关键性能参数的可靠性评估方法，为前盖可靠性指标验证提供了一种可能。

4 结语

针对具有高可靠性指标要求的某航天产品，文中给出了两种可靠性评估方法。成败型产品若采取特征量为失败数的评估方法，需要庞大的样本量，较长的研制周期和巨大的研制成本，工程应用中无法接受。可以通过分析产品特点，提取影响产品成败的主要性能参数，采取基于特征量为性能参数的可靠性评估方法，充分利用了产品性能参数，既保证了评估的准确性，又能在小样本条件下进行可靠性评估。最后给出了某型发射箱前盖可靠性验证试验方案，并对试验结果进行了评估，采用小子样的验证试验。结果表明，

前盖满足可靠性指标要求。

参考文献：

[1] 周忠宝, 厉海涛, 刘学敏, 等. 航天长寿命产品可靠性建模与评估的 Bayes 信息融合方法[J]. 系统工程理论与实践, 2012, 32(11): 2517-2522.
ZHOU Zhong-bao, LI Hai-tao, LIU Xue-min, et al. A Bayes Information Fusion Approach for Reliability Modeling and Assessment of Spaceflight Longlife Product[J]. Systems Engineering Theory & Practice, 2012, 32(11): 2517-2522.

[2] 李超, 王金诺. 随机振动下小子样机械产品可靠性评估[J]. 机械设计, 2003(11): 30-33.
LI Chao, WANG Jin-nuo. Reliability Evaluation for Less Sub—Samples of Mechanical Product under Random Vibration[J]. Journal of Machine Design, 2003(11): 30-33.

[3] 张保刚, 刘龙涛, 张兴勇, 等. 发射筒 O 形密封结构密封性能预估研究[J]. 空天防御, 2019, 2(3): 8-11.
ZHANG Bao-gang, LIU Long-tao, ZHANG Xing-yong, et al. Leak Rate Prediction of Launching Canister’S O-ring Sealing Structures[J]. Air & Space Defense, 2019, 2(3): 8-11.

[4] 李翰朋, 宣兆龙, 朱宏. 无验前信息的成败型弹药产品可靠性评估[J]. 兵工自动化, 2018, 37(7): 70-79.
LI Han-peng, XUAN Zhao-long, ZHU Hong. Reliability Evaluation for Success-or-failure Pattern Ammunition Products without Priori Information Distribution[J]. Ordnance Industry Automation, 2018, 37(7): 70-79.

[5] 乔亮, 李传日, 刘龙涛. 基于故障物理的可靠性仿真试验的应用[J]. 装备环境工程, 2012, 9(2): 7-11.
QIAO Liang, LI Chuan-ri, LIU Long-tao. Application of Reliability Simulation Test Based on Failure Physic[J]. Equipment Environmental Engineering, 2012, 9(2): 7-11.

[6] 刘志全. 航天器机构的可靠性试验方法[J]. 中国空间科学技术, 2007, 27(4): 34-43.
LIU Zhi-quan. Reliability Test Methods of Spacecraft Mechanisms[J]. Chinese Space Science and Technology, 2007, 27(4): 34-43.

[7] GJB 376—87, 火工品可靠性评估方法[S].
GJB 376—87, Assessment Method Reliability of Initiating Devices[S].

[8] GB 4885—85, 正态分布完全样本可靠度单侧置信下限[S].
GB 4885—85, One-sided Reliability Confidence Lower Limit of Normal Distribution Complete Sample[S].

[9] QJ 1384—88, 正态分布双侧容许限系数表[S].
QJ 1384—88, Table of Bilateral Allowable Limit Coefficients of Normal Distribution[S].

[10] 周正伐. 航天可靠性工程[M]. 北京: 中国宇航出版社, 2006.
ZHOU Zheng-fa. Aerospace Reliability Engineering[M]. Beijing: China Aerospace Publishing House, 2006.