

文章编号:1000-8055(2011)11-2475-05

通信卫星推力器可靠性评估方法

毛晓芳^{1,2}, 岳晓蕊³, 傅惠民³

- (1. 北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100191;
2. 中国空间技术研究院 北京控制工程研究所, 北京 100190;
3. 北京航空航天大学 小样本技术研究中心, 北京 100191)

摘 要: 针对通信卫星推力器服役寿命长、试验费用高、寿命试验所得数据通常较少等具体特点,提出一种推力器极少失效数据可靠性评估和寿命预测方法,并建立不同试验工况下试验信息的相互折算原则,有效解决了通信卫星推力器的高精度可靠性评估难题. 对某型推力器脉冲试验和稳态试验数据进行了处理,分别给出其同步轨道运行可靠性和转移轨道运行可靠性评估结果.

关 键 词: 通信卫星推力器; 同步轨道; 转移轨道; 极少失效数据; 无失效数据; 可靠性评估
中图分类号: V474.2; TB301; O211 **文献标志码:** A

Reliability evaluation of communication satellite thruster

MAO Xiao-fang^{1,2}, YUE Xiao-rui³, FU Hui-min³

- (1. School of Astronautics,
Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China;
2. Beijing Institute of Control Engineering,
China Academy of Space Technology, Beijing 100190, China;
3. Research Center of Small Sample Technology,
Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: A reliability evaluation and life prediction method on communication satellite thruster was established for its characters of long life, high manufacturing cost and experimental expense, and most of the obtained data are zero-failure data or very few failure data. For the difficulty to evaluate the reliability of satellite thrusters, a converting principle of information among different test conditions was provided, and successfully solved this problem. Based on these approaches, the reliability of communication satellite thruster can be evaluated with high precision. Data from impulse test and steady test of a thruster were analyzed, and the reliability evaluation for its geostationary orbit and transfer orbit were derived.

Key words: communication satellite thruster; geostationary orbit; transfer orbit; very few failure data; zero failure data; reliability evaluation

随着航天科技的不断发展,通信卫星的寿命和可靠性不断提高^[1]. 例如,从我国发射的首颗通信卫星“东方红二号”的设计寿命为 3 年^[2],到现在“东方红四号”的设计寿命为 15 年,通信卫星的设计寿命提高了 5 倍,目前国外通信卫星的设计

寿命一般也在 10~15 年^[3]. 推力器是为通信卫星转移轨道和同步轨道运行期间姿态控制提供动力的重要设备,一旦失效将直接影响到整星的正常使用,这就要求它与通信卫星有着相同甚至更高的寿命.

收稿日期:2011-05-30; 修订日期:2011-07-01

作者简介:毛晓芳(1971—),女,辽宁复县人,博士生,从事卫星用推力器技术及可靠性研究.

但是,由于卫星推力器的制造和试验成本都非常高,一台推力器的费用动辄需要几百万元,导致工程中可承受的试验子样数量有限,同时受到研制周期紧迫的影响,其寿命试验往往无法长时间地进行,试验结果多为无失效数据或极少失效数据.对于这种试验信息量非常有限的情况,可靠性分析难度较大,国内外对其可靠性评估方法的研究较少,给通信卫星推力器及整星的可靠性评定工作带来许多困难.

文献[4-5]针对卫星推力器试验结果为无失效数据的情况,建立了一种可靠性评估和寿命预测方法,本文将在文献[6]的基础上,进一步提出通信卫星推力器极少失效数据可靠性评估和寿命预测方法,同时通过对不同试验工况下信息的开发利用,有效提高分析精度.

1 通信卫星推力器的特点

一颗通信卫星通常会配备多台推力器,并且将其分成两个完全独立的互为备份的分支^[1],在通信卫星服役期间,推力器需要完成不同的任务要求.根据任务形式的不同,通信卫星推力器的工作状态包括两种:在通信卫星轨道转移时,推力器处于稳态连续工作状态;当卫星到达同步轨道后,通信卫星需要不断的进行姿态调整、位置保持,此时推力器处于脉冲循环工作状态.因此,推力器的可靠性包含两个方面:转移轨道运行可靠性和同步轨道运行可靠性.

通信卫星推力器属于机电设备,根据工程经验,无论其脉冲循环寿命还是稳态连续寿命,均可用两参数 Weibull 分布来描述,分布函数为

$$F(t) = 1 - \exp\left[-\left(\frac{t}{\beta}\right)^\alpha\right] \quad t > 0 \quad (1)$$

式中形状参数 α 反映了推力器寿命离散程度及生产质量一致性,特征寿命 β 反映了推力器的设计及工艺水平.

2 推力器极少失效数据的可靠性评估

设随机抽取 n 个通信卫星推力器子样进行寿命试验(稳态连续试验或脉冲循环试验).设各推力器子样的试验停止时间分别记为 $t_1, t_2, \dots, t_n$,且其中仅有 r 个为推力器失效数据,其余 $n-r$ 均为人为截止时间,即未失效数据.

当形状参数 α 已知时,令

$$z = t^\alpha \quad (2)$$

$$\theta = \beta^\alpha \quad (3)$$

将式(2)和式(3)代入式(1),可得

$$F(z) = 1 - \exp\left[-\frac{z}{\theta}\right] \quad (4)$$

即 $z = t^\alpha$ 服从平均寿命为 θ 的指数分布.根据指数分布的可靠度置信下限^[7]可得,当 Weibull 分布形状参数 α 已知时,其给定寿命 t 的可靠度 $R(t)$ 的单侧置信下限为^[6]

$$R_{\text{low}}(t) = \exp\left[-\frac{t^\alpha \chi_{1-\gamma}^2(2r+2)}{2 \sum_{i=1}^n t_i^\alpha}\right] \quad (5)$$

式中 γ 为置信水平, $\chi_{1-\gamma}^2(2r+2)$ 表示自由度为 $2r+2$ 的 χ^2 分布的 $1-\gamma$ 上侧分位点.

对于新型通信卫星推力器来说,其 Weibull 分布的形状参数 α 通常是未知的,无法直接根据式(5)求得可靠度下限.但是,国内外通过对大量试验数据的统计分析,已经积累了许多常用材料结构的形状参数下限 α_0 .例如:铝合金结构 $\alpha \geq 4$; 钛合金结构 $\alpha \geq 3$; 钢结构 $\alpha \geq 2.2$ ^[8-10].

在形状参数下限 α_0 已知的情况下,若给定寿命 t 满足

$$t \leq \exp\left[\frac{\sum_{i=1}^n t_i^{\alpha_0} \ln t_i}{\sum_{i=1}^n t_i^{\alpha_0}}\right] \quad (6)$$

则可靠度 $R(t)$ 置信水平为 γ 的单侧置信下限可根据下式计算^[6]

$$R_{\text{low}}^*(t) = \exp\left[-\frac{t^{\alpha_0} \chi_{1-\gamma}^2(2r+2)}{2 \sum_{i=1}^n t_i^{\alpha_0}}\right] \quad (7)$$

在工程实际中,可根据通信卫星推力器的具体选材和失效情况,充分利用已有的统计信息,来确定其寿命分布的形状参数下限 α_0 .

3 推力器极少失效数据的寿命预测

当 Weibull 分布形状参数 α 已知时,其给定可靠度 R 的使用寿命 t_R 的单侧置信下限为^[6]

$$t_{\text{Rlow}} = \left[-\frac{2 \ln R}{\chi_{1-\gamma}^2(2r+2)} \sum_{i=1}^n t_i^\alpha\right]^{\frac{1}{\alpha}} \quad (8)$$

同样,如果形状参数 α 未知,但其下限 α_0 已知,则若给定的可靠度 R 满足

$$R \geq \exp\left\{-\frac{\chi_{1-\gamma}^2(2r+2)}{2} \exp\left[\frac{\sum_{i=1}^n t_i^{\alpha_0} \ln t_i^{\alpha_0}}{\sum_{i=1}^n t_i^{\alpha_0}} - \ln \sum_{i=1}^n t_i^{\alpha_0}\right]\right\} \quad (9)$$

其可靠寿命 t_R 置信水平为 γ 的单侧置信下限可根据下式计算^[6]

$$t_{Rlow}^* = \left[-\frac{2\ln R}{\chi_{1-\gamma}^2(2r+2)} \sum_{i=1}^n t_i^{a_0} \right]^{\frac{1}{a_0}} \quad (10)$$

4 不同工况下的试验信息开发利用

由于试验时间和成本的限制,单个试验工况下的试验信息往往较少.在通信卫星推力器的可靠性试验中,为了充分了解推力器的可靠性能,往往除了额定工况下的试验任务外,还需在较额定工况更为恶劣的工况下进行摸底试验,因此,可以考虑将不同试验工况下的数据进行综合开发利用,以有效提高额定工况下推力器的可靠性评估精度.

4.1 无失效数据的情况

无失效数据是通过人为中止试验得到的,不能正确反映寿命随机分布的正确信息,因此,若一个试验工况下的寿命数据为无失效数据,则无法得到该工况与其他工况下试验信息的定量转换关系.

但是,由于推力器在较恶劣的工况下更容易发生失效,因此可以认为:如果推力器在较为恶劣的工况下经历一定的试验量后没有发生失效或刚好失效,则其在额定工况下经历相同试验量则不会发生失效.利用该信息转换原则,可以将恶劣工况下的未失效数据或失效数据直接转换到额定工况下的未失效数据,从而增加额定工况下的试验信息量.然后采用文献[4]方法进行推力器的可靠性评估和寿命预测.

4.2 极少失效数据的情况

设第 i 个工况下的寿命试验数据记为 $t_{i1} \leq t_{i2} \leq \dots \leq t_{in_i}$, 其中 $t_{ih_i} \leq t_{i(h_i+1)} \leq \dots \leq t_{in_i}$ ($1 \leq h_i < r_i \leq n_i$) 为连续失效数据,其余均为未失效数据,当 $i=0$ 时代表额定工况.根据不同试验工况下的累积失效概率等效原则^[11-12],可以通过如下折算公式^[6],将第 i 个工况下的数据 t_{ij} 折算为额定工况下的数据 $t_{0-i,j}$

$$t_{0-i,j} = c_{0-i}^{\frac{1}{a_0}} \frac{t_{0,s_0}}{t_{is_i}} t_{ij} \quad j = 1, 2, \dots, n_i \quad (11)$$

式中

$$c_{0-i} = \frac{\sum_{k=h_i}^{s_i} (n_i - k + 1)^{-1}}{\sum_{k=h_0}^{s_0} (n_0 - k + 1)^{-1}} \quad (12)$$

其中 $s_i (h_i \leq s_i \leq r_i)$ 和 $s_0 (h_0 \leq s_0 \leq r_0)$ 的选择应使 c_{0-i} 不大于 1,且尽量接近于 1.

根据式(11)信息折算公式,可将恶劣工况下的失效数据折算为额定工况下的失效数据,未失效数据折算为额定工况下的未失效数据,从而增加额定工况下的试验信息量.然后采用本文第 2 节和第 3 节方法进行额定工况下推力器的可靠性评估和寿命预测.

5 某通信卫星推力器的可靠性评估

某通信卫星推进分系统对其所配备的推力器的可靠性指标要求如下

累积稳态连续点火时间: ≥ 20 h

累积脉冲循环寿命: ≥ 40 万次

同步轨道运行可靠度: 0.980 (置信水平为 60%)

转移轨道运行可靠度: 0.975 (置信水平为 60%)

为了对该型推力器在额定工况下所达到的可靠性水平是否满足上述指标要求进行评定,共抽取 15 台推力器子样进行额定工况下的寿命试验,具体试验结果列于表 1.此外,另抽取 2 台推力器在高压工况下进行摸底试验,试验结果列于表 2.

表 1 某通信卫星推力器寿命试验结果(额定工况)

Table 1 Life test results of satellite thrusters
(underrated test condition)

推力器 编号 i	试车 次数	脉冲循环 次数/万次	稳态试验 时间/h
1	1		>15
2	1		>40
3	1		>40
4	1	>60	
5	1		62.3
6*	2	23.2	>40
7	1	>40	
8	1		>40
9	1	>60	
10	1		>40
11	1	>60	
12	1		>40
13	1	>60	
14	1		>50
15	1	>60	

注:编号 6 推力器先进行了 40 h 稳态试验,然后又继续进行了 23.2 万次脉冲循环试验,最终推力器失效.

表2 某通信卫星推力器寿命试验结果(高压工况)

Table 2 Life test results of satellite thrusters
(under high voltage condition)

推力器 编号 i	试车 次数	脉冲循环 次数/万次	稳态试验 时间/h
16	1	>140	
17	1		47

根据该型推力器现有的寿命试验结果来看,其主要失效模式为推力室内壁高温烧穿.推力室材料为钛合金和铌合金,根据波音公司的统计数据,钛合金结构的形状参数 α 一般不小于 3,因此,可以取 $\alpha_0 = 3$.

5.1 高压工况下试验信息的开发利用

从表1和表2可以看到,对于脉冲循环试验,额定工况下所得数据为7个未失效数据(由于编号6推力器在经历40h稳态试验和23.2万次脉冲试验后发生失效,因此可以认为,如果其单独进行23.2万次脉冲试验或单独进行40h稳态试验,其均不会失效),高压工况下为1个未失效数据.根据4.1节信息转换原则可知,高压工况下的未失效数据140万次可以转换为额定工况下的未失效数据140万次.

对于稳态连续试验,额定工况下所得数据为9个未失效数据和1个失效数据,高压工况下为一个失效数据,根据4.2节式(12)可得,高压工况折算到额定工况的系数 $c_{k-1} = 1$,因此由式(11)计算可得,高压工况下的失效数据47.8h可以折算为额定工况下的失效数据62.3h,综上可得,额定工况下的稳态试验数据共有9个未失效数据和2个失效数据.

5.2 额定工况下推力器同步轨道可靠性评估

根据4.1节分析可知,进行信息转换后,额定工况下共得到8个未失效的脉冲试验数据,因此可根据文献[4]进行处理.由于

$$\exp \left[\frac{\sum_{i=1}^8 (t_i^3 \ln t_i)}{\sum_{i=1}^8 t_i^3} \right] = 85.97$$

因此, $t = 40 < 85.97$, 可得其置信水平为60%的可靠度单侧置信下限为

$$R_{\text{low}}^*(40) = \exp \left[\frac{40^3 \ln(1 - 0.6)}{\sum_{i=1}^8 t_i^3} \right] = 0.9851$$

5.3 额定工况下推力器转移轨道可靠性评估

根据4.1节分析可知,进行信息转换后,额定工况下共有9个未失效稳态试验数据和2个失效数据,因此可采用本文第2节方法进行处理.由于

$$\exp \left[\frac{\sum_{i=1}^{11} (t_i^3 \ln t_i)}{\sum_{i=1}^{11} t_i^3} \right] = 50.84$$

因此, $t = 20 < 50.84$, 满足式(6)条件,可根据式(7)求得其置信水平为60%的可靠度单侧置信下限为

$$R_{\text{low}}^*(20) = \exp \left[-\frac{20^3 \chi_{0.4}^2(4)}{2 \sum_{i=1}^{11} t_i^3} \right] = 0.9754$$

综上所述,该通信卫星推力器同步轨道运行和转移轨道运行的可靠度置信下限分别为0.9851和0.9754(置信水平为60%),均已满足推进分系统对其提出的可靠性指标要求.

6 结论

1) 根据通信卫星推力器的特点,提出通信卫星推力器极少失效数据的可靠性评估和寿命预测方法,在试验信息量有限的情况下,给出高精度的可靠性评估结果.

2) 针对无失效数据的情况,给出不同试验工况下试验信息的相互转换原则;针对极少失效数据的情况,给出不同工况下试验信息的折算公式,从而增加额定工况下的试验信息量,有效提高可靠性评估精度.

3) 通过对某通信卫星推力器的寿命试验数据处理,分别给出满足工程要求的同步轨道和转移轨道运行可靠度置信下限,对其可靠性水平是否达到指标要求进行评定.

参考文献:

- [1] 邵瑞芝, 范本尧. 长寿命通信卫星的可靠性研究[J]. 中国空间科学技术, 1996, 16(4): 24-33.
SHAO Ruizhi, FAN Benyao. Reliability study of long-life communication satellites [J]. Chinese Space Science and Technology, 1996, 16(4): 24-33. (in Chinese)
- [2] 伍科. 中国的人造卫星[J]. 航天返回与遥感, 1998, 19(1): 59-67.
WU Ke. Chinese artificial earth satellites [J]. Spacecraft Recovery and Remote Sensing, 1998, 19(1): 59-67. (in Chinese)
- [3] 陈杰. 国外主要通信卫星技术计划及其进展[J]. 中国航天, 2007, 30(2): 38-46.

- CHEN Jie. Development of foreign communication satellite technology[J]. Aerospace China, 2007, 30(2): 38-46. (in Chinese)
- [4] 王凭慧, 范本尧, 傅惠民. 卫星推力器可靠性评估和寿命预测[J]. 航空动力学报, 2004, 19(6): 745-748.
- WANG Pinghui, FAN Benyao, FU Huimin. Reliability assessment and life prediction for satellite engine[J]. Journal of Aerospace Power, 2004, 19(6): 745-748. (in Chinese)
- [5] 傅惠民, 王凭慧. 无失效数据的可靠性评估和寿命预测[J]. 机械强度, 2004, 26(3): 260-264.
- FU Huimin, WANG Pinghui. Reliability assessment and life prediction for zero-failure data[J]. Journal of Mechanical Strength, 2004, 26(3): 260-264. (in Chinese)
- [6] 傅惠民, 岳晓蕊, 张勇波. 极少失效数据的可靠性评估和寿命预测[J]. 航空动力学报, 2010, 25(8): 1855-1859.
- FU Huimin, YUE Xiaorui, ZHANG Yongbo. Reliability assessment and life prediction for very few failure data[J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(8): 1855-1859. (in Chinese)
- [7] 戴树森, 费鹤良, 王玲玲, 等. 可靠性试验及其统计分析: 下册[M]. 北京: 国防工业出版社, 1984.
- [8] Whittaker I C, Besuner P M. A reliability analysis approach to fatigue life of aircraft structures[R]. Renton, Wash., Boeing Co.: AD853263, 1969.
- [9] Whittaker I C. Development of titanium and steel fatigue variability model for application of reliability analysis approach to aircraft structures[R]. Renton, Wash., Boeing Co.: AD758219, 1972.
- [10] 实用飞机结构设计手册编委会. 实用飞机结构设计手册[M]. 北京: 航空工业部科技情报研究所, 1984.
- [11] 邝诗松, 王玲玲. 加速寿命试验[M]. 北京: 科学出版社, 1997.
- [12] Nelson W. Accelerated testing: statistical models, test, plans and data analyses [M]. New York: Wiley & Sons Inc., 2004.