

# 可靠性增长技术在载人航天 发动机研制中的应用

谭松林<sup>1</sup>, 张金容<sup>2</sup>

(1. 航天推进技术研究院, 陕西 西安 710100; 2. 陕西动力机械设计研究所, 陕西 西安 710100)

**摘 要:** 本文运用可靠性分析及设计技术、可靠性试验技术和可靠性管理技术对载人航天发动机可靠性增长研制过程进行了综述, 对其它型号发动机开展可靠性增长研究有一定的借鉴作用。

**关键词:** 发动机; 可靠性; 增长

**中图分类号:** V57

**文献标识码:** A

**文章编号:** (2004)04-0041-04

## The Application of Reliability Increasing in the Manned Spaceflight Rocket Engine

Tan Songlin<sup>1</sup>, Zhang Jinrong<sup>2</sup>

(1. Academy of Aerospace Propulsion Technology, Xi'an 710100, China;

2. Shaanxi Engine Design Institute, Xi'an 710100, China)

**Abstract:** The development process of reliability increasing of manned spaceflight rocket engine was overviewed by several kinds of technologies, including reliability analysis and design, reliability trial, reliability management. The methods are beneficial to other engines in the field of reliabilities increase studies.

**Key words:** engine; reliability; increase

### 1 引言

可靠性增长是对产品的可靠性或者是针对产品故障而言的。可靠性增长技术一般包括可靠性分析与设计技术、可靠性试验技术和可靠性管理技术。产品全寿命周期的各阶段都存在可靠性增长的

问题, 不同时期不同阶段的可靠性增长侧重点不一样。对载人航天发动机这样复杂的动力系统来说, 研制阶段的可靠性增长主要是通过可靠性分析技术找出零部件的可靠性薄弱环节和隐患, 加以设计改进和试验验证, 在所有组件的可靠性得到增长后, 再针对系统的适应性、可靠性边界余量进行整机的可靠性增长试验验证研究, 在试验过程中进一

收稿日期: 2004-01-02; 修回日期: 2004-02-30。

作者简介: 谭松林 (1966—), 男, 博士研究生, 研究领域为火箭发动机质量与可靠性。

步暴露系统的不完善和不协调的地方,反过来改进系统的匹配与组件对系统不适应的问题,进而达到一个满意的可靠性水平要求。

发动机研制经验表明:其可靠性增长的一般途径为设计改进——试验验证——再改进——再试验,从这一基本特征可以看出:可靠性增长的过程是一个闭环反馈过程。载人航天发动机可靠性增长是一个不断反复设计的过程,产品的再设计可达到可靠性增长的直接效果。

## 2 利用可靠性分析技术找出发动机的薄弱环节

在发动机寿命期的各阶段,尤其在研制阶段,通过试验暴露设计和工艺上的薄弱环节和缺陷,制定提高可靠性的措施,是可靠性增长的第一步。寻找发动机薄弱环节和缺陷的可靠性分析技术通常包括可行性研究、权衡分析、可靠性预计、FMECA分析、故障树分析、热分析、潜在通路分析以及设计评审等。当发动机的初步设计完成后,应借鉴各种试验,诱发产品故障,并通过故障分析找出故障产生的原因。发现故障和薄弱环节一般应从如下几个方面入手:外部经验分析、生产经验、使用经验。外部经验包括科技文献、类似产品的故障信息、上代产品提供的经验。利用可靠性分析技术实现可靠性增长的主要优点是,它可以减少或避免一些既昂贵又费时的试验。为了保证分析的准确性,第一,必须对所研制系统有深入的了解;第二,必须具有可供使用的分析及设计技术,或根据新产品的研制需要而开发的专用分析工具;第三,必须建立一个完善的数据库,保证为各种分析提供有效的输入信息。

载人航天发动机作为长征系列型号的改进型,其可靠性增长的第一步就是要结合过去同类产品故障信息、FMEA分析、可靠性预计等可靠性分析手段,找出发动机组件薄弱环节并加以设计改进与试验验证。通过研究,需要进行的可靠性增长改进具体体现在如下几个方面:

### 2.1 为提高火药起动器对环境的适应性,改善低温性能

原火药起动器对低温的适应能力差,载人航天发射可能遇到温度很低的天气情况,在发动机研制时

对火药起动器进行了可靠性增长设计,主要体现在将原火药双芳镁改为GHQ-3螺压无烟改性双基推进剂。研制初期进行的试验表明这种火药有良好的内弹道性能,但在进行火药起动器试验时发现挡药板上有很多 $\text{Al}_2\text{O}_3$ 固体残渣,这对涡轮工作显然是不能允许的。进一步进行可靠性增长的措施是将添加剂铝粉改为镁粉,有效解决了这一问题。改进的火药起动器通过了 $-40^\circ\text{C}\sim+50^\circ\text{C}$ 的试验,可以满足很宽温度范围内的发射要求。

### 2.2 对电爆管进行可靠性增长设计改进

改进以前的发动机采用非钝感电爆管控制发动机的工作时序。FMEA分析认为,这种电爆管抗外界静电荷分布偏差干扰能力弱。从国外发动机的测试操作看,确实发生过事故。例如,1964年美国雷神—德尔它火箭三级X-248发动机在工作人员进行操作时,造成静电荷重新分布,使电爆管误爆而意外点火,有三人死亡。在此之前,1963年11月该种发动机就发生过类似事故,当时是由于一名技术人员戴着橡皮手套偶然摩擦发动机的塑料隔板使发动机点火电爆管引线感应静电荷而引起的。鉴于上述情况,非钝感电爆管确有不安全因素,对载人航天来说,采用钝感电爆管是必要的。

### 2.3 为提高总装管路密封可靠性而进行结构改进

发动机管路泄漏故障是发生概率较高、危害严重的问题。早期发动机研制过程中为了防止管路泄漏,很多导管的连接采用了焊接结构;但也还有一些部位不适宜焊接,仍然保留了一些诸如球头—喇叭口的老式结构。这些老式结构密封可靠性低,受人为因素影响大;尽管在发动机装配时倍加小心,仍然难以完全避免泄漏发生。为了消除这类隐患,仅仅“倍加小心”是不够的,最重要的是从设计入手改进密封结构。

### 2.4 启动阀可靠性增长研究

启动阀的FMEA分析表明:锁销动作迟缓将导致阀门不能完全打开,这一失效模式将是致命性的。在早期的阀门研制中,曾出现过这类故障模式。因此,在载人航天发动机研制中,把提高锁销运动灵活性作为一项重要的可靠性增长改进措施考虑,具体通过采用双锁位机构以及其它一些改进措施实现。在研制中,如何检验阀门可靠性

增长的效果是至关重要的。在启动阀可靠性试验中,若按成败型试验评估可靠性,启动阀用量极大,事实上是实现不了的。为此考虑采用量化试验方案,利用高灵敏的角位移传感器和数字存储器测量蝶盘从 $93^\circ$ 旋转、止动再反弹回 $93^\circ$ 所需要的时间 $t$ (即锁销弹出允许时间),然后和以往测得的锁销弹出时间比较给出统计功能可靠性指标。按照这种方法只需17台启动阀参加试验,获得了10个有效数据,其值分别是:2.0, 2.547, 2.24, 2.24, 2.44, 2.4, 2.4, 2.24, 2.4, 2.6。按照正态分布法计算启动阀可靠度  $R > 0.9999$  ( $\gamma = 0.95$ ), 完全满足预分配的可靠性要求。

### 3 利用可靠性试验技术促进可靠性提高

可靠性增长试验是在模拟实际使用环境条件下,为系统地发现和消除设计及工艺上的薄弱环节,提高产品固有的可靠性而进行的试验。可靠性增长试验中由于模拟了实际使用环境,暴露出的故障更可信,使得评估结果更真实,是目前国内外实现可靠性增长最广泛采用的方法。

可靠性增长试验一般安排在工程研制基本完成之后和可靠性鉴定试验之前进行。可靠性增长试验的基本方法有试验、分析、纠正试验(test, analyse and fix test, 简称 TAAF), 故障诱发、故障定位、故障分析、制造新硬件、继续试验等。

发动机的可靠性模型不满足金字塔结构,即组件的可靠性不完全反映发动机整机的可靠性水平。国内外的研制经验表明,发动机的可靠性验证与增长无疑都是通过试车来实现的。发动机试车中暴露薄弱环节的有效方法就是采用大推力、长程试车。要搞清楚发动机的边界余量,载人航天发动机研制中提出了边缘试车的方法,见图1所示。图中的 $A_0$ 是发动机额定工作参数点,它由额定混合比 $K_0$ 和额定推力 $F_0$ 决定。 $K_1 = K_0 - \Delta K$ ,  $K_2 = K_0 + \Delta K$ , 其中 $\Delta K$ 是允许的混合比偏差; $F_1 = F_0 - \Delta F$ ,  $F_2 = F_0 + \Delta F$ , 其中 $\Delta F$ 是允许的推力偏差。由 $K_1$ 、 $K_2$ 、 $F_1$ 、 $F_2$ 决定了四个工况点 $A_1$ 、 $A_2$ 、 $A_3$ 、 $A_4$ 。以这四个点为顶点构成一个方框 $A_1A_2A_3A_4$ 。很显然,发动机工作在该方框内任一点确定的混合比 $K$ 和推力 $F$ 的条件下必须能够可靠工作。所谓发动机的可靠性就是指发动机工作在方框 $A_1A_2A_3A_4$ 各点的可靠性。

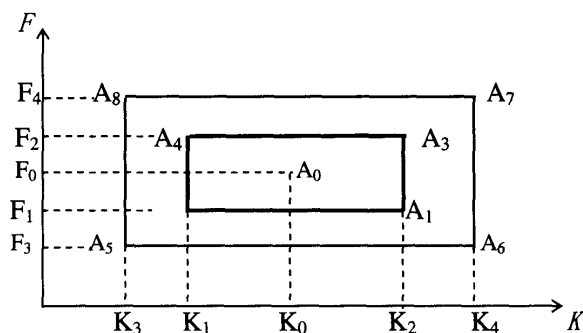


图1 发动机边缘工况参数选择

Fig.1 Engine test parameters choice (the utmost condition being considered)

进行可靠性试车时应该考虑选择比 $A_1A_2A_3A_4$ 更大的方框,如 $A_5A_6A_7A_8$ 所示。若发动机在 $A_5A_6A_7A_8$ 范围内可靠工作,则必能保证在 $A_1A_2A_3A_4$ 范围内有更高的工作可靠性。 $A_5$ 、 $A_6$ 、 $A_7$ 、 $A_8$ 各点由混合比 $K_3$ 、 $K_4$ 和推力 $F_3$ 、 $F_4$ 确定。

$K_3$ 、 $K_4$ 和 $F_3$ 、 $F_4$ 的选择目前尚无一定的准则,大体上可按偏离额定值的 $\pm 10\% \sim 15\%$ 而定。

在高推力、高混合比可靠性增长试验中,发动机试车至384s时主机燃料泵漏管开始漏液,至480s时氧化剂泵爆炸。暴露了组件进行可靠性增长

试验后,系统可靠性的不足。通过对故障机理的分析研究认为,导致这一故障的原因为轮盘低周大应力疲劳破坏。为了提高一级轮盘的抗疲劳能力,从设计和工艺方面进行了可靠性增长的再次设计改进,采取了如下改进措施:

- (1) 将轮盘转角R3增大为R7,减小应力集中;
- (2) 轮盘增厚2mm,降低应力水平,增强轮盘刚性,提高盘抗弯曲能力;
- (3) 采用数控加工,稳定加工质量;
- (4) 将自由锻件改为模锻件,稳定力学性质,改善纤维流向并使晶粒度均匀。

随后的可靠性验证试车证明,采取上述措施后,这一故障完全得到了克服。从而,发动机的可靠性水平有较大的增长。

## 4 利用可靠性管理技术加强可靠性工程管理

对于载人航天发动机研制,从一开始就把可靠性增长纳入到工程研制中,加强全寿命期内的管理,控制可靠性增长过程。可靠性管理技术具体体现有以下几点:

- (1) 制定分阶段实现可靠性增长的目标和步骤;
- (2) 制定型号研制的可靠性保证大纲;
- (3) 明确关键(特性)件、重要件(特性)、关键特性的分类方法,制定严格的控制措施;
- (4) 可靠性增长过程中,自觉运用故障报告、分析和纠正措施系统(FRACAS)。

通过上面这些措施的采取,发动机在研制过程中的可靠性增长一直处于受控状态。通过设计改进——试验验证——再改进——再试验,发动机的可靠性水平得到了稳步提高。

## 5 结束语

从最佳效费比出发,发动机研制中应特别强调可靠性设计技术,仅靠后天的试验来弥补设计上的先天不足是不足取的。在设计可靠性确定后,发动机研制应按照可靠性大纲要求,有计划地在系统的各个阶段开展可靠性工作,从可靠性管理、分析到可靠性试验,逐步进行落实。

应该指出:在发动机研制定型后,生产过程中的制造工艺及质量控制是影响系统可靠性的重要因素,更需要通过质量控制技术及通过生产过程的再设计来实现产品的可靠性保证与增长。

## 参考文献:

- [1] 庚桂平. 可靠性增长技术及其应用[J]. 航空标准化与质量, 1998, (2).
- [2] 何国伟. 可靠性试验技术[M]. 北京: 国防工业出版社, 1995.
- [3] 李进贤. 火箭发动机可靠性[M]. 西安: 西北工业大学出版社, 2000.
- [4] 朱宁昌. 液体火箭发动机研制中的可靠性工作[J]. 火箭推进, 1996, (5).
- [4] R J Kee, F M Rupley, J A Miller. CHEMKIN II: A Fortran Chemical Kinetics Package for the Analysis of Gas-Phase Chemical Kinetics[R]. SAND 89-8009.
- [5] 王承尧, 等. 计算流体力学及其并行算法[M]. 长沙: 国防科技大学出版社, 1999, 12.
- [6] T L Jiang, M H Chiu. Bipropellant Combustion in a Liquid Rocket Combustion Chamber[J]. Journal of Propulsion and Power, 1992, 8(5).
- [7] 周力行. 多相湍流反应流体力学[M]. 北京: 国防工业出版社, 2002, 1.

\*\*\*\*\*

(上接第9页)