

一种高可靠长寿命的推进系统*

蒋 光 林

(北京控制工程研究所, 北京, 100080)

摘 要: 介绍单元肼为推进剂的卫星推进系统, 该系统已成功用于我国地球同步轨道通信卫星, 高可靠, 长寿命。叙述了系统及各部件的主要性能, 关键部件的特性与可靠性试验, 材料相容性试验, 微粒控制及系统级热试车。根据多年的飞行试验及地面试验对系统进行了可靠性计算。

主题词: 肼发动机, 单元推进剂, 可靠性, 使用寿命, 卫星姿态控制

分类号: V439.7

A LONG-LIFE HIGH-RELIABILITY PROPULSION SYSTEM

Jiang Guanglin

(Beijing Institute of Control Engineering, Beijing, 100080)

Abstract: A monopropellant hydrazine propulsion system for satellite, which has been successfully used to launch the China geostationary communication satellite, is presented. The propulsion system is long-life and high-reliability one. The performance of this system and its components, the characteristic of critical components and reliability test, the compatibility test of materials, the control of micro particles and whole system firing test are also discussed. The reliability calculation has been carried out based on the data in flight and ground tests.

Keywords: Hydrazine engine, Monopropellant, High reliability, Service life, Satellite attitude control

1 引 言

用于姿控、轨控的一种以单元肼为推进剂的高可靠、长寿命推进系统的成功研制, 把我

* 本文1993年8月20日收到

国空间推进技术推向一个新的高度。1984 年到 1990 年发射成功的七颗地球同步通信卫星中, 推进系统工作全部正常, 未出现任何关键故障, 本文着重介绍推进系统在高可靠、长寿命方面所开展的工作。

2 系统综述

推进系统是通信卫星的一个分系统, 它直接影响卫星在轨工作的寿命与成败。其功能如下:

- a. 星箭分离后, 提供卫星起旋所需的控制力矩;
- b. 在过渡轨道段, 卫星姿测后配合地面站提供建立远地点发动机点火姿态的控制力矩;
- c. 在同步轨道段, 提供卫星加旋、姿控、轨控用的控制力矩及控制力。

2.1 系统主要技术指标

总冲: $108000\text{N} \cdot \text{s}$

推力: $28.42 \sim 11.76\text{N}$

系统重量: 18kg (净重)

脉冲工作次数: >10 万次

启动次数: ≥ 400 次

飞行工作寿命: >3 年

2.2 系统各部件主要性能

2.2.1 锥形肼瓶

该肼瓶近似梨形, 由上锥体与下半球组成, 用于存储推进剂及部分挤压气体, 在自旋工作条件下, 由卫星自旋产生的离心力使气液分离, 挤出不含气泡的无水肼。肼瓶重 2.13kg , 容积 19.6L , 工作压力 2MPa , 排放效率 95% 。

2.2.2 起旋肼瓶

该肼瓶向切向推力器提供卫星起旋所需用的燃料, 容器中的挤压气体直接挤压皮囊中燃料, 使卫星自旋; 转速由零增加到 $3.67 \sim 5.24\text{rad/s}$ 。起旋肼瓶重 0.66kg , 工作压力 2MPa , 充放 50 次, 排放效率 98% 。

2.2.3 肼(气)加排阀

该阀门用于向系统加注或排放燃料、充放挤压气体, 为可靠起见, 本阀门采用两道金属密封。加/排阀重 47g , 开关 50 次, 工作压力 2MPa 。

2.2.4 压力传感器

本产品是在 N 型单晶硅膜片上使用平面扩散工艺, 扩散两组 P 型电阻, 在被测压力作用下, 产生与压力成比例的电压信号, 经放大得到所需的压力信号。压力传感器的工作压力 2MPa , 工作电压 $\pm 12\text{V}_{\text{DC}}$, 输出 $0 \sim 5\text{V}$, 总精度 $<1\%$, 绝缘 $>10\text{M}\Omega$, 重 320g 。

2.2.5 过滤器

用于滤去系统中可能存在的各种大小的污染微粒, 防止微粒流进活门而引起漏失或流动阻塞。过滤器工作压力 2MPa , 过滤精度 $<30\mu\text{m}$, 重 46g 。

2.2.6 自锁阀

该阀门是电磁力驱动的双稳态阀门, 在开(关)线圈通电后, 自锁弹簧被翻转, 断电后能使阀门保持在开(关)状态, 在系统中用于接通或切断储箱与推力器之间的连接, 确保系统安全可靠。自锁阀的主要技术参数见表 1。

2.2.7 推进剂阀

该推进剂阀用于控制流入推力器催化剂床的燃料，在给定的脉冲占空比条件下，控制每一工作脉冲下的燃料流量。推进剂阀主要技术参数见表 2。

表 1 自锁阀技术参数

工作压力 (MPa)	2.0	绝缘电阻 (MΩ)	>10
工作次数 (万次)	2.0	工作电压 (V _{DC})	24~37
开关响应时间 (ms)	<15	重 量 (kg)	0.310

表 2 推进剂阀技术参数

工作压力 (MPa)	2	绝缘电阻 (MΩ)	>10
开关响应时间 (ms)	<15	重 量 (kg)	0.275
工作次数 (万次)	10	工作电压 (V)	20

2.2.8 推力器

由喷注器和喷管两部分组成，由推进剂阀控制的推进剂经喷注器喷射到催化剂床后进行分解，产生高温高压的氮、氢、氨混合气体经喷管排出，产生反作用推力。推力器主要技术参数见表 3。

表 3 推力器技术参数

推 力 (N)	31.6~11.7	累计脉冲次数	>100000
真空比冲 (N·s/kg)	2058	最长连续工作 时间 (s)	1800
冷启动次数	400	重 量 (kg)	0.5

3 部件级可靠性试验

3.1 阀门开关可靠性结构与试验

本系统装有五只自锁阀和六只推进剂阀。在长达 4 年多的飞行试验中，如果出现阀门打不开、关不上、误开、误关，都直接关系到卫星的成败。自锁阀的锁住方式有永磁铁位、机械锁位、簧片锁位等。我们选择簧片锁位，使得总体结构简单。由于簧片径向刚度远大于轴向刚度，因此无须靠衔铁磨擦导向，而只要簧片、衔铁、阀杆同心安装就可以使衔铁运动过程中阀口与阀座较理想地保持同心，消除了衔铁运动中卡死或不同心，甚至渗漏等问题，有利提供活动部分的可靠性。对于密封材料的选择，由于自锁阀只起到开关作用，动作次数不如推进剂阀频繁，因此选择了橡胶材料。由于它具有一定弹性，所以抗污染性能高、密封性好。

推进剂阀与自锁阀都采用轴流式，即电磁铁部分与阀门部分合为一整体。推进剂阀同时又是燃料的一个通道，省去了电磁铁与阀门之间的活动密封件。这样结构简单、可靠性高。采用塑料作为阀口密封材料，相容性好，既利于密封，又方便加工，提高了产品可靠性。

对于阀门开关可靠性的要求为，在额定负载下打不开和在空载下关不上的概率为 0.1%。为此，制定了一系列的检验规范，以确定可靠性。如推进剂阀的额定工作电压 20V_{DC}，为了留有余度，规定阀门开启电压不得超过 15V，在 15V_{DC}下加上额定负载，工作 1000 次，打不开概率小于等于 1 次。同时限制阀门在释放时线圈电压不得小于 1.5V，即在空载条件下，工作 1000 次，关不上概率小于等于 1 次，且释放电压不得小于 1.5V_{DC}，可靠性试验都是用计算机自动检测的。

为了更接近真实情况，阀门在充有工作介质（无水肼）情况下进行可靠性考核。

经过长达 7 年的肼浸泡试验，其电性能及气密性均能满足设计要求。试验结果表明：产

品长期浸胼存储后,性能指标都达到要求指标,虽然吸动电流比浸泡前有所加大,但比总体要求的指标仍有较大余度;密封性能,绝缘电阻保持不变;实际工作次数远远大于设计要求。阀门在额定流率下压降有所增大,这是由于橡胶长期浸泡后体积膨胀造成的,但仍在允许范围内。从上可看出,自锁阀实际工作寿命在7年以上。

3.2 材料长期相容性试验

无水胼是一种较活泼的推进剂,也是一种强还原剂,遇金属材料催化分解。所以为了保证推进系统各部件能长期可靠地工作,应选择与胼长期相容的材料。即所选材料对无水胼的催化分解作用、材料长期泡胼后变质、破坏、变形等常规相容性试验,应达到一级标准。此外,还进行了下列试验:

(1) 起旋胼瓶皮囊材料相容性试验

从推进系统加注到发射,一般不超过一个月。为此我们对选定的胶料进行了地面储胼试验,储存温度约25℃,储存周期二个月,并分常压储存和加压储存两种情况进行。储存试验前后无水胼化学成分及胶的机械性能变化如表4和表5所示。结果表明,加压储存的发气量小,压力变化小,储存后均能满足使用要求。

表4 起旋胼瓶浸泡前后化学变化

胼化学成分	水分含量 (%)	氮含量 (%)	非挥发残渣 (PPM)	纯度 (%)
额定标准	<1.0		<50	>98.5
储存前	0.92	0.06	12	99.02
储存后	1.15	0.09	58	98.76

表5 起旋胼浸泡前后机械性能变化

机械性能	扯断力 (MPa)	伸长率 (%)	永久变形 (%)	硬度 (邵氏)
未储存的胶囊	6.6	523	11	55
常压储存后胶囊	8.4	536	10	52
加压储存后胶囊	7.8	516	12	54

(2) 自锁阀阀口材料相容性试验

阀口材料在胼、酒精、异丙醇、硅油、蒸馏水及空气中长期浸泡,胶面未出现发粘、龟裂、松动、脱落、硬度明显下降。

3.3 微观多余物控制

在单元系统研制初期,各部件共产生7次因有微观多余物而导致的产品失败,而且大部分都集中在推进剂阀口上。

研制阶段曾有12台推力器因泄漏而导致产品失效,其中因有微观多余物导致失效的就有8台。(因材料和加工而失效各2台)。

微观多余物是肉眼难于发现的粒子,一般在显微镜下才能分辨,多数是几十或几百 μm 的金属、砂尘、塑料微粒和纤维毛等。

4 系统级长寿命试验

推进系统长寿命试验目前还没有加速试验规范,有些项目,如:系统相容性、气密性、故障对策等,必须要有长时间的考核后才能达到试验目的。通过试验,一方面考核系统的可靠性,另一方面将暴露出来的问题进行分析再反馈到研制过程中去。

为了模拟飞行真实情况,我们1982年2月开始组建了一个与型号相同的单元肼推进试验系统,先后共进行了5次大型地面试车及若干次单元检测,至今系统仍能正常工作。试验在地面条件下进行,比空间环境恶劣,在过肼量、起动次数、工作次数等方面都超过了规定的要求,热试结果见表6。

表6 系统热试技术指标及结果

主要技术指标	要 求	试验结果
储箱压力 (MPa)	1.67~0.49	1.67~0.49
真空稳态推力 (N)	31.68~11.76	32.24~11.72
真空稳态比冲 ($N \cdot s/kg$)	>2060	>2150
冷启动次数	200	>400
累计脉冲工作次数	30000	>100000
最长稳态工作 (s)	>1200	>3600
累积旋转冲量误差 (3σ) 相对于均值 ($\pm\%$)		
1~5 脉冲	30	2.10~4.30
6~11 脉冲	20	0.29~1.44
11~100 脉冲	10	0.20~1.20
累积转质心相对 于均值误差 ($\pm ms$)		
1~10 脉冲	30	-1~+2
11~50 脉冲	20	-1.1~+1.2
50~100 脉冲	11	0
推力特性偏差 ($\pm\%$)	<2.5	0.38~1.30

由于卫星姿控推力器工作特点是短脉冲、高精度、小参数、长寿命,因此在整个试验期间需要实时处理大量的数据。

小参数:推力1~20N、流量10~100mg;短脉冲:50ms, 75ms, 150ms, 200ms;

高精度:对双自旋卫星来说,由于卫星是开路控制,希望整个测试系统精度达1%以上(包括传感器);

长寿命:推力器工作次数要达数万次,因此推力器热设计正确与否是直接关系到推力器寿命。在点火时,燃料对流冷却起作用,当推力器熄火后,燃料对流消失,热量通过传导向喷注器前传,使集液腔温度升高,可能导致肼燃料中有夹气,当达到肼热爆炸温度时,引起肼高温热分解,产生热爆炸。

实验过程中无任何肼夹气或爆炸现象,说明推力器热设计是成功的。

5 推进系统可靠性评估

5.1 推进系统可靠性计算的试验信息

从大量的地面试验和飞行试验数据表明,加注阀、锥形肼瓶、起旋肼瓶、过滤器、管路焊接、螺接点从未发生事故,有较高的可靠性。推进剂阀、压力传感器、自锁阀、喷注器和推力器温控,喷注器(包括催化剂床)曾出现过异常。

发射:第一发星:运载失效,推进系统正常;第二、三发星:成功,各运行三年;第四发星:成功,运行五年;第五发星:成功,运行四年;第六发星:成功,运行三年;第七发星:运载失效,推进系统正常。可以认为推进系统点火七次全部成功,其中同步轨道工作五次,星上推进系统无故障。

5.2 寿命型系统可靠性综合方法

采用可靠性评价函数法进行系统可靠性综合,寿命型系统可靠性的评价函数为:

$$F(R_L) = Pr\{R < \exp[-t_0 \cdot X_{r,2Z}^2/2T_n^*]\} = 1 - r$$

式中 R_L : 在 γ 置信度下的可靠性下限 T_n^* : 总的试验时间

$$t_0: \text{任务时间} \quad Z: = \begin{cases} r \text{ 定数截尾试验} \\ r+1 \text{ 非定数截尾试验} \end{cases} \quad \gamma: \text{失效数目}$$

令 $T^*/t_0 = \eta$, 可靠性评价函数为

$$\int_0^R [\eta^z \cdot R^{\eta-1} (\ln(1/R))^{z-1}] / \Gamma(z) dR = 1 - \gamma$$

对于寿命型系统 $F(R_L)$ 的 R 的一阶和二阶原点距分别为:

$$E(R) = [\eta/(\eta+1)]^z; \quad E(R^2) = [\eta/(\eta+2)]^z$$

(1) 对于串联寿命型系统(由 m 个单元串联成的寿命型系统)其一阶、二阶原点距分别为

$$E(R) = \prod_{i=1}^m E(R_i); \quad E(R^2) = \prod_{i=1}^m E(R_i^2)$$

可解得

$$\ln[(\eta+1)/\eta] / \ln[(\eta+2)/(\eta+1)] = B \quad Z = A / \ln[(\eta+1)/\eta]$$

$$A = -\ln[E(R)] \quad B = -\ln[E(R)] / \{\ln[E(R)] - \ln[E(R^2)]\}$$

(2) 对于并联型寿命型系统(由 m 个单元并联成的寿命型系统),其不可靠度是串联的。

$$E(P) = \prod_{i=1}^m E(P_i) = \prod_{i=1}^m E(1 - R_i) = \prod_{i=1}^m [1 - E(R_i)]$$

$$E(P^2) = \prod_{i=1}^m E(P_i^2) = \prod_{i=1}^m E[(1 - R_i)^2] = \prod_{i=1}^m [1 - 2E(R_i) + E(R_i^2)]$$

$$E(P) = 1 - [\eta/(\eta+1)]^z$$

$$E(P^2) = 1 - 2[\eta/(\eta+1)]^z + [\eta/(\eta+2)]^z$$

$$\text{令} \quad E(P) = E(P) \quad E(P^2) = E(P^2)$$

可解得:

$$\begin{aligned} & \ln[(\eta + 1)/\eta] / \ln[(\eta + 2)/(\eta + 1)] \\ &= -\ln[1 - E(R)] / \{\ln[1 - E(R)] / [2 - 2E(P) + E(P^2)]\} = C \\ & Z = -\ln[(1 - E(P)) / \ln[(\eta + 1)/\eta]] \end{aligned}$$

当 B 或 $C \rightarrow 1$ 时, 可近似认为 $\eta = 1/|B-1|$ 或 $\eta = 1/|C-1|$ 。在获得了试验数据 (η, Z) 后, 对取定的置信度 γ , 其可靠度下限为:

$$R_L = \exp\{-[X_{C,2(Z+\gamma_0)}^2]/2(\eta + \eta_0)\}$$

式中 (η_0, γ_0) 为系统试验获得的数据。

5.3 评估结果

根据计算, 卫星推进系统在 80% 的置信度下的可靠度为:

转移轨道起旋 $R > 0.999999$ 转移轨道点火 $R > 0.999936$

准同步轨道定点 $R > 0.997442$ 同步轨道使用 $R > 0.965727$ (使用寿命 4.5 年)

6 结 论

(1) 单组元肼推进系统已成功用于我国地球同步轨道通信卫星, 并在其它型号卫星上得到广泛的应用, 该系统寿命长, 高可靠性高。

(2) 本系统及各部件在设计过程中始终把可靠性放在首位, 所进行的材料长期相容性试验、阀门开关可靠性试验、多余物控制、系统气密性试验、推力器冷起动试验, 是单组元肼推进系统高可靠、长寿命的保证。

(3) 在大量地面试验及飞行试验基础上对单组元肼推进系统进行了可靠性评估, 结果表明在 80% 的置信度下单组元肼推进系统可靠度大于 0.9657。

参 考 文 献

- [1] 廖炯生. 可靠性工程基础简编. 1986