

STW试验通信卫星远地点发动机飞行实验

向阳公司 顾雪林

摘 要

本文对STW试验通信卫星远地点发动机的设计及飞行前后的测试参数做了较全面的介绍;叙述了发动机在飞行过程中的事故预想与对策;计算出了发动机的实际飞行总冲偏差,并与地面试车数据作了比较,验证了发动机地面试车所测总冲精度的正确性。

1984年1月29日发射的“试验卫星”1号及4月8日发射的试验通信卫星所用的远地点发动机,分别于1月30日16时及4月10日8时,按地面指令正确无误地点火,工作正常。通过“试验卫星”1号,做了卫星通信、电视、电话、传真等试验,卫星各分系统得到了考验。于4月8日发射试验通信卫星,于4月10日8时41分16秒,卫星远地点发动机按地面指令准确无误地点火,工作正常,把卫星准确地送入了准同步轨道(轨道远地点35700.9km,近地点35468.6km),赤道平面东经143°的上空。卫星运转周期为1425min48s,比标准运行周期1436min0.4s只差10min12.4s,与标准同步轨道35786km只差200km。这样高的轨道精度,与远地点发动机的高几何精度和高总冲精度是分不开的,包括了全部误差的总冲偏差还不到-0.6‰。

一、远地点发动机

1. 发动机构造

远地点固体发动机是STW试验通信卫星的一个动力变轨分系统,其结构如图1所示,1为点火装置,2为装药燃烧室,3为喷管。

燃烧室壳体由高强二号玻璃纤维与环氧树脂体系胶缠绕而成,壳体绝热层为丁腈石棉材料,装药为丁羟复合推进剂。喷管由碳/碳复合材料喉衬、高硅氧玻璃布带与钎酚醛树脂缠绕而成的扩散段等组成。点火装置由一个筌式点火器和安全保险机构组成。

2. 发动机主要参数 主要尺寸见图1,总质量510kg,推进剂质量438~444kg,喷管膨胀比45,有效比冲2795.8~2796.3N·s/kg,推进剂比冲2834.1N·s/kg,总冲精度(3σ)1%,置信度0.8,可靠性95.51%。

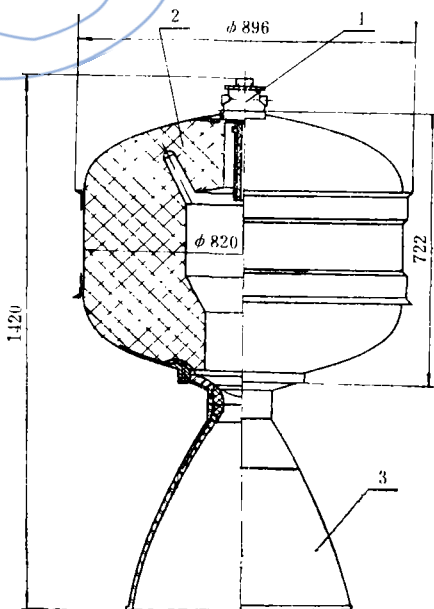


图1 远地点发动机结构示意图

3. 发动机在研制过程中曾做的试验

- (1) 发动机静态、动态结构强度试验;
- (2) 发动机防热、烧蚀试验;
- (3) 发动机低温、旋转、推力横移和推力偏斜、高空性能及密封性能试验;
- (4) 发动机的冲击、振动、离心过载、运输、温度循环及贮存等单项和综合累积环境试验;

(5) 点火装置除与发动机一起做了以上各种试验外, 还做了在静态及动态条件下的保险机构动作转换试验、发火隔燃及隔爆试验、真空点火及抗静电、抗雷击等试验。

上述各种试验都达到了设计指标, 满足了卫星总体对远地点发动机提出的性能要求。

4. 远地点发动机起飞前的主要性能参数

卫星起飞前监测记录远地点发动机的有关性能参数是十分重要的, 现列如下表:

机号	总质量 (kg)	推进剂 (kg)	推力几何轴 横移夹角 (mm)(°)	比冲 (N·s/kg)	总冲 (kN·s)	遥测压力MPa		遥测发动机壁温(℃)							
						P ₁	P ₂	B ₁	B ₂	B ₃	B ₄	B ₅	B ₆	B ₇	
Z15	510.025	438.220	0.11	2.58	2834.1	1242.826	0.142	0.207	22.84	21.78	25.92	20.73	19.98	19.98	24.60
Z21	509.448	438.592	0.32	2.36	2834.1	1243.022	0.143	0.174	25.38	26.28	26.75	25.77	21.72	21.72	25.79

二、远地点发动机在卫星飞行过程中的事故预想与对策

卫星由三级运载火箭送入大椭圆轨道直到远地点发动机点火, 需要 38~120 小时, 其间要经历各种力学及空间环境。在这个过程中, 远地点发动机的温度、压力、卫星的姿态、转速及远地点发动机点火供电系统等方面的变化, 都可能给发动机的工作带来影响。因此, 从卫星上天到远地点发动机点火前后, 遥测系统一直严密监视, 不断地把远地点发动机的有关数据发回地面, 一旦发现问题, 必须及时分析, 采取对策。因此, 有必要根据远地点发动机在地面环境所作各种极限条件下的试验结果, 对其在各种情况下点火成功的可能性进行预测, 给最后决定是否发点火指令提供依据。

对远地点发动机的总体要求条件为: (1) 喉部以上温度 $-20^{\circ}\text{C} \sim +40^{\circ}\text{C}$; (2) 喷管低端温度 $\geq -50^{\circ}\text{C}$; (3) 电压 $U = 27 \pm 3 \text{ V}$ 、电流 $I = 5 \pm 0.5 \text{ A}$ 。分下列六种情况对远地点发动机的工作成功可能性进行预测。

情况 1

发动机点火时条件: (1) 电压 $U = 27 \pm 3 \text{ V}$, 电流 $I = 5 \pm 0.5 \text{ A}$; (2) 喉部以上温度 $\geq -20^{\circ}\text{C}$, 喷管低端温度 $\geq -50^{\circ}\text{C}$; (3) 燃烧室压力 $\geq 98.1 \text{ kPa}$; (4) 转速为 65 r/min 。

点火成功的可能性: 置信度 $r = 0.8$; 成功可靠性 $R_L = 95.51\%$ 。

发点火指令 K 。

情况 2

发动机点火时条件: (1) 电压 $U = 27 \pm 3 \text{ V}$, 电流 $I = 5 \pm 0.5 \text{ A}$; (2) 喉部以上温度 $\geq -20^{\circ}\text{C}$, 喷管低端温度 $\geq -70^{\circ}\text{C}$; (3) 燃烧室压力 $\geq 88.3 \text{ kPa}$; (4) 转速 $\leq 120 \text{ r/min}$ 。

点火成功的可能性: 置信度 $r = 0.8$; 成功可靠性 $R_L = 95.51\%$ 。

发点火指令 K 。

情况 3

发动机点火时条件: (1) 电压 $U \geq 14\text{V}$, 电流 $I \geq 1\text{A}$; (2) 喉部以上温度 $\geq -30^\circ\text{C}$, 喷管低端温度 $\geq -100^\circ\text{C}$; (3) 燃烧室压力为 $1.3 \times 10^{-2} \sim 1.3 \times 10^{-3}\text{Pa}$; (4) 转速 $\leq 120\text{r/min}$ 。

点火成功的可能性: 根据点火系统在低温高真空情况及丁羟推进剂的力学性能, 发动机点火成功率较大。

由领导决定发点火指令 K 。

情况 4

发动机点火时条件: (1) 电压 $U \geq 14\text{V}$, 电流 $I \geq 1\text{A}$; (2) 喉部以上温度 $\geq -40^\circ\text{C}$, 喷管低端温度 $\geq -100^\circ\text{C}$; (3) 燃烧室压力为 $1.3 \times 10^{-2} \sim 1.3 \times 10^{-3}\text{Pa}$; (4) 转速 $\leq 120\text{r/min}$ 。

点火成功的可能性: 根据点火系统在 -37°C 时点火成功的情况, 但由于温度太低, 估计发动机装药头部锥槽处可能出现裂纹, 引起内弹道的改变。但成功的希望还是有的。

建议发点火指令 K 。

情况 5

发动机点火时条件: 发动机工作条件恶劣。

点火成功的可能性: 点火成功的可能性较小。

待卫星在天上做了各种试验后再发点火指令 K 。

情况 6

发动机点火时条件: 信号脉冲宽度为 10s , 第一次点火未着, 允许第二次马上点火。

点火成功的可能性: 与发动机成败无关。

发点火指令 K 。

三、远地点发动机总冲偏差的确定

对远地点发动机本身, 只遥测 2 路压力及 7 路壳体温度 (记录数据略), 其它如卫星姿态及转速等参数由总体提供。

远地点发动机的总冲偏差是个极其重要的参数, 它直接关系到卫星能否准确定点。发动机在空中是无法直接测量推力的, 但在卫星的速度增量上可以反映出来。因此, 通过遥测手段, 测出发动机推力给予卫星的实际速度增量, 结合理论计算提供的速度增量, 可以算出发动机的总冲偏差。

由于“试验”卫星 1 号轨道太低, 远地点发动机工作时, 卫星的姿态及有关参数无法精确测量, 所以利用发动机点火前瞬时轨道参数及熄火瞬时轨道参数, 求出远地点发动机的等效总冲偏差及点火前的姿态。等效总冲偏差是指远地点发动机实际提供的速度增量与理论计算提供的速度增量之差, 与理论速度增量之比 (这个速度的相对误差包括了一系列其它误差在内)。采用迭代数值积分法, 求出等效平均推力 $\bar{F} = 37.451\text{KN}$, 对应的速度增量为 1848m/s , 而理论计算的速度增量为 1876m/s , 所以等效总冲偏差为

$$\delta(I\%) = (1848 - 1876)/1876 = -1.49\%$$

“试验卫星”1 号远地点发动机总冲偏差值为

$$\delta(I\%) = (\bar{I}_{sp} - I_{sp})/I_{sp} = (2807.0 - 2834.1)/2834.1 = -0.95\%$$

在 STW 试验卫星发射中, 卫星进入了大椭圆轨道, 通过遥测正确地测出了卫星运动的一

切参数, 所测得的远地点发动机工作给卫星的速度增量为 1871m/s , 而理论计算速度增量为 1882.07m/s , 速度增量偏差为

$$\delta(\Delta V\%) = (1871 - 1882.1)/1882.1 = -0.59\%$$

即发动机的总冲偏差为

$$\delta(I\%) = \delta(\Delta V\%) = -0.59\%$$

比冲增量偏差为

$$\delta(\Delta I_{sp}) = 2834.1 \times (-0.59\%) = -16.72\text{N}\cdot\text{s/kg}$$

因此, 实际提供的比冲为 $2817.4\text{N}\cdot\text{s/kg}$, 即实际总冲偏差为 -0.59% (这个偏差包括了发动机的推力横移、夹角、卫星的姿态、测量及计算误差在内)。

根据两次远地点发动机成功工作测得的数据, 远地点发动机所提供的实际总冲偏差均小于 1% 。

四、远地点发动机比冲地面高空模拟

测试值与飞行遥测值的比较

通过对五台远地点发动机高空模拟试车获得的数据, 进行分析处理, 计算出发动机的真空总冲量、比冲量及相应的不确定度, 再算出五台发动机比冲的平均值。根据可靠性原理, 给出 85% 置信度下的可靠性为 99.7% 的不确定度的估计值, 得出发动机的比冲数据。

现把五台发动机的地面比冲测试处理值列于下表:

发 动 机 号	Z 06	Z 09	Z 10	Z 12	Z 13
总冲 $I_0(\text{kN}\cdot\text{s})$	1240.424	1238.668	1235.569	1246.033	1243.856
装药量 $M_p(\text{kg})$	438.38	438.57	437.02	438.13	438.04
比冲 $I_{sp}(\text{N}\cdot\text{s/kg})$	2829.6	2824.3	2827.1	2843.9	2839.6

平均比冲 $\bar{I}_{sp} = 2832.9\text{N}\cdot\text{s/kg}$, 该值没有考虑发动机的尾气后效冲量修正, 经计算 196.1kPa 的尾气后效冲量的比冲量为 $1.2\text{N}\cdot\text{s/kg}$ 。

$$\text{即 } I_{sp} = \bar{I}_{sp} + 1.2 = 2832.9 + 1.2 = 2834.1\text{N}\cdot\text{s/kg}$$

两次飞行获得的比冲量分别为 $2807.0\text{N}\cdot\text{s/kg}$ 和 $2817.4\text{N}\cdot\text{s/kg}$, 其比冲平均值 $\bar{I}_{sp}$ 为 $2812.2\text{N}\cdot\text{s/kg}$

$$\text{即 } \Delta I_{sp} = (\bar{I}_{sp} - I_{sp})/I_{sp} = (2812.2 - 2834.1)/2834.1 = -0.78\%$$

由此可见 1 远地点发动机提供的地面高模比冲值与飞行遥测计算值基本上是一致的, 相差不到百分之一。

远地点发动机在两次飞行试验中正确无误地点火, 工作正常, 使卫星准确入轨, 实践证明, 远地点发动机的设计是成功的, 工艺是稳定的, 地面试车的测试精度满足了卫星总体提出的性能要求。发动机的总冲精度及可靠性已经达到了国际水平。

(责任编辑 王慧玉)

velocity at the wall, $R_{opt.v}$, and the concept of the optimum velocity ratio maximizing shape factor of boundary layer, $R_{opt.H}$, are introduced. Based on the empirical relationships summarized from the measured data of the side-inclined jet/crossflow interaction flow field, the formulas for $R_{opt.v}$ may be deduced as follows

$$R_{opt.v} = 3.22(X/D + 0.3019)^{-0.219} \quad R \geq 1.8$$

$$R_{opt.v} = 2.75(X/D + 0.3019)^{-0.111} \quad R \leq 1.8$$

The predicted values of $R_{opt.H}$ are determined according to the experimental results of the reverse flow region behind the jet hole in association with the $R_{opt.v}$ empirical formulas. They agree with the measurements of the boundary layer at the flat plate.

SPACE-FLIGHT TESTS OF THE APOGEE BOOST MOTOR FOR STW EXPERIMENTAL COMMUNICATIONS SATELLITE

Gu Xuelin

(Northwestern Chemical Power Company)

Abstract

The apogee boost motor (ABM) for the STW experimental communications satellite is a solid composite propellant rocket motor. Its case is a glass/epoxy filament wound composite structure. Its propellant is of HTPB type. The material of its nozzle throat is carbon/carbon composite, and the exit cone is wound by a highly silica-filled phenolic/glass tape. Its ignition system consists of ignitor and safe and arm device. A series of motor tests have proved that the ABM has high reliability and performance accuracy. The reliability of the ABM is 0.9551 with the confidence being 0.8.

This work predicts and analyses the potential accidents of the ABM during space-flight, and proposes various approaches to eliminate them. The calculations based on the parameters gathered before and after space flight show that the total impulse is 1258.3 kN.s and the specific impulse is 2834.1 N.s/kg. Both of them are in good agreement with those from ground-firing tests with a variation of the total impulse within the range of $\pm 1\%$. It is shown that the ground-firing tests are accurate and efficient.

FLIGHT TEST RESEARCH ON STATIC CHARACTERISTICS OF AFTERBURNER FUEL CONTROL SYSTEM FOR TURBOJET ENGINES

Tao Liyi and Chen Zhanping

(Flight Test Research Center)