

固体火箭发动机0.5%高精度测试系统 推力参数测量不确定度的评定

张 方 余

(国营经纬化工厂)

摘要: 本文根据航天部标准《固体火箭发动机测量不确定度的评定》(QJ1275-87)方法,分析综合了“固体火箭发动机0.5%高精度测试系统”推力测量相对总不确定度,结论为0.3%,为全面贯彻该部标提供了应用实例。

主题词: 固体火箭发动机, 推力测试, 测试技术, 精度, 性能分析

一、前 言

固体火箭发动机推力参数测量不确定度的评定和估算牵涉到许多工程技术和高等数理统计理论。八六年十二月航天部在成都召开了“固体火箭发动机测量不确定度的评定”专业会议,正式审定了测量不确定度的评定标准。本文就是参照该部标要求来评定该系统(包括高精度钢丝吊挂式柔性试车台、液压式原位标定装置和IBM-PC全兼容微机记录系统)的推力测量不确定度。

二、方 法 概 要

所谓不确定度的概念,其定义为被测量的真值在某一个量值范围的一个估计。任何测量不确定度的来源都可归结为三类:标准等级不确定度、数据取得不确定度及数据处理不确定度。

按数值评定方法,不确定度又可分为A类不确定度——统计不确定度和B类不确定度——非统计不确定度。

用方差合成方法来合成A类和B类不确定度而得出系统的总不确定度:

$$U = t_p(\nu)\sigma$$

式中 U 为总不确定度; ν 为A类和B类合成不确定度 σ 的等效自由度; t_p 为学生“t”分布曲线 $p\%$ 的点。

不确定度的评定通常有两种方法：现场校准法和分析综合法。本文经系统现场校准，然后进行分析计算。其具体做法就是先找出测量系统各环节误差，用格拉布斯和 培根-德雷珀方法进行异常数据处理。然后按指定方法找出并评定 A 类和 B 类不确定度，并按方差合成方法加以合成，得出测量结果的总不确定度。

三、推力测量系统不确定度的评定

某发动机推力测量系统方框图及力的传递过程见图 1 和图 2，推力测量不确定度的来源见图 3。不确定度可按下列程序计算：

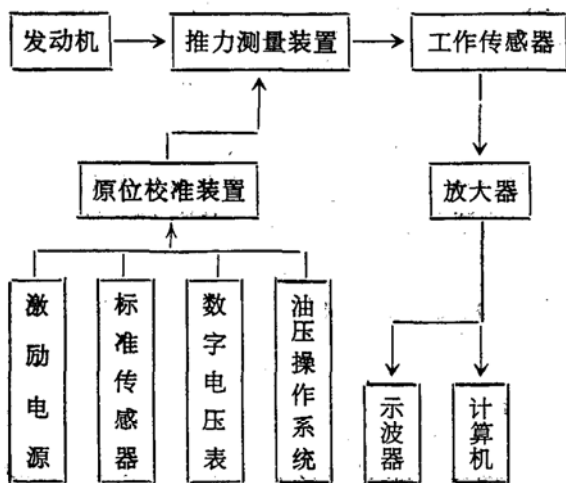


图 1 发动机推力测量系统方框图

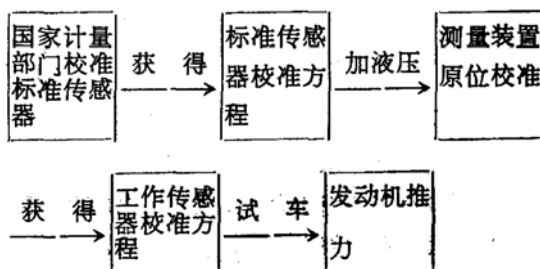


图 2 力的传递过程图

1. B类不确定度的计算

B 类不确定度按下式计算： $U_1 = \frac{b_1}{k_1}$

式中： U_1 ——近似标准差

b_1 ——最大允许误差

k_1 ——标准差倍数，仪器未注明即取 2

按图 3 所列，B 类不确定度计算结果汇总见表 1（具体计算略）。补充说明如下：

标准传感器 Z₄ 规格为 20kN，0.03 级，实际作 10kN 使用，因此 b_{2-1} 取 0.06%。

标准系统的校准温度为 20℃，校准周期为一年，在现场使用时一年四季环境温度变化按 ±20℃ 考虑，并按方差合成得 b_{2-2} 为 0.031%。

由于从标定到点火试车，间隔时间一般不超过 2 小时，环境温度变化不会超过 1℃，因此定 U_{2-11} 为 0。

在发动机实际工作过程中，由于冲击、振动等原因引起连接松动，连接点发生相对位移，从而使动架偏离校准状态，这一因素在操作不仔细时可能引起较大误差、且是随机的，根据试车前后标定数据判定 U_{2-4} 取 0.015%。

计算机分辨率的影响，主要指 A/D 的综合误差，出厂名义指标为 ±0.25%，实际使用极值为 0.1% F.S，故取 U_{3-1} 为 0.05%。

表1 B类不确定度汇总表

不确定度分量 U_i	获 得 方 法	b_i (%)	置信因子 k_i	b_i/k_i (%)	自由度 ν_i
U_{1-1}	标 称 值	0.001	2	0.0005	30
U_{2-1}	标称计算	0.06	2	0.03	30
U_{2-2}	标值计算	0.031	2	0.016	30
U_{2-3}	借 鉴	0.011	2	0.006	30
U_{2-4}	出厂指标	0.03	2	0.015	30
U_{2-5}	使用记录	0.01	2	0.005	30
U_{2-6}	鉴 定 值	0.01	2	0.005	30
U_{2-7}	使用记录计算	0.01	2	0.005	30
U_{2-8}	使用经验	0			
U_{2-9}	标值计算	0.003	2	0.002	30
U_{2-10}	使用记录	0.024	2	0.012	30
U_{2-11}	使用经验	0			
U_{2-12}	使用经验	0			
U_{2-13}	使用经验	0		0	
U_{2-14}	经验估算	0.03	2	0.015	30
U_{3-1}	使用记录	0.1	2	0.05	30
U_{3-2}	推 算	0.01	2	0.005	30
U_{3-3}	理论估算	0		0	
U_{3-4}	使用经验	0		0	

注: U_{2-6} 标准审定取消; U_{2-10} 待正式测定。

2. A类不确定度的计算

对线性计测系统, 其不确定度归结为A类不确定度, 按最小二乘法计算, 把校准加载值 X_i 与对应的 Y_i 值输入到计算机中, 求出校准方程:

$$\hat{Y} = \hat{a} + \hat{b} X$$

和估算标准差:

$$S = \sqrt{\frac{1}{n-2} \sum_{i=1}^k \sum_{j=1}^r e_{ij}^2} \cdot \sqrt{1 + \frac{1}{n} + \frac{(X_0 - \bar{X})^2}{r \sum_{j=1}^r (X_j - \bar{X})^2}}$$

式中: e_{ij} —— 校准数据与统计校准值间的残差

n —— 校准数据总数; ($n = k \cdot r$)

r —— 对应于每个校准加载值的测量次数

$\bar{X}$ —— 校准加载值的算术平均值;

X_0 对某发动机号取3kN、2kN、1kN三种值。

本系统标准传感器Z₄, 工作传感器BK-2和动架柔性钢丝的弹性反力属于线性系统, 其

$\hat{Y}_i$ —— 统计校准值

k —— 校准级数

X_i —— 校准加载值

X_0 —— 被测固体火箭发动机参数值

A类不确定度计算如下:

S_{1-1} : 标准传感器系统不确定度

304所鉴定该系统精度指标为:

线性度: $S_L = 0.01\%$

重复性: $S_K = 0.031\%$

迟后性: $S_H = 0.005\%$

蠕变性: $S_D = 0.01\%$

按下式综合得:

$$S_{1-1} = \sqrt{S_L^2 + S_K^2 + S_H^2 + S_D^2} = 0.034\%$$

S_{2-1} 板簧或弹簧钢丝不确定度。

钢丝弹性反力实测值小于主推力的 $0.1\%F \cdot S$, 由于其非线性值 $<0.1\%$, 工作到 $8kN$ 误差不得超过 $0.05N$, 可忽略不计。所以: $S_{2-1} = 0$ 。

S_{2-2} : 工作传感器系统不确定度。

该系统对BK-2传感器输出端, A/D输入端, 打印机输出点测量, 对于某发动机来说, 主I级、主II级推力高温($50^\circ C$)条件下分别为 $2.8kN$ 和 $0.8kN$, 所对应之相对不确定度取 $3kN$ 时的极值, 为 0.1% , 所以 $S_{2-2} = 0.01\%$ 。

3. 相对合成不确定度

$$\sigma' = \sqrt{\sum_{i=1}^n S_i^2 + \sum_{j=1}^m U_j^2} = 0.125(\%)$$

绝对合成不确定度:

$$\sigma = 3000 \times 0.125\% = 3.6(N)$$

等效自由度:

$$\nu = \frac{\left(\sum_{i=1}^n S_i^2 + \sum_{j=1}^m U_j^2\right)^2}{\sum_{i=1}^n \frac{S_i^4}{\nu_i} + \sum_{j=1}^m \frac{U_j^4}{\nu_j}} = 71$$

总不确定度: 查t分布临界值表得

$$t_{0.95}(71) = 2$$

故有总不确定度为:

$$U = t_{0.95}(71)\sigma = 2 \times 3.6 = 7.2(N)$$

因而, 某发动机推力测量结果为 $3000 \pm 7.2(N)$, (主I级), 置信概率为95%; 经相似计算, 主II级为 $1000 \pm 2.4(N)$ 。相对总不确定度: $U' = \frac{U}{F} = 0.24\%$ 。

解析计算结果列入表2。

表2

名 称	代 号	单 位	数 值		
推力测量值	X_0	N	3000	2000	2000
相对合成不确定度	σ'	%	0.125	0.125	0.125
绝对合成不确定度	σ	N	3.6	2.4	1.2
绝对总不确定度	U	N	7.2	4.8	2.4
测试结果表示	F	N	3000 ± 7.2	2000 ± 4.8	1000 ± 2.4
相对总不确定度	U'	%	0.24	0.24	0.24

(下转第58页)

3. 对双基和RDX-CMDB推进剂有效的燃烧催化剂对DNP-CMDB推进剂同样也是有效的, 它们的燃烧性能调节规律也是相似的。

4. DNP与RDX相比, 前者配方红外透过率略高, 但激光透过率两者相当(见表4)。

5. DNP比RDX能量和密度均低。在保证配方有合适的 r 和 n 的前提下, DNP加入量以10%为宜, 方能保证配方在9.81MPa下理论比冲大于2354N·s/kg。

参 考 文 献

- (1) 李上文: RDX-CMDB推进剂——一种适用于战术导弹的无烟推进剂, 火炸药学会火炸药应用和发展研讨会(北京), 1986。
- (2) 孟樊铨、张蕊娥、李上文: 相同催化剂对不同能量RDX-CMDB推进剂燃烧性能的影响, 宇航学会固体推进专业学术讨论会(宁波), 1987。
- (3) 梁育民: RDX系统无烟改性双基平台推进剂的研制及其燃烧性能研究, 宇航学会固体推进专业学术讨论会(宁波), 1987。
- (4) ADARD-CP-391
- (5) 崔永来、杨春盛: 添加剂二硝基呋喃的研究报告, 火炸药学会应征论文, 1979。
- (6) Edited by Sumerfield, K.K. et al, Fundamental of Solid Propellant Combustion, 1984.
- (7) 孟樊铨: GHQ-11螺压无烟改性双基推进剂性能报告, 宇航学会战术导弹动力装置现状与发展研讨会(威海), 1986。

(上接第62页)

结论: 该系统推力参数测量相对总不确定度为0.3%。

参 考 文 献

- (1) 液体火箭发动机系统测量不确定度估计手册, <试验技术>编辑组, 1975年。
- (2) 固体火箭发动机测量不确定度的评定, 航天部标准, QJ1275-87。