

STW试验通讯卫星远地点发动机 真空总冲测试技术

侯向荣

(向阳公司)

摘要

本文介绍了影响STW试验通讯卫星固体推进剂远地点发动机真空总冲测量的各种因素及其所造成的不确定度大小,着重介绍了推力、燃烧室压强、负压等参数的误差源。总结了该发动机试车模拟试车的经验,同时叙述了降低真空总冲测量不确定度的设想与实现途径。

主题词: 远地点发动机, 通信卫星, 推力, 测试技术, 误差分析, 固体火箭发动机

远地点发动机在35800km高空的椭圆轨道点火,把STW试验通讯卫星送入准同步轨道,那里的大气非常稀薄(压强为 10^{-13} mmHg)。测量该发动机总冲的试车必须在模拟高空的条件下进行,而这种试车技术复杂、影响因素多,因此控制总冲测量的不确定度是十分重要的。

一、远地点发动机的真空总冲分析

目前,由于被动式引射高模试车台只能在发动机准稳态工作期间保持一定真空度,故试

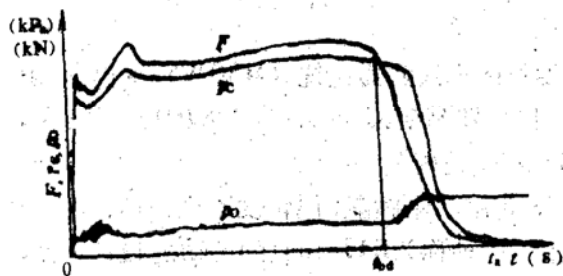


图1 试车曲线

车点火瞬间由于燃气对试验舱压强的影响,以及发动机工作到燃烧室压强下降到引射器引流失效时,使发动机不能在预定的真空度下工作(即造成喷管散流),影响到这两个阶段的推力测量。为准确计算真空总冲,对上述两阶段的总冲积分值用相应的压强来修正。试车曲线如图1所示。

从真空总冲的详细计算公式知道,真空总冲的不确定度是推力、燃烧室压强、试验舱压强(负压)、喷管出口面积、时间等参数由试车中测量误差引起的。本文应用部标准 QJ1275-87《固体火箭发动机测量不确定度评定》规定的方法进行子系统不确定度的估算,从而得到每

个被测参数的不确定度。由于这些参数任意两个确定度分量互相独立，故不考虑它们的协方差。很明显，分析和控制这些参数的误差源，是真空总冲测量技术的主要着眼点。

二、推力测量的影响因素及误差控制

高模试车中，推力对总冲的贡献约为85%，因此推力测量的误差占总冲不确定度的第一位（70%左右）。所以着重分析影响推力测量的因素，并进行严格控制，才能确保推力测量精度。

1. 力值传递系统

为减少传递环节带进的误差，要求力值传递不超过两级，即由国家基准级对标准传感器的传递以及由标准传感器对工作传感器的传递。传递误差应在 $\pm 0.1\%$ 以内。要求标准传感器及工作传感器在使用前进行严格筛选并定期检定。

2. 原位校准系统

原位校准系统包括力源、标准传感器、拉杆与接头、挠性件等构件。要求标准传感器稳定性好，灵敏度高，且精度优于 0.1% 。要求结构设计合理，摩擦力小，易装易拆易对准等。

该系统是控制力值现场传递精度的关键装置，它可以消除绝大部分系统误差。但是，如果设计不合理，也可能带进某些误差，如装置不对中而造成推力偏心、力源回零不好、机械构件的摩擦、传感器检定与使用状态的不同等。一套设计得好的原位校准装置不应带进大的约束力，这部分误差应控制在 $\pm 0.1\%$ 以内。

3. 试车架的非线性及频响特性影响

试车架的非线性及频响是造成推力测量的首要误差源，如我们用板簧吊挂摇篮式试车架代替原来的滚轮支撑的中心架作试验（同时采用高精度力传感器），其力值分散度由原来的 1.46% 下降到 0.28% 。在 1.46% 中，原采用的一般精度传感器所造成的误差不大于 0.3% ，由此而知试车架的影响是主要的。摇篮式试车架的结构示意图见图2。

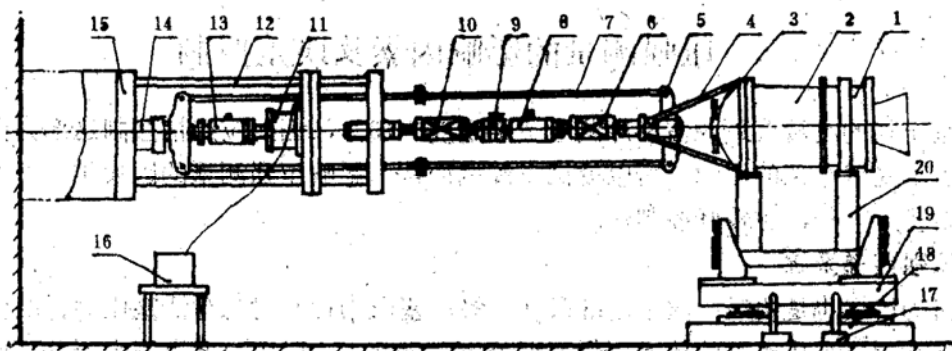


图2 试车装置图

1. 转接筒 2. 远地点发动机 3. 压力传感器 4. 过渡架 5. 后梁 6. 叉簧挠性件 7. 拉杆
8. 工作推力传感器 9. 推力传感器（备份系统） 10. 调节架 11. 力源（油缸） 12. 连接架
13. 标准传感器 14. 定位座 15. 承力副钢板 16. 活塞压力计 17. 限位机构 18. 调节机构
19. 定架 20. 动架

该试车架带有原位校准系统, 动架与定架之间采用双工作段板簧的柔性连接, 发动机采用机械定位, 以便于安装和对准, 测力组件使用叉簧挠性件, 以改善传感器的工作条件, 同时对所用推力传感器进行严格筛选, 要求精度优于0.2%。设计时应在增加动架轴向刚度的前提下尽可能减轻其重量, 以提高试车架的频响特性。这些措施使试车架的动态及静态性能都有较大的提高, 尤其是使用的双工作段板簧, 它结构简单, 工作段只有1 mm厚, 沿轴向具有柔韧性, 可减少弹性阻力, 而对测向具有较大的刚性, 可抗侧向力。它工作时没有内摩擦, 在振动和冲击条件下性能良好, 长期使用可靠, 重复性好且灵敏度高。由试车架的非线性、频响滞后及其它约束力造成的力测误差可控制在 $\pm 0.2\%$ 之内。

4. 工作传感器的性能要求

选用的工作传感器应重复性好, 稳定性高且抗弯能力强; 同时要求密封性好, 试车时其输出不受周围压强变化的影响; 所测推力应在传感器满量程的70%~80%之间, 其热零点漂移和热灵敏度漂移分别小于 $0.005\%/^{\circ}\text{C}$ 和 $0.01\%/^{\circ}\text{C}$, 综合精度不低于0.2%。

5. 传输电缆及记录系统

高模试车中, 如果试车台距测试中心较远, 则传输线过长, 转接环节多, 就可能带进较大的干扰。应尽量缩短传输线的长度, 在试验舱与外界导线转接时应使用密封插头座, 或将接头处灌以硅胶密封, 以免带进大的干扰误差。

选用的记录系统应以计算机系统为主, 其模/数转换器分辨率不少于8位(包括符号位), 且通道采集速率应大于被测信号频率的5~10倍, 对应于选用增益档的精度要高于0.1%, 同时计算机还应具有绘图和制表输出功能。

在长传输线和多套记录仪器并用时(为提高测试可靠性而增加的热备份系统), 这两部分带进的误差不得超过0.2%。

6. 试车过程中发动机重量变化的影响

试车点火之后, 随着燃烧时间的增加发动机的重量越来越轻。据实测, 远地点发动机试车过程中重量的变化给推力测量造成的误差为 $\pm 0.1\%$ 。必要时可根据试车前的校准对推力进行修正。

三、压强测量的影响因素及误差控制

燃烧室压强的测量误差约占总冲测量不确定度的13%, 因此应严格控制这部分误差。由于压强测量不受试车架的影响, 所以就试车测试而言, 影响压强测量的因素相对于影响推力测量的因素要少一些, 也较好控制些。

1. 压强传递系统

压强值的传递也是两级: 国家基准级(一等活塞压力计)对二等活塞压力计的传递和二等活塞压力计对压力传感器的传递。传递误差应在 $\pm 0.1\%$ 以内。要求压力传感器定期检定。

2. 对压力传感器性能的要求

压力传感器的综合精度优于0.2%, 非线性与重复性误差小, 热零点漂移和热灵敏度漂移分别小于 $0.015\%/^{\circ}\text{C}$ 和 $0.01\%/^{\circ}\text{C}$ 。在需要采用转接管道时, 应注意不要由此而造成被测参数的失真。一个设计得好的转接管道带进的误差可忽略不计。

3. 传输线和记录仪器系统

这部分的技术要求同第二项中的第5条一样,传输线和记录仪器系统带进的测试误差不得超过0.2%(本要求在负压测量时也适用)。

四 负压测量的影响因素及误差控制

目前所用的负压传感器精度较低,而且在量值传递过程中,操作复杂,人为因素影响较大,因此现在负压的测量误差一般在2%~3%。它对总冲不确定度的影响也是较大的(约为15%),必须严加控制。

1. 负压传递系统

负压量值传递也是两级:国家基准级(一等真空活塞压力计)对二等真空活塞压力计的传递和二等真空活塞压力计对负压传感器的传递。前一级传递误差很小(在0.1%以内),后一级传递误差较大,约为0.5%。

2. 对负压传感器的性能要求

目前所用的负压传感器,其线性、重复性较差,一般为0.2%~0.4%;热零点漂移和零点漂移分别为0.05%/°C和0.09%/H。应加强使用目前对传感器的筛选和检定工作,综合精度要求高于0.5%。

3. 真空测量管道的影响

高模试车中,负压传感器只有通过测量管道才能反应试验舱真空度的变化。实践证明,测量管道内径如小于6mm,长度大于6m,弯曲半径较小时,则可造成所测负压参数的较大迟后。故应选择内径大、长度尽量短,弯曲半径大于50mm的测量管道,以减少由此而造成的测量误差。

五、其 它

喷管出口面积积的测量误差小于1mm,由此造成的总冲不确定度的值很小。

由于测试系统所用的时标精度达 10^{-5} s,所以由时间造成的误差可以忽略不计。

测试系统所用的激励电源应为恒压电源,其精度应优于0.05%,波纹电压小于或等于1mV(P-P)。

此外,对传感器的供桥电源和信号传输线的屏蔽接地,也是不可忽视的控制因素。

几年里,采用摇篮式试车架和高精度测试系统,对九发远地点发动机进行高模试车,其真空比冲值见下表。

发 动 机 号	Z 09	Z 06	Z 10	Z 12	Z 13	Z 08	Z 22	Z 17	Z 30
试 验 日 期	81.12.12.	81.12.15.	82.3.30.	82.4.15.	82.4.22.	82.4.28.	83.8.11.	83.8.23.	85.7.31.
真 空 比 冲 (N·s/kg)	2824.3	2829.6	2827.1	2843.9	2839.6	2840.0	2833.1	2839.0	2836.9

应用QJ1275-87给出的多元函数总不确定度 U 的计算公式 $U_{I_S} = k \delta I_S$ ，在置信度为95%时， $k = t_{0.95}(\nu)$ ，即在算出总自由度 ν 后， k 可由 t 分布表中查得。 δI_S 为由各参数测量不确定度计算的比冲不确定度，乘以系数 k 后即为极限误差，即总不确定度。按照这一方法计算，若置信度为95%时，真空总冲的测量不确定度为 $\pm 1\%$ ，这已为1984年和1986年两次通讯卫星的发射实践所证实。

综上所述，影响远地点发动机总冲不确定度的因素是多方面的，严格控制和改善这些因素所引起的测量误差，可望进一步提高总冲的测量精度。

XXXXXXXXXXXX
动态
XXXXXXXXXXXX

空气喷气公司为X-30发动机研制试验设备

空气喷气技术系统公司在加利福尼亚州萨克拉门托附近完成了超音速发动机试验设备的建造。其中超音速设备的 $3.6 \times 7.3\text{m}$ 试验舱段，在马赫数8，高度为30480m状态下可试验30秒。研制X-30空天飞机发动机的洛克达因公司已与空气喷气公司签定了16个月的试验合同，对发动机方案进行试验验证。试验工作将于1988年末开始，试验经费为五百万美元。试验结果将关系到国防部/NASA对于是否于1990年末开始全尺寸X-30空天飞机研制问题作出决定。

据说，洛克达因公司的X-30竞争者，普拉特·惠特尼公司将在另一台设备上 进行 类似的发动机试验。

赵瑞湘（摘译自A.W.&S.T.1988.4.11）

MILAS反潜导弹采用涡轮喷气发动机

最近法国玛特拉公司和意大利梅拉腊公司决定共同研制MILAS反潜导弹。MILAS导弹是一种用鱼雷管发射的反潜导弹，它的射程为5千米，动力装置为涡轮喷气发动机。这项研制工作准备用五年时间完成，1993年开始生产，经费为600万法郎。

郭振玲（摘译自Air&Cosmos, 1988年(1177)）

energy compensation are also discussed.

Keywords: Spectrum, Spectrum analysis, Spectrum measurement, Measuring technique

THE MEASURING TECHNOLOGY ON VACUUM TOTAL IMPULSE OF THE APOGEE BOOSTER FOR STW EXPERIMENTAL COMMUNICATION SATELLITE

Hou Xiangrong

(Shaanxi Chemical Test Institute)

Abstract

Various factors acting on the measurement of vacuum total impulse of the apogee booster for STW experimental communications satellite and uncertainties resulting from them are presented in this paper. The error sources of parameters such as thrust, pressure, vacuum pressure etc are emphatically described. The experiences of engine tests at simulated altitude conditions are reviewed. The imagination and the executive ways to reduce the uncertainties in vacuum total impulse measurement are also discussed.

Keywords: Apogee engine, Communication satellite, Thrust, Measuring technique, Error analysis, Solid rocket engine