

某型号大推力火箭发动机试验 推力测量不确定度评定

朱子环, 耿卫国, 管 理, 周 磊
(北京航天试验技术研究所, 北京 100074)

摘 要: 根据某型号大推力火箭发动机试验推力测量系统的工作原理和组成、计量标准量值传递关系和系统低温调试结果, 确定推力测量系统的不确定度来源, 通过进一步的误差分析并应用误差计算理论对系统不确定度进行评定, 得出该系统测量不确定度作为推力测量准确性依据。

关键词: 火箭发动机; 推力测量; 测量不确定度

中图分类号: V434-34 **文献标识码:** A **文章编号:** 1672-9374 (2012) 05-0081-05

Assessment of thrust measurement uncertainty for test of large thrust rocket engine

ZHU Zi-huan, GENG Wei-guo, GUAN Li, ZHOU Lei

(Beijing Institute of Aerospace Testing Technology, Beijing 100074, China)

Abstract: The uncertainty source of the thrust measure system was determined on the basis of the working principle, composition, metrological standard value transitive relation and low temperature debugging result of thrust measurement system for a large thrust rocket engine. The test uncertainty of the thrust measurement system was assessed by error analysis and theory of error calculation. The test uncertainty of the system was obtained, which is taken as an evidence for accuracy of thrust measurement. The method can be taken as a reference for thrust measurement assessment for other types of rocket engines.

Keywords: rocket engine; thrust measurement; measurement uncertainty

0 引言

大推力火箭发动机试验推力测量系统所涉及

到的专业领域较宽, 包括结构力学、测控技术、计算机技术、误差理论及数据处理等。推力测量系统进行不确定度评估是进一步确定试验推力测量准确程度的重要依据。

收稿日期: 2011-09-16; 修回日期: 2012-08-28

基金项目: 国家 863 项目(2008AA702303)

作者简介: 朱子环 (1977—), 女, 高级工程师, 研究领域为液体火箭发动机试验推力测量技术及仿真

3.1.2 总系统误差 B

$$B = \sqrt{B_I^2 + B_{II}^2} \quad (2)$$

式中: B_I 为校准等级误差; B_{II} 为数据取得和数据处理误差。

3.1.3 折合自由度 Φ

$$\Phi = \frac{(S_I^2 + S_{II}^2)^2}{\frac{S_I^4}{\Phi_I} + \frac{S_{II}^4}{\Phi_{II}}} \quad (3)$$

式中: Φ_I 为校准等级误差的当量自由度; Φ_{II} 为数据取得和处理误差的当量自由度。

3.1.4 地面推力测量不确定度 U

$$U = \pm [B + t_{0.90}(\Phi, \lambda)S] \quad (4)$$

式中: $t_{0.90}(\Phi, \lambda)$ 根据自由度 Φ 由表查取, 该表见 QJ1789-89 中附录 A。

3.2 分项标准偏差与随机误差

依据推力测量和校准过程确定了推力测量系统误差的来源, 并经过系统的常温无压、常温增压、低温增压和低温无压等一系列试验, 取得了大量的试验数据, 确定推进剂管路因介质压力、温度、流动动量以及预冷泄出及吹除等变化带来的误差, 为推力测量不确定度评定计算提供依据, 进而依据标准对每项产生的误差进行计算, 得出的误差见表 1 和表 2。表 1 和表 2 中标号名称见图 3 推力测量系统误差来源说明。

表 1 推力测量系统产生标准偏差各项值

Tab. 1 Calculated results of standard errors produced from thrust measurement system

标准偏差项	S_{II}	S_{I2}	S_{I3-1}	S_{I3-2}	S_{II1}	S_{II2}	S_{II3}	S_{II4}
计算结果	0	0.0012%	0.014%	0.0055%	0.0083%	0	0	0.005%

表 2 推力测量系统产生系统误差各项值

Tab. 2 Systematic errors produced from thrust measurement system

系统误差项	B_{I1}	B_{I2}	$B_{I3-1.1}$	$B_{I3-1.2}$	B_{I3-2}
计算结果	0	0.002%	0.09%	0.0106%	0.022%
系统误差项	B_{I3-3}	B_{I3-4}	B_{I3-5}	B_{I3-6}	B_{I3-7}
计算结果	0.012%	0	0.0033%	0.003%	0.0065%
系统误差项	B_{II1}	B_{II2}	B_{II3}	B_{II4}	B_{II5}
计算结果	0.019%	0	0	0.025%	0

3.3 计算结果

3.3.1 总标准偏差 S

$$\begin{aligned}
 S &= \sqrt{S_{I1}^2 + S_{I2}^2 + S_{I3-1}^2 + S_{I3-2}^2 + S_{II1}^2 + S_{II2}^2 + S_{II3}^2 + S_{II4}^2} \\
 &= \sqrt{0^2 + 0.0012\%^2 + 0.014\%^2 + 0.0055\%^2 + 0.0083\%^2 + 0^2 + 0^2 + 0.005\%^2} \\
 &= 0.018\%
 \end{aligned}$$

3.3.2 总系统误差 B

$$\begin{aligned}
 B &= \sqrt{B_{I1}^2 + B_{I2}^2 + B_{I3-1.1}^2 + B_{I3-1.2}^2 + B_{I3-2}^2 + B_{I3-3}^2 + B_{I3-4}^2 + B_{I3-5}^2 + B_{I3-6}^2 + B_{I3-7}^2 + B_{II1}^2 + B_{II2}^2 + B_{II3}^2 + B_{II4}^2 + B_{II5}^2} \\
 &= \sqrt{0^2 + 0.002\%^2 + 0.09\%^2 + 0.0106\%^2 + 0.022\%^2 + 0.012\%^2 + 0^2 + 0.0033\%^2 + 0.003\%^2 + 0.0065\%^2} \\
 &\quad + \sqrt{0.019\%^2 + 0^2 + 0^2 + 0.025\%^2 + 0^2} \\
 &= 0.223\%
 \end{aligned}$$

3.3.3 当量自由度 Φ

$$\begin{aligned}\Phi &= \frac{(S_{I1}^2 + S_{I2}^2 + S_{I3-1}^2 + S_{I3-2}^2 + S_{I11}^2 + S_{I12}^2 + S_{I13}^2 + S_{I14}^2)^2}{\frac{S_{I1}^4}{\Phi_{I1}} + \frac{S_{I2}^4}{\Phi_{I2}} + \frac{S_{I3-1}^4}{\Phi_{I3-1}} + \frac{S_{I3-2}^4}{\Phi_{I3-2}} + \frac{S_{I11}^4}{\Phi_{I11}} + \frac{S_{I12}^4}{\Phi_{I12}} + \frac{S_{I13}^4}{\Phi_{I13}} + \frac{S_{I14}^4}{\Phi_{I14}}} \\ &= \frac{(0^2 + 0.0012\%^2 + 0.014\%^2 + 0.0055\%^2 + 0.0083\%^2 + 0^2 + 0^2 + 0.005\%^2)^2}{0 + \frac{0.0012\%^4}{5} + \frac{0.014\%^4}{14} + \frac{0.0055\%^4}{14} + \frac{0.0083\%^4}{8} + 0 + 0 + \frac{0.005\%^4}{432}} \\ &= 9.45 \approx 9\end{aligned}$$

3.3.4 推力测量不确定度 U

根据式(4)计算 U , $U = \pm [0.223\% + 4.1917 \times 0.018\%] = \pm 0.298\%$ 。其中, $t_{0.90}'(\Phi, \lambda) = 4.1917$ 是根据自由度 $\Phi = 9$ 由标准得出。

机推力测量不确定度标准,对某型号大推力火箭发动机稳态推力测量不确定度进行评定为0.3%,满足发动机设计单位所提出的不确定度不大于0.5%的要求并提出长期保持已评定结果的系统状态要求。

4 系统状态要求

推力测量系统建成并经过不确定度评定后需要长期使用。长期保持已评定结果有如下要求:

1) 保持系统技术状态不变,主要设备更新需保持原来性能要求;

2) 标准传感器校准周期不得超过12个月,传感器基本误差(包括线性、滞后、不重复性)在0.03%以内,每次校准零位相对于前次校准变化不大于0.04%,灵敏度变化不大于0.035%;

3) 三只工作传感器校准周期不大于12个月,传感器基本误差要在0.05%以内,灵敏度相差小于0.1%输出,输出阻抗相差小于0.1%;

4) 信号传输线绝缘电阻不得小于20 M Ω ;

5) 常检查推力测量系统机械部分和电子部分,保持良好的工作状态。

5 结论

通过系统误差源的确定,依据液体火箭发动

参考文献:

- [1] 杨生发,樊丁,李元业. 发动机推力测量新型校准装置的研制[J]. 西北工业大学学报, 1997 (3): 18-22.
- [2] 谢显奇. 液氢-液氧发动机的推力测量[J]. 导弹与航天运载技术, 1997 (2): 61-64.
- [3] 费业泰. 误差理论与数据处理[M]. 北京: 机械工业出版社, 2004.
- [4] 荆凤林,陶汉铭. 某型固体火箭发动机推力测量不确定度评定[J]. 推进技术, 1998 (2): 101-105.
- [5] 杜鹤龄. 航空发动机推力的测量和确定方法[J]. 航空动力学报, 1997 (4): 54-57.
- [6] 马云华,蒋光林. 推力架测试系统误差的研究[J]. 宇航计测技术, 2005 (2): 23-26.
- [7] 刘伟亮,吴建军. 机电一体化推力测量系统的研制及应用[J]. 火箭推进, 2004, 30(6): 50-54.
- [8] 郭昕,刘涛,文刚. 航空发动机试车台附加阻力修正方法[J]. 航空动力学报, 2003 (6): 129-134.

(编辑: 陈红霞)