

文章编号: 1000-8055(2010)10-2285-05

单模块超燃发动机推力测量天平研制

贺 伟^{1,2}, 童泽润², 李宏斌²

(1. 西北工业大学 动力与能源学院, 西安 710072;

2. 中国空气动力研究与发展中心 超高速空气动力研究所, 绵阳 621000)

摘 要: 介绍了用于单模块超燃发动机推力测量的力传感器单分量天平的研制、应用, 通过脉冲燃烧风洞和长时间风洞试验, 天平/模型/支撑系统频率为 20 Hz, 在脉冲燃烧风洞有效试验时间内(约 300 ms)可获得较为稳定的测力信号, 基本满足脉冲燃烧风洞单模块发动机测力要求。在相同试验条件下, 脉冲燃烧风洞和长时间风洞获得了相同的发动机推力收益, 验证了天平测量数据的准确性。

关 键 词: 超燃发动机; 推力测量; 天平; 单模块; 风洞试验

中图分类号: V235.21

文献标识码: A

Investigation of thrust balance for the single module scramjet

HE Wei^{1,2}, TONG Zerun², LI Hongbin²

(1. School of Power and Energy,

Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China;

2. Hypervelocity Aerodynamics Institute,

China Aerodynamics Research and Development Center, Mianyang 621000, China)

Abstract: A single component thrust balance using force sensor was investigated and applied to single module scramjet wind tunnel test. When tested in pulse combustion wind tunnel, the oscillation frequency of the balance/model/support system was about 20 Hz, and the signal is steady. The balance can meet the needs of pulse combustion wind tunnel test. Under the same test condition, the results of pulse combustion wind tunnel and long-duration high temperature hypersonic wind tunnel are similar, proving that the balance can be put into application and the results are believable.

Key words: scramjet; thrust measurement; balance; single module; wind tunnel experiment

随着超燃发动机研究的深入开展, 要求发动机内流量越来越大^[1-4], 对天平测力提出了新的要求: ①发动机质量大大增加, 特别是脉冲燃烧风洞, 有效试验时间短(有效运行时间约 300 ms), 要求天平反应快; ②脉冲燃烧风洞快速起动产生的冲击大, 模型/天平系统质量大、气流速度高, 天平受到的载荷将非常大而且系统阻尼时间增大, 在

设计天平时必须考虑有足够的刚度; ③被测载荷变化大, 冷工况阻力可达 6 000 N, 而热工况模型上的轴向力可能接近 0 N, 要求天平具有较高的灵敏度; ④发动机使用液体碳氢燃料时, 由于燃料具有很强的渗透性, 容易损坏天平敏感元件, 要求天平敏感元件密封。这些相互矛盾的条件, 给脉冲燃烧风洞天平设计带来了很大的困难。

收稿日期: 2009-09-29; 修订日期: 2010-07-17

作者简介: 贺伟(1965-), 男, 湖南双峰人, 中国空气动力研究与发展中心研究员, 西北工业大学动力与能源学院博士生, 主要研究方向为超燃冲压发动机及试验技术。

考虑到发动机试验的状态基本为无偏航、无攻角、无滚转的安装方式,因此在实际发动机试验中,试验者最关心的、也是最有实际意义的分量只有轴向力分量^[5],它反映了发动机在试验气流中阻力的大小,在不同的发动机工作状态下,发动机产生了不同大小的推力,推力克服了一定量的阻力,使得天平测量的结果发生变化,比较发动机在未工作时间和工作时天平测力结果的差异,就可以得到发动机在相应工作状态下产生的推力大小^[6].因此我们在单模块超燃发动机试验时研制了单分量传感器天平,并在脉冲燃烧风洞和长时间风洞上进行了测力试验研究.

1 天平设计

脉冲风洞天平研制,必须解决模型质量、天平响应频率、天平测量灵敏度和测量精度之间的关系问题,而以上几个因素之间,又往往是相互制约的:一般来说,大的模型质量导致了天平响应频率的降低;而提高天平的响应频率,又会降低天平的测量分辨率,导致测量精度的降低.所以,协调好以上几个因素之间的关系,是天平研制的关键.

本文采用工业传感器作为测力元件,有效地减少液体碳氢燃料渗透对天平的影响;在天平法向力方向设置多对连杆,将轴向力传递块与天平板焊接为整体,增加天平的刚度,提高天平响应频率;选择合适的天平弹性连杆结构,保证天平测量的灵敏度.通过这些技术措施,获得了较好的天平性能.

1.1 天平技术要求

- 1) 天平外形尺寸: 900 mm (长) × 150 mm (宽) × 170 mm (高).
- 2) 天平设计量程: 轴向力 $F_{xb}=10\,000\text{ N}$.

由于单模块发动机尺寸较大,模型长为 3 840 mm,质量约为 700 kg,且目前最关心的是发动机的推力分量,天平设计为单分量形式,采用腹部支撑,总体尺寸相对较大.为了减少液体碳氢燃料渗透对天平的影响,天平的测力元件选用工业传感器.传感器为 MCL-Z 型力传感器,其测量范围为 0~ 15 kN.天平由固定板、浮动板、弹性连杆和力传感器等组成.浮动板与模型连接,通过弹性连杆将浮动板和固定板连接在一起.

天平设计时,由于只测量发动机的轴向力,必须有效地隔离其他分量和力矩对轴向力分量的干扰.本天平采用弹性连杆完成力的分解,弹性连

杆分别设置在轴向、法向和横向三个方向上,将所需要测量的轴向力传递到力传感器.弹性连杆两端有双向弹性铰链,弹性铰链所提供的横向自由度排除了其他两个方向上的力的作用,只能传递拉力或压力,保证力传感器只受到了欲测量分量的载荷的作用,实现力和力矩的分解^[7].

弹性连杆两端的双向弹性铰链有两种基本形式,一种是圆截面细棒形的弹性连杆,另一种是采用带双圆弧形弹性铰链的正棱柱形或圆柱形.本天平即采用这种形式,结构如图 1,它具有灵敏度高,力的机械分解好,天平干扰小,有较高的失稳临界载荷与机械加工精度高等优点^[8].



图 1 天平弹性连杆
Fig. 1 Elastic connector

1.2 天平结构

天平由固定板、浮动板、弹性连杆和力传感器等组成.天平的固定板和浮动板用 40 mm 厚的铬锰硅合金钢制造,弹性连杆用马氏体时效钢 00Ni18Co8Mo5TiAl 制造,铬锰硅合金钢采用了淬火+回火即调质处理,00Ni18Co8Mo5TiAl 采用固溶+时效硬化处理.天平结构如图 2 所示.为了加强法向方向的刚度,减少模型长度方向力矩对测量的影响,法向方向设置了三对弹性连杆支撑.

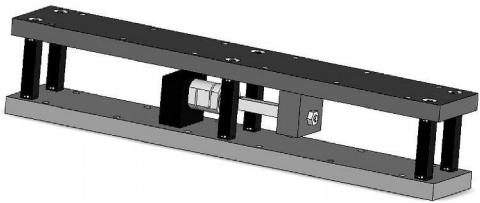


图 2 天平结构图
Fig. 2 Balance structure

1.3 天平设计校核

天平设计完成后,用有限元方法对天平的强度、本征频率进行了校核^[9].在进行有限元计算时,将天平的各个连接视为刚性连接,材料各向同性.图 3 为 10 000 N 轴向力作用下天平变形计算结果.

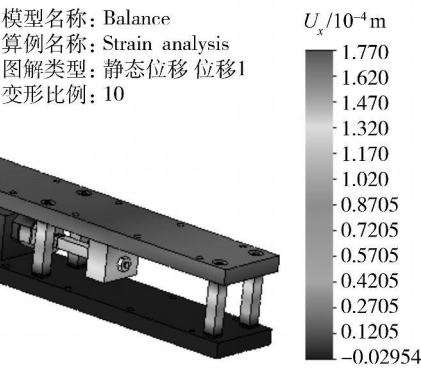


图 3 天平分析结果
Fig. 3 Analysis result

由图 3 可以看出, 在 10000 N 轴向力的作用下, 天平的最大变形为 0.18 mm, 轴向弹性连杆铰链的安全系数为 3, 满足强度校核的要求. 通过天平频率分析, 单个天平的本征频率为 203 Hz, 即天平的振荡周期不到 5 ms, 满足脉冲燃烧风洞天平测力要求.

2 天平标定

天平加工、装配完成后, 经过自然时效, 对天平进行了静态标定. 根据力传感器厂家提供的力传感器标定数据, 力传感器的灵敏度为 0.1397 mV/kg, 在 0~15 kN 范围内相对误差为 0.3%, 天平的灵敏度为 0.1367 mV/kg, 相对误差为 0.8%. 由于天平弹性连杆的作用, 传感器灵敏度变小, 但两者相差很小, 弹性连杆双向铰链基本为理想铰链, 恢复力矩很小, 即在铰链弯曲方向上的刚度几乎为零, 能有效排除其他两个方向上的力的作用, 只传递拉力或压力. 装配完成后的天平如图 4 所示.

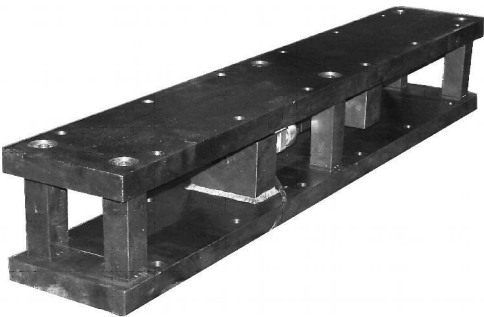


图 4 天平照片
Fig. 4 Photo of the balance

天平标定后, 对天平的振荡频率进行了测量. 图 5 为天平振荡曲线, 从图中可以看出, 天平的振

荡频率为 44 Hz, 每个周期约 23 ms. 由于进行有限元计算时, 假设天平的连接都是刚性连接, 而实际天平的螺栓连接不可能是刚性连接, 导致计算频率比实际测量频率高.

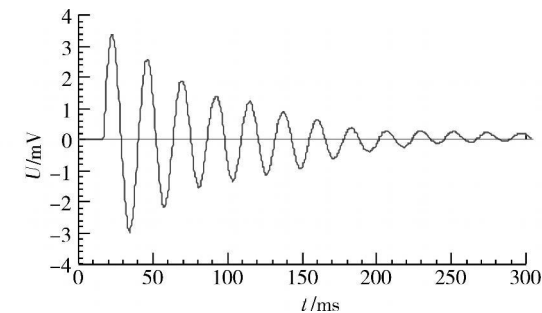


图 5 天平振荡曲线
Fig. 5 Oscillation curve of the balance

3 试验结果

试验在中国空气动力研究与发展中心的 $\Phi 600$ mm 脉冲燃烧风洞^{[10][11]} 和 FD-22 高温高超声速风洞^[12] 上进行, 风洞采用氢与富氧空气燃烧的方法提供氧气组分含量和真实空气相当的热气流进行发动机试验. $\Phi 600$ mm 脉冲燃烧风洞有效试验时间约 300 ms, FD-22 高温高超声速风洞有效试验时间可达 25 s. 为了减少试验气流对天平的影响, 在天平和模型之间安装了整流罩, 使试验气流不能直接作用在天平上.

为了提高天平/模型/支撑系统的整体刚度, 支撑系统采用较大厚度的钢板焊接而成, 并且在试验前测量了天平/模型/支撑系统的振荡频率. 图 6 为天平/模型/支撑系统的振荡曲线. 由图可以看出, 安装模型后, 系统振荡频率大大降低, 为 20 Hz, 即每个周期达 50 ms, 同时振荡的衰减也大为减缓. 在没有安装模型时, 约 250 ms 天平的振

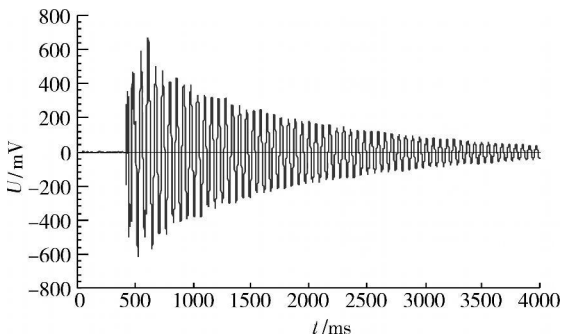


图 6 天平/模型/支撑系统振荡曲线
Fig. 6 Oscillation curve of the whole system

荡衰减了 90%, 而安装模型后 3 500 ms 才衰减 90%。考虑到脉冲燃烧风洞 300 ms 的有效试验时间, 在试验时间内, 能够得到将近 6 个周期的试验数据, 可有效消除天平惯性及阻尼对测试数据的影响, 天平基本满足试验要求。

试验首先在 $\phi 600$ mm 脉冲燃烧风洞上进行。试验马赫数分别为 4, 5 和 6, 各状态对应的总温为 1800, 1600 K 和 1000 K, 总压为 5.5, 3.6 MPa 和 1.5 MPa。图 7 为典型的天平测量曲线。

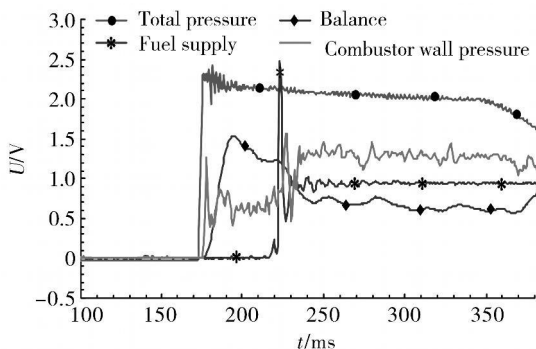


图 7 脉冲燃烧风洞天平测量曲线

Fig. 7 Measuring curve of pulse wind tunnel

由图 7 可以看出, 在 170 ms 左右驻室压力建立, 天平受到冲击载荷后开始爬升, 30 ms 后天平达到最大值, 然后开始衰减, 在 210 ms 左右达到平衡, 反映出模型所受到的冷流阻力。燃料在 220 ms 供应, 燃烧室壁面压力马上升高, 表明燃料开始燃烧, 此时天平测得的阻力减少, 240 ms 左右天平阻力达到最小, 并维持不变, 两者的差值即为发动机的推力收益。天平正确反映了模型的受力状况, 且跟随性良好, 该天平满足脉冲燃烧风洞试验需要。

图 8 为 FD-22 高温高超声速风洞典型试验曲线。由图可知, 在 3.5 s 加热器开始启动, 天平正确反映出冷流阻力, 4.3 s 第一注油点开始工作, 天平阻力开始减小, 燃烧室静压升高, 5 s 时第二注油点开始工作, 燃烧室静压进一步升高并达到稳定, 天平测得的阻力进一步减小, 并且在加热器工作时间内基本保持恒定, 天平正确反映了燃料燃烧后模型阻力的变化。

通过脉冲燃烧风洞和 FD-22 高温高超声速风洞对比试验, 在相同的试验条件下, 两座风洞获得的发动机推力收益相同, 进一步验证了天平测量数据的准确性。

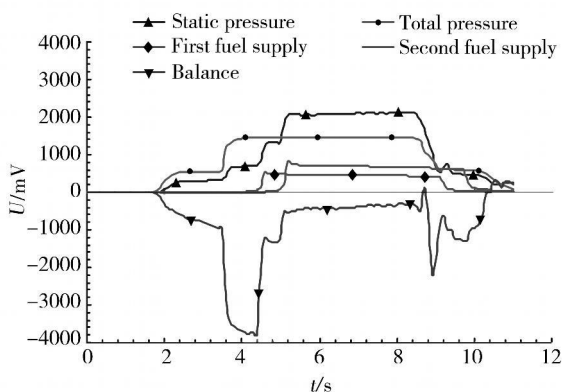


图 8 高温高超声速风洞天平测量曲线

Fig. 8 Measuring curve of hypersonic wind tunnel

4 结 论

研制的传感器测力天平, 在模型长为 4 m、质量为 700 kg 的条件下, 测得了全尺寸单模块超燃发动机推力收益, 解决了全尺寸单模块超燃发动机测力及煤油燃料超燃冲压发动机天平保护难题。

致谢:

本研究得到了乐嘉陵院士的指导和中国空气动力研究与发展中心超高速空气动力研究所领导、机关的大力支持, 参加研究的还有焦伟、邓和平、王洪亮等同志, 于时恩工程师校核了天平加工图, 胡国风高级工程师对天平的研制提出了有益的建议, 作者在此一并深表感谢。

参考文献:

- [1] 乐嘉陵, 刘陵. 高超声速飞行器的碳氢燃料双模态超燃冲压方案研究[J]. 流体力学实验与测量, 1997, 11(2): F13. LE Jialing, LIU Ling. The preliminary design of a hydrocarbon fueled dual mode scramjet engine for the hypersonic cruise vehicle[J]. Experiments and Measurements in Fluid Mechanics, 1997, 11(2): F13. (in Chinese)
- [2] 乐嘉陵, 胡欲立, 刘陵. 双模态超燃冲压发动机研究进展[J]. 流体力学实验与测量, 2000, 14(1): F12. LE Jialing, HU Yuli, LIU Ling. Investigation of possibilities in developing dual mode scramjet[J]. Experiments and Measurements in Fluid Mechanics, 2000, 14(1): F12. (in Chinese)
- [3] 白函尘, 刘伟雄, 苟永华, 等. M6 双模态冲压模型发动机氢燃料的燃烧试验研究[J]. 南京航空航天大学学报, 2003, 35(1): 53-57. BAI Hanchen, LIU Weixiong, GOU Yonghua, et al. Experimental investigation on combustion in a hydrogen fueled dual mode scramjet model at M6[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2003, 35(1): 53

57. (in Chinese)
- [4] 杨顺华, 乐嘉陵, 赵慧勇, 等. 煤油超燃冲压发动机三维大规模并行数值模拟[J]. 计算物理, 2009, 26(4): 534-540.
YANG Shunhua, LE Jialing, ZHAO Huiyong, et al. Three dimension massively parallel numerical simulation of kerosene fueled scramjet[J]. Chinese Journal of Computational Physics, 2009, 26(4): 534-540. (in Chinese)
- [5] 王永寿. 利用阻力测量评估超燃冲压发动机的推力性能[J]. 飞航导弹, 2005(2): 35-42.
WANG Yongshou. Evaluating the thrust performance of scramjet with drag measurement[J]. Winged Missiles Journal, 2005(2): 35-42. (in Chinese)
- [6] LE Jialing, LIU Weixiong. Performance study of model scramjet with fuel of kerosene in pulse facility[R]. AIAA 2003-6936, 2003.
- [7] 张景柱, 徐诚. 基于正交试验和 APDL 的盒式天平力敏元件集成优化设计[J]. 实验流体力学, 2008, 22(3): 68-71.
ZHANG Jingzhu, XU Cheng. Integrated optimal design of balance sensing element based on orthogonal experimental design and APDL[J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2008, 22(3): 68-71. (in Chinese)
- [8] 贺德馨. 风洞天平[M]. 北京: 国防工业出版社, 2001.
HE Dexin. Wind tunnel balance[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2001. (in Chinese)
- [9] 姚裕, 张召明. 整体式盒式应变天平有限元设计[J]. 南京航空航天大学学报, 2010, 42(1): 58-61.
YAO Yu, ZHANG Zhaoming. Finite element design on integrated box balance[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2010, 42(1): 58-61. (in Chinese)
- [10] 乐嘉陵, 刘伟雄, 贺伟, 等. 脉冲燃烧风洞及其在火箭和超燃发动机研究中的应用[J]. 流体力学实验与测量, 2005, 19(1): 1-10.
LE Jialing, LIU Weixiong, HE Wei, et al. Impulse combustion wind tunnel and its application in rocket and scramjet research[J]. Experiments and Measurements in Fluid Mechanics, 2005, 19(1): 1-10. (in Chinese)
- [11] 刘伟雄, 谭宇, 毛雄兵, 等. 一种新运行方式脉冲燃烧风洞研制与初步应用[J]. 实验流体力学, 2007, 21(4): 59-64.
LIU Weixiong, TAN Yu, MAO Xiongbing, et al. The development and preliminary application of pulse combustion wind tunnel with new running way[J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2007, 21(4): 59-64. (in Chinese)
- [12] 李向东, 隆永胜, 刘伟雄. 高温高超风洞的燃烧加热器混气降温技术初步研究[C] // 中国第一届近代空气动力学与气动热力学会议论文集. 北京: 国防工业出版社, 2006: 413-416.
LI Xiangdong, LONG Yongsheng, LIU Weixiong. Preliminary investigation of temperature reduction with air mixture in heater of high temperature and hypersonic wind tunnel[C] // Proceedings of China 1st Modern Aerodynamics & Aerothermodynamics Conference. Beijing: National Defense Industry Press, 2006: 413-416. (in Chinese)