

脉冲风洞一体化飞行器测力精度分析

张小庆¹, 吕金洲^{1,2}, 刘伟雄¹, 高 昌¹

(1. 中国空气动力研究与发展中心 超高速空气动力学研究所

高超声速冲压发动机技术重点实验室, 四川 绵阳 621000;

2. 西南交通大学 机械工程学院 摩擦学研究所, 成都 610000)

摘 要: 为评估脉冲风洞一体化飞行器的测力精度,根据脉冲风洞测力系统特点,对其进行简化,建立其动力学方程,并获得其动态脉冲响应衰减函数;分析测力系统输出信号变化规律,对其进行傅里叶变换,获得系统振动主频,并运用神经网络、梯度下降法对天平信号进行准确拟合,预测了测力信号的趋势值;对多次试验结果进行了信号拟合和趋势预测,获得了天平测力的精度。结果表明:该方法能够准确预测天平稳定输出结果,且当天平输出信号达到4个周期时,测力精度能够达到97%以上。

关 键 词: 测力系统; 衰减函数; 趋势预测; 测量精度; 脉冲风洞

中图分类号: V216.8; TJ760.1

文献标志码: A

Analysis on the force measurement accuracy of the integrated vehicle in the impulse wind tunnel

ZHANG Xiaoqing¹, LÜ Jinzhou^{1,2}, LIU Weixiong¹, GAO Chang¹

(1. Science and Technology on Scramjet Laboratory, Hypervelocity Aerodynamics Institute, China Aerodynamics Research and Development Center, Mianyang Sichuan 621000, China;

2. Tribology Research Institute, School of Mechanical Engineering, Southwest Jiaotong University, Chengdu 610000, China)

Abstract: To evaluate the force measurement accuracy of the integrated vehicle in the impulse combination wind tunnel, some actions were taken. Firstly, the force-measurement system was simplified and the dynamic equation was built according to its structural characteristics. Then, the impulse response attenuation function was deducted. Secondly, the time-dependent changing rule of the output signal of the force-measurement system was analyzed and the dominant frequency of was acquired through fast Fourier transformation (FFT) method. Next, the neural network algorithm and gradient descent algorithm were used to fit the signal of force balance and to predict the trend value of the force-measurement signal. Finally, the signal fitting and trend prediction of a number of tests data were conducted and the measurement accuracies were acquired. The result prove that this method can truly predict the stable output result, meanwhile, the measurement accuracy can reach over 97% when the output signal of force-measurement system includes 4 cycles.

收稿日期: 2017-09-14

基金项目: 高超声速冲压发动机技术重点实验室基金(STS/MY-ZY-2015-007)

作者简介: 张小庆(1981—),男,副研究员,博士,主要从事高超声速飞行器技术研究。

引用格式: 张小庆,吕金洲,刘伟雄,等. 脉冲风洞一体化飞行器测力精度分析[J]. 航空动力学报,2018,33(12):2924-2929. ZHANG Xiaoqing, LÜ Jinzhou, LIU Weixiong, et al. Analysis on the force measurement accuracy of the integrated vehicle in the impulse wind tunnel[J]. Journal of Aerospace Power, 2018, 33(12): 2924-2929.

Key words: force-measurement system; attenuation function; trend prediction; measurement accuracy; impulse wind tunnel

吸气式高超声速飞行器指以吸气式发动机为动力、在大气层和跨大气层实现飞行马赫数大于 5 的巡航飞行器。吸气式高超声速飞行器是 21 世纪的世界航空航天技术领域的制高点。现阶段,高超声速分析器技术研究主要包括 CFD 数值仿真、地面试验和飞行试验三大手段。由于 CFD 方法和飞行试验存在相应的局限,因此,在大尺度高超声速风洞特别是脉冲燃烧风洞中开展一体化飞行器带动力试验研究,成为高超声速飞行器技术研究的重要手段^[1-3]。脉冲燃烧风洞具有冲击载荷大,试验时间短的特点,如何在较短的试验时间内获得飞行器气动力载荷,成为关键的试验技术之一。

为解决短时风洞快速测力问题,国内外学者从测力天平角度出发开展了大量研究,包括加速度计天平^[4-11],应力波天平^[12-13],光学天平^[14-16]以及压电天平^[17]等,上述研究所涉及的天平主要应用于传统激波风洞,这类风洞的有效试验时间一般少于 10 ms,所涉及的试验模型同样较轻,一般低于 10 kg。但是随着高超声速风洞试验能力的提高,新型脉冲风洞有效试验时间超过 100 ms^[18-19]。中国科学院汪运鹏等^[20-22]采用应变天平获得了 JF12 风洞中试验模型的气动力载荷。贺伟等^[23]对比脉冲燃烧风洞和长时间风洞测力结果,在一定程度上验证了单分量测力天平的脉冲风洞测力方法。

为满足高超声速飞行器试验研究的需求,中国空气动力研究与发展中心(CARDC)研制并建成了 $\Phi 2.4$ m 脉冲燃烧风洞,其试验时间超过 300 ms,具备长度达 5 m、质量超过 1 t 的全尺度飞行器模型试验能力。随着模型质量大幅增加,导致测力系统(由天平、模型和支架组成)频响降低,其一阶固有频率甚至不足 50 Hz,在有效的试验时间内输出测力信号的周期数明显减少,造成测力精度下降。因此,模型质量增加对脉冲风洞测力精度提出了严峻的考验。

为评估脉冲风洞一体化飞行器的测力精度,本文从测力系统的结构动力学出发,结合神经网络法和梯度下降法,对风洞测力信号进行趋势预测分析,研究天平输出信号周期数对测力精度的影响,确定了满足测力要求的最少天平输出信号周期数,为脉冲燃烧风洞飞行器模型和测力天平

的设计提供指导。

1 脉冲风洞试验

图 1 为脉冲燃烧风洞试验过程中模型安装简图,风洞启动时,高焓气流通过喷管进入试验段,作用于试验模型上,在试验过程中发动机内喷注煤油,与经进气道压缩后的气流充分混合、燃烧,并通过模型尾喷管喷出,产生推力。对于该类试验模型,其质量大、体积大,因此必须采用盒式应变式天平进行气动力载荷测量。

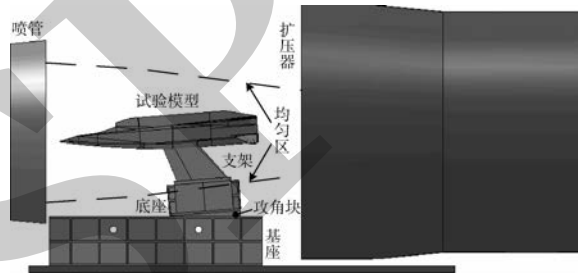


图 1 脉冲风洞试验状态

Fig. 1 Test state of the impulse wind tunnel

图 2 为 $\Phi 2.4$ m 脉冲燃烧风洞试验过程的测量曲线,其中,细黑色曲线为轴向载荷(推力)信号曲线,粗黑色曲线为试验过程中试验段总压变化曲线,脉冲燃烧风洞试验过程分为三个阶段,分别为风洞启动阶段、有效试验阶段和试验结束阶段。从图中可以看出,风洞启动后,风洞总压不断升高,同时模型振动开始,此时振幅达到最大。随着试验的进行,试验段总压不断升高并逐渐达到稳定,此时模型振动也不断衰减。当总压达到稳定值之后,试验进入有效试验时间阶段,但是此时模型振动仍然持续,未达到静止状态,从图中可以看

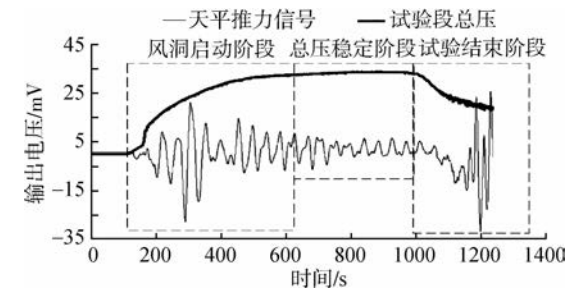


图 2 脉冲风洞试验信号

Fig. 2 Test single of the impulse wind tunnel

出,该阶段持续时间超过 300 ms。有效试验时间结束后,风洞运行进入结束阶段,从图中可以看出,试验结束后,由于真空球内气体经过扩压器回流进试验段,紊乱的气流引起模型大幅度的振动。

图 3 为连续风洞和脉冲风洞试验数据处理方式简化图,从图中可以看出,由于连续风洞有效试验时间较长,风洞启动过程中引起的模型振动最终能够达到稳定,可采用稳定输出结果作为试验过程中测力系统所受到的气动力载荷。对于脉冲风洞试验输出结果,有效试验时间内,试验模型振动无法停止,测力天平输出结果仍然处于振荡过程中,现阶段采取的处理方法为,取有效试验时间内信号平均值作为最终气动力载荷。因为测力天平信号存在干扰,而且取值时选取信号的周期数和取值区间不同导致平均值差异,以上因素导致取平均值的方法存在一定的误差。

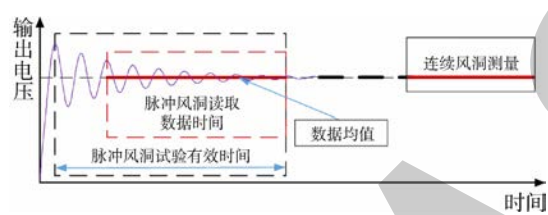


图 3 不同风洞数据对比

Fig. 3 Data comparison of different wind tunnels

2 测力系统动力学分析

风洞测力系统简化结构如图 4 所示,由试验模型、测力天平和模型支架三部分组成,其中试验模型主要承受气动载荷,测力天平为载荷测量装置,模型支架为系统支撑部件。

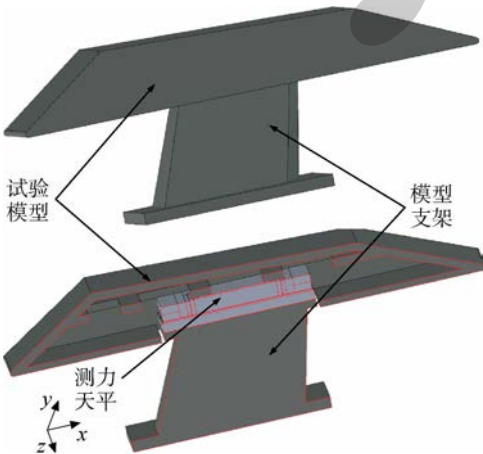


图 4 试验测力系统

Fig. 4 Force-measurement system

根据测力系统的结构及安装使用状态对其进行简化,如图 5(a)所示,试验模型为框架支撑结构,具有较高的刚度;整个模型的支架为实心钢结构,刚度很高。测力天平由于自身结构特点,刚度较前两者要低,测力系统变形量最大的部件为天平支撑梁和检测梁,因此建模时可将模型支架和试验模型简化为刚体,即分别将试验模型与天平浮动框视、模型支架与天平固定框视为整体。此时测力系统的振动即可简化为质量弹簧系统,如图 5(b)所示,试验模型和天平浮动框简化为刚体 m ,测量元件简化为具有 x 、 y 和 m_z 三分量刚度的弹簧 k_1 和 k_2 ,由于天平结构前后对称, k_{1x} 、 k_{1y} 、 k_{1m_z} 分别等于 k_{2x} 、 k_{2y} 、 k_{2m_z} ,支架和固定框为整体,模型支架与地基相连,即相当于测量元件一端固联于地面。

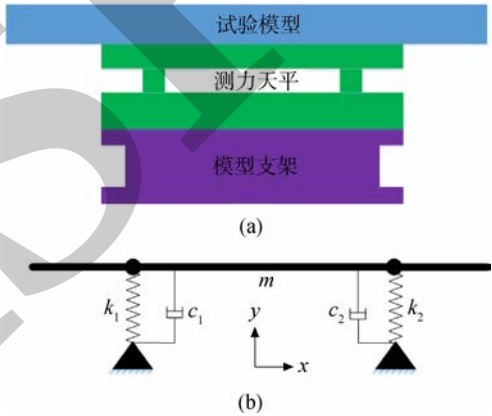


图 5 测力系统简化模型

Fig. 5 Simplified model of the force-measurement system

根据简化模型可得测力系统的动力学方程为

$$M\ddot{q} + C\dot{q} + Kq = F \tag{1}$$

式中 M 、 C 、 K 分别为天平的质量矩阵、阻尼矩和刚度矩阵, q 为位移矩阵, F 为试验模型受到的外部载荷。

对式(1)进行傅里叶变换,将上述微分方程转化成线性方程

$$[-\omega^2 M + \omega C + K][X(\omega)] = F(\omega) \tag{2}$$

式(2)为线性非齐次方程,方程的解为对应的齐次方程的通解与该方程的一个特解之和。方程(2)对应的齐次方程为测力系统振动自由衰减模型,即

$$[-\omega^2 M + \omega C + K][X(\omega)] = 0 \tag{3}$$

式(3)可以求解测力系统的多个特征值和特征向量,特征值表征系统的固有频率,特征向量表征系统的各阶振型。根据系统振动理论的模态叠

加法,系统响应可表示为各阶振型的线性组合,即

$$X_1(\omega) = \varphi_{11}q_1(\omega) + \varphi_{12}q_2(\omega) + \cdots +$$
$$\varphi_{1n}q_n(\omega) = \sum_{i=1}^n \varphi_{1i}q_i(\omega) \tag{4}$$

式中 φ_{1i} 为系统响应的振型系数。对于天平系统的固有频率和对已知载荷的响应可通过自由振动实验进行测量。

最终获得风洞试验测力系统的动态脉冲响应的衰减函数为

$$f(t) = a_1 e^{-a_2(t-T_s)+s_1} \cdot$$
$$a_3 \sin[2\pi C_f(t - T_s) + S_2] + T_r \tag{5}$$

式中 a_1 、 a_2 、 a_3 均为振动幅值; s_1 为衰减函数系数; C_f 为系统诊断主频; s_2 为载荷波函数系数; T_r 为常数趋势项即为式(2)的特解; T_s 为时间平移项。

3 测力系统信号分析方法

脉冲燃烧风洞试验过程中测力天平输出信号如图 6 所示。由于稳定过程中天平输出信号为周期振动,且具有谐波特性,可通过傅里叶变换提取系统振动时的主频,然后根据不同振动周期振幅的变化规律,结合式(5)所述的系统振动衰减方程,运用梯度下降法和神经网络等方法对信号进行准确拟合,预测振动稳定状态下的趋势值,进而研究测力系统振动有效周期数和信号测量精度间的关系。

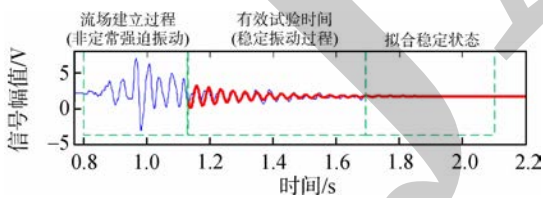


图 6 天平信号拟合结果

Fig. 6 Fitting result of force balance output signal

从多体动力学角度出发,确定风洞测试系统响应数学模型的函数结构,采用梯度下降法对参数进行优化辨识,具体方法和步骤为:①初始化数学模型的函数 $f(t)$ 参数;②求解原始函数梯度;③在参数的梯度相反方向移动;④循环迭代步骤③,使函数 $f(t)$ 的迭代差值满足精度要求;⑤输出最优参数值。由于测力天平截取信号的不确定性,信号拟合参数以固定经验参数进行初始化,然后针对具体输出信号进行微调,从而得到针对不同周期数的信号最佳拟合曲线。该研究的具体步骤如图 7 所示。

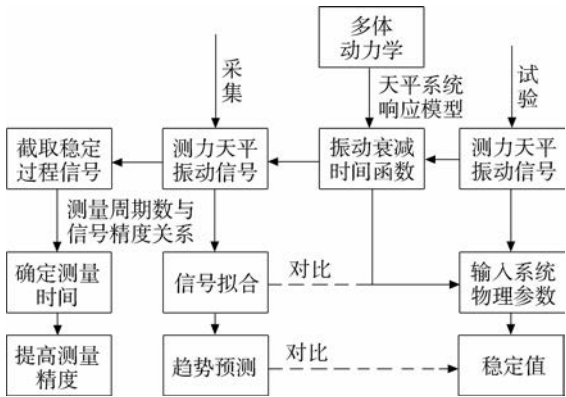


图 7 研究步骤

Fig. 7 Step of the research

针对复杂的测力系统,通过神经网络算法拟合测力天平信号,首先根据系统特性构建神经网络,其次,需要运用系统输入输出数据对神经网络进行训练,使其能够表达未知函数,然后采用训练后的神经网络算法拟合并预测系统输出。

4 测力系统输出信号分析

图 8 为 $\Phi 2.4\text{ m}$ 脉冲燃烧风洞某试验模型测力信号输出结果,从图中可以看出,过程分为三个阶段,分别为风洞启动阶段、有效试验阶段和风洞关车阶段。随着风洞启动,高速气流作用于试验模型上,气流冲击作用引起模型剧烈振动。随后试验进入有效试验阶段,试验有效数据均来自该阶段,此时模型振动幅值逐渐减小,但是最终未达到平衡,此过程持续时间约为 300 ms。最后风洞试验结束,喷管来流终止,试验过程中进入真空箱的气流开始产生回流,造成模型更大程度振动,这是因为回流气流为无规律紊流,作用在模型上使其振动更为剧烈。

图 9 为在试验时间为 0.7~1.7 s 内天平输出信号的局部放大图,包含风洞启动阶段和有效试验阶段。根据试验过程中总压输出曲线,确定有效试验时间内的振动信号如图中虚线方框部分所示。

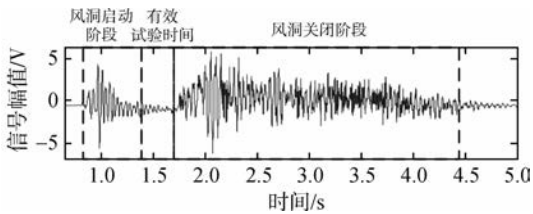


图 8 测力系统信号输出

Fig. 8 Signal output of the force-measurement system

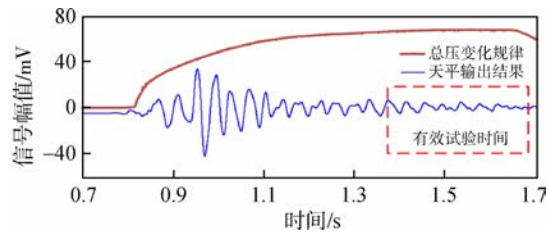


图 9 试验时间为 0.7~1.7 s 的信号输出图
Fig. 9 Signals during the testing time of 0.7~1.7 s

图 10(a)为根据试验过程中总压变化规律,截取有效试验时间内 4 个周期的振动数据,并对其进行傅里叶变换,获得有效试验时间内输出信号的频谱图,如图 10(b)所示。从图中可以看出,有效试验时间内,振动存在两个峰值:其中一个为 0 频,即周期无穷大,该波峰对应信号振动的均值;另一个为系统振动主频,振动频率为 26 Hz,且该频率下对应的幅值远大于其他频率,说明该振动以单一频率振动为主。

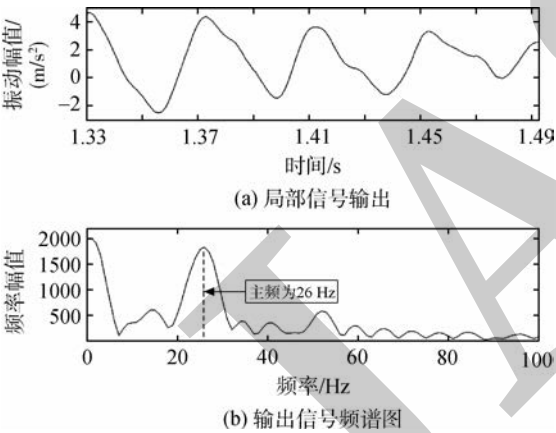


图 10 有效试验时间内信号
Fig. 10 Signal during the time of the effective test

根据截取信号的主频与式(5)测力系统的动态脉冲响应衰减函数,拟合截取信号,从而预测稳定状态下的趋势值,结果如图 11 所示。

根据信号周期,对截取的测力天平稳定振动过程中的信号进行分析,获得取值周期数和信号

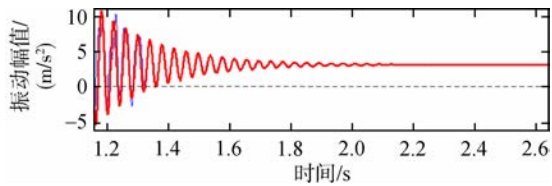


图 11 测力天平稳定振动过程拟合曲线
Fig. 11 Stable vibration fitting curve of the force-measurement system

精度间的关系,记信号测量精度为

$$p = 1 - \left| \frac{\bar{X} - \bar{x}_i}{\bar{X} - x_b} \right| \tag{6}$$

式中 $\bar{X}$ 为测力天平稳定振动过程中输出结果, $\bar{x}_i$ 为信号分段测量幅值均值, x_b 为原始信号基准值。

5 测力精度分析

根据前述方法,对某 5 m 量级、质量约为 1 t 模型在不同试验条件下的输出结果进行分析,获得了截取不同周期数时输出信号的预测结果及分段结果,并根据式(6)求解了信号的测量精度。

图 12 显示了 15 次不同试验测力系统输出结果误差率随选取周期个数变化的情况。从图中可看出,当取值周期数为 4 时,所有试验结果精度均超过 97%;当取周期数大于或超过 4 时,绝大多数试验次数的测力精度均超过 98%。

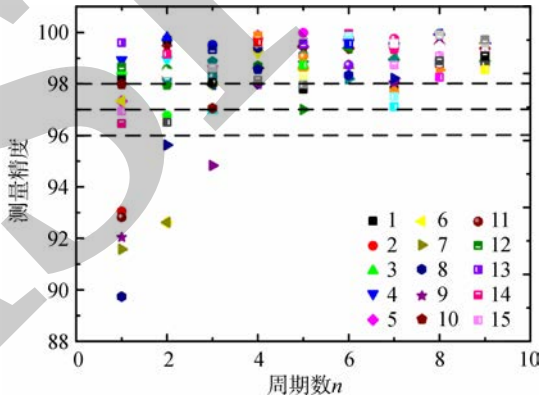


图 12 8 次试验结果精度
Fig. 12 Precision of eight test result

脉冲燃烧风洞相对于连续风洞的优势即在于低运行成本,延长试验时间会造成运行成本大幅度上升。因此,信号周期数为 4 时,既可以满足试验测力精度的要求,又不会造成有效试验时间的大幅度延长,能够满足风洞测力的影响。同时,按照脉冲风洞有效试验时间约为 300 ms 计算,因此测力系统设计时其最低阶固有频率应大于 12 Hz。

6 结 论

本文针对脉冲燃烧风洞试验测力系统进行了动力学建模,获得了动态脉冲响应衰减函数,并采用神经网络算法、梯度下降法对测力系统输出信号进行了信号分析和稳定值预测,证明当试验数据包含超过 4 个周期完整信号时,测力精度将超过 97%。

参考文献:

[1] 姜宗林,俞鸿儒. 高超声速激波风洞研究进展[J]. 力学进展, 2009, 39(6): 766-776.
JIANG Zonglin, YU Hongru. Progress of the research on hypersonic shock tunnels[J]. Advance in Mechanics, 2009, 39(6): 766-776. (in Chinese)

[2] ROBINSON M J. Three-component force measurements on a large scramjet in a shock tunnel[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2004, 41(3): 416-425.

[3] SCHULTZI A. Hypersonic scramjet testing via diode laser absorption in a reflected shock tunnel[J]. Journal of Propulsion and Power, 2014, 30(6): 1586-1594.

[4] TANNO H, KODERA M, KOMURO T, et al. Aerodynamic force measurement on a large-scale model in a short duration test facility[J]. Review of Scientific Instruments, 2005, 76(3): 035107. 1-035107. 5.

[5] TANNO H, KOMURO T, SATO K, et al. Aerodynamic force measurement technique with accelerometers in the impulsive facility HIEST[J]. Shock Waves, 2009, 18(6): 471-476.

[6] TANNO H, KOMURO T, TAKAHASHI M, et al. Unsteady force measurement technique in shock tubes[J]. Review of Scientific Instruments, 2004, 75(2): 532-536.

[7] SINGH P, MENEZES V, IRIMPAN K J, et al. Impulse force balance for ultrashort duration hypersonic test facilities [J]. Shock and Vibration, 2015, 2015: 803253. 1-803253. 8.

[8] SINGH P, TRIVEDI S, MENEZES V, et al. Dynamic calibration and validation of an accelerometer force balance for hypersonic lifting models[J]. The Scientific World Journal, 2014, 2014(6): 813759.

[9] NAUMANN K W. Millisecond aerodynamic force measurement with side-jet model in the ISL shock tunnel[J]. AIAA Journal, 1993, 31(6): 1068-1074.

[10] SARAVANAN S, JAGADEESH G, REDDY K P J. Aerodynamic force measurement using 3-component accelerometer force balance system in a hypersonic shock tunnel[J]. Shock Waves, 2009, 18(2): 425-435.

[11] ROBINSON M, HANNEMANN K. Short duration force measurements in impulse facilities[R]. AIAA-2006-3439, 2006.

[12] SMITHA L. Design, modelling and analysis of a six component force balance for hypervelocity wind tunnel testing [J]. Computer and Structures, 2001, 79(11): 1077-1088.

[13] SAHOO N, SURYAVAMSHI K, REDDY K P J, et al. Dynamic force balances for short-duration hypersonic testing facilities[J]. Experiments in Fluids, 2005, 38(5): 606-614.

[14] LAURENCE S J. Image-based force and moment measurement in hypersonic facilities[J]. Experiments in Fluids, 2009, 46(2): 343-353.

[15] LAURENCE S J, KARL S. An improved visualization-based force-measurement technique for short-duration hypersonic facilities[J]. Experiments in Fluids, 2010, 48(6): 949-965.

[16] PIETERSE F F, BIDGOOD P M. An experimental four-component optical fiber balance [R]. AIAA-2015-1564, 2015.

[17] COLLOPY A, LEE S, MARINEAU E C. Development of dynamic force measurement capabilities at AEDC tunnel 9 [R]. AIAA-2014-0983, 2014.

[18] 张小庆, 杨富荣, 鲍伟义, 等. 直连式脉冲燃烧风洞起动过程研究[J]. 实验流体力学, 2009, 23(2): 63-67.
ZHANG Xiaoqing, YANG Furong, BAO Weiyi, et al. Investigation on the starting process of the direct impulse combustion wind tunnel [J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2009, 23(2): 63-67. (in Chinese)

[19] 姜宗林, 李进平, 赵伟, 等. 长试验时间爆轰驱动激波风洞技术研究[J]. 力学学报, 2012, 44(5): 824-831.
JIANG Zongli, LI Jinping, ZHAO Wei, et al. Investigating into techniques for extending the test-duration of detonation-driven shock tunnels[J]. Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics, 2012, 44(5): 824-834. (in Chinese)

[20] WANG Yunpeng, LIU Yunfeng, LUO Changtong, et al. Force measurement using strain-gauge balance in a shock tunnel with long test duration[J]. Review of Scientific Instruments, 2016, 87(5): 055108. 1-055108. 9.

[21] WANG Yunpeng, LIU Yunfeng, JIANG Zonglin. Design of a pulse type strain gauge balance for a long-test-duration hypersonic shock tunnel[J]. Shock Waves, 2016, 26(6): 835-844.

[22] 汪运鹏, 刘云峰, 苑朝凯, 等. 长试验时间激波风洞测力技术研究[J]. 力学学报, 2016, 48(3): 545-556.
WANG Yunpeng, LIU Yunfeng, YUAN Chaokai, et al. Study on force measurement in long-test duration shock tunnel[J]. Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics, 2016, 48(3): 545-556. (in Chinese)

[23] 贺伟, 童泽润, 李宏斌. 单模块超燃发动机推力测量天平研制[J]. 航空动力学报, 2010, 25(10): 2285-2289.
HE Wei, TONG Zerun, LI Hongbin. Investigation of thrust balance for the single module scramjet[J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(10): 2285-2289. (in Chinese)

(编辑: 叶 青)