

激波风洞脉冲型应变天平的研制*

汪运鹏 刘云峰 姜宗林

(中国科学院力学研究所高温气体动力学国家重点实验室, 北京 100190)

摘要 高超声速激波风洞的气动力测量试验中, 惯性力干扰将导致模型及支撑系统的低频振动。在有效试验时间内, 这种干扰使天平信号周期数减少并且很难通过信号滤波进行消除。由于自振频率与模型的尺度成反比例关系, 这种影响大大限制了大尺度激波风洞测力模型的尺寸和重量。所以, 激波风洞应变天平的技术关键体现在整体的刚度特性。在本文中, 我们设计了几种不同的高频结构应变天平并重点针对轴向力测量单元进行了有限元结构优化。同时, 应用一个大尺度的尖锥标准模型对研制的应变天平在 JF12 长试验时间(超过 100ms)激波风洞进行动态校准测力试验。试验结果与其他风洞的数据具有较好的一致性, 新天平表现出优异的结构特性和测力性能。

关键词: 高超声速激波风洞 气动力测量 应变天平 固有频率 标准模型 动态校准

一、引言

对于传统的高超声速激波风洞, 由于其瞬态流场和极短的有效试验时间(一般 500 μ s—20ms)^{[1][2][3][4]}, 模型—天平—支撑系统(Model-Balance-Support System, 简称 MBSS)的机械振动被激起并且在试验时间内不能被阻尼特性衰减掉。因此, 在有效试验时间内, 为了得到较好的测力结果, 测力支撑系统的低频振动信号应至少具有 5 个以上的周期^[2]。对于试验时间在几毫秒的典型激波风洞, 可能最低频率在 1000Hz 以上才能确保试验结果具有较好的精度。因为高频的信号可以采取直接平均处理, 从而避免应用诸如惯性补偿等更加复杂的方法对信号进行人为干预。针对以上的技术难题, 很多测力天平专家也提出了多类采用特种天平(加速度计天平^{[5][6][7]}、应力波天平^[8]及其混合技术天平^{[9][10]}等)进行脉冲式风洞气动力测量的技术, 并且以上特种天平技术所针对的风洞均为短试验时间的情况。

中国科学院力学研究所复现高超声速激波风洞 JF12 的落成突破了毫秒级试验时间的瓶颈, 有效试验时间超过 100ms, 同时其具有复现高空高超声速真实飞行条件的能力^[11]。因此, 对于 JF12 激波风洞的气动力测量试验, 我们考虑采用传统的杆式内置应变计天平, 其中主要是基于应变天平技术较为成熟, 结构简单并且成本低廉。但是, 传统的内置应变天平的结构刚度是很难保证信号有足够的处理周期的。针对这个难题, 我们优化设计天平的测力单元结构以适用于这种脉冲型动态测力试验, 并相应提出一套有限元结构优化方案。数值计算和风洞试验结果表明: 传统的应变计天平的结构仍然具有较大的优化设计空间, 得到较大刚度的天平结构, 从而提高动态测力结果的精准度。基于有限元结构分析的结果, 我们从四个备选方案中选择一个最优模型进行机械加工, 并用于 JF12 激波风洞大尺度模型的气动力测量试验。

对于杆式应变天平的结构设计, 有多方面的技术问题应该被关注, 比如风洞参数指标、测力系统结构的配合问题、数据采集方案及天平的结构形式等等。在本文中, 我们重点考察天平的结构对整体测力性能的影响。从结构特性的观点, 在应变天平的结构设

* 注: 国家自然科学基金项目(11302232)资助。青年工作者优秀论文

计中我们集中关注以下几个方面：(1) 较低的结构干扰；(2) 较大的刚度；(3) 在应变计黏贴位置需有较小的应力变化；(4) 基于相对较短的运行时间，暂不考虑温度对天平的影响。在这些具体的设计要求中，(1) 和 (2) 作为脉冲型天平结构设计中最重要两个特性被重点研究和探讨。因此，本文中主要对天平结构中的轴向力测量单元进行优化和改良并分析其对测力精度的影响。



图1 应变天平的四个设计方案

二、应变天平的结构设计及其优化

2.1 几个应变天平设计方案

我们在脉冲型天平设计的前期工作中提出了四个备选研制方案，目的是对天平的结构特性进行比较。基于有限元分析结果，将其中的一个最优方案进行了机械加工制造。图 1 中给出了四个方案的三维设计和有限元计算模型，分别记为模型 A、B、C 和 D。四个模型的设计载荷量程被列在表 1，其中对于轴向力载荷的确定，首先评估了 JF12 复现激波风洞针对 750mm 尖锥模型的最大气动载荷。作为 JF12 激波风洞测力的初步研究工作，除了模型 B 为六分量力天平，其余所有的模型均考虑确定为三分量载荷设计，即轴向力 F_x 、法向力 F_y 和俯仰力矩 M_z 。其中，模型 A 和 B 的设计利用常规高速风洞的传统应变天平结构，其整体刚度小、自振频率较低（基频一般在 200~300Hz）。显然，这种结构的天平配以传统的尾式弯刀支撑机构，将使得安装模型后的测力系统具有极低的频率，这种低频对天平电压输出信号是致命的。本文提出这两个模型将帮助我们找到传统形式的应变天平能够应用在大尺度激波风洞的关键技术因素（在下文中将详细地进行说明和讨论）。模型 C 和 D 在前两个模型的基础上进行改良和优化，其具有较大的刚度和较低的载荷分量间干扰。模型 C 具有一种“笼式”结构以提高整体刚度，单侧矩形截面梁用于法向力和俯仰力矩的测量，校准中心位于矩形梁的中心位置。同时，这种类型的天平使得轴向力测量单元结构变得极为复杂，但却大大降低了法向力和俯仰力矩对轴

向力信号的输出干扰，从而提高测量灵敏度。模型 D 是在 C 的基础上进行的最终结构改良方案，为目前试验中所使用脉冲型应变天平的定型方案。表 2 列出了四个模型的载荷量程。

表 1 四个模型天平的尺寸参数 (mm)

模型	直径 (D)	长度 (L)
A	44	264
B	40	246
C	50	175
D	53	202.5

表 2 四个模型天平的载荷量程(N, Nm)

模型	轴向力 F_x	法向力 F_y	侧向力 F_z	滚转力矩 M_x	偏航力矩 F_y	俯仰力矩 M_z
A	1000	3000	—	—	—	100
B	1000	3000	3000	50	100	100
C	1500	4000	—	—	—	150
D	1000	2000	—	—	—	100

2.2 轴向力测量单元

就杆式应变天平而言，轴向力单元结构的设计是六个分量结构中最复杂的。为了在高超声速风洞测力试验中得到更高精度的测量结果，在过去的几十年里，很多类型的天平测力单元结构形式被纷纷提出^[11]。但是，针对有效试验时间极短的脉冲型风洞，如激波风洞，应变天平的使用遇到了瓶颈。JF12 长试验时间激波风洞的建成在某种程度上缓解了这个难题，使得我们可以再次考虑杆式应变天平在动态测力中的应用。基于 JF12 激波风洞超过 100ms 的有效试验时间，我们认为一个具有优化结构测力单元的应变天平可以保证输出足够周期的电压信号，从而得到满足要求的测力结果。基于以上的分析，我们利用有限元分析方法对模型 D 的轴向力单元进行改进和优化。图 2 为模型 D 的结构示意图，力矩参考中心位于矩形截面梁中心位置。

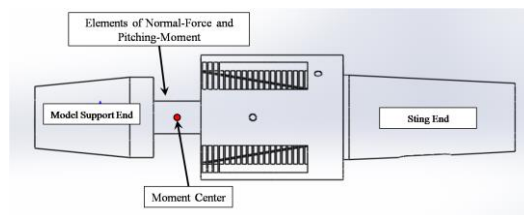


图 2 模型 D 结构示意图

图 3 中给出了天平体轴坐标系的定义。法向力 F_y 为总合力沿着 Y 坐标轴投影的负方向；轴向力 F_x 为合力沿着 X 轴投影的负方向；合力矩沿着 Z 轴的分量为俯仰力矩 M_z 。此定义是为了配合应变天平静态校准和现有的模型测力支撑系

统坐标系定义。

作为应变天平最复杂和最关键的测量单元结构，轴向力单元被作为本文研究的重点。图 4 列出了 9 个轴向力测力单元结构设计方案并归类为三个结构类型，即 I 型梁、弯曲梁 I 及 II。

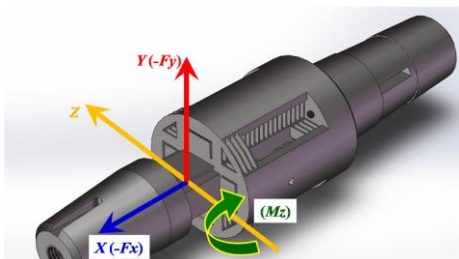


图 3 模型 D 坐标轴定义

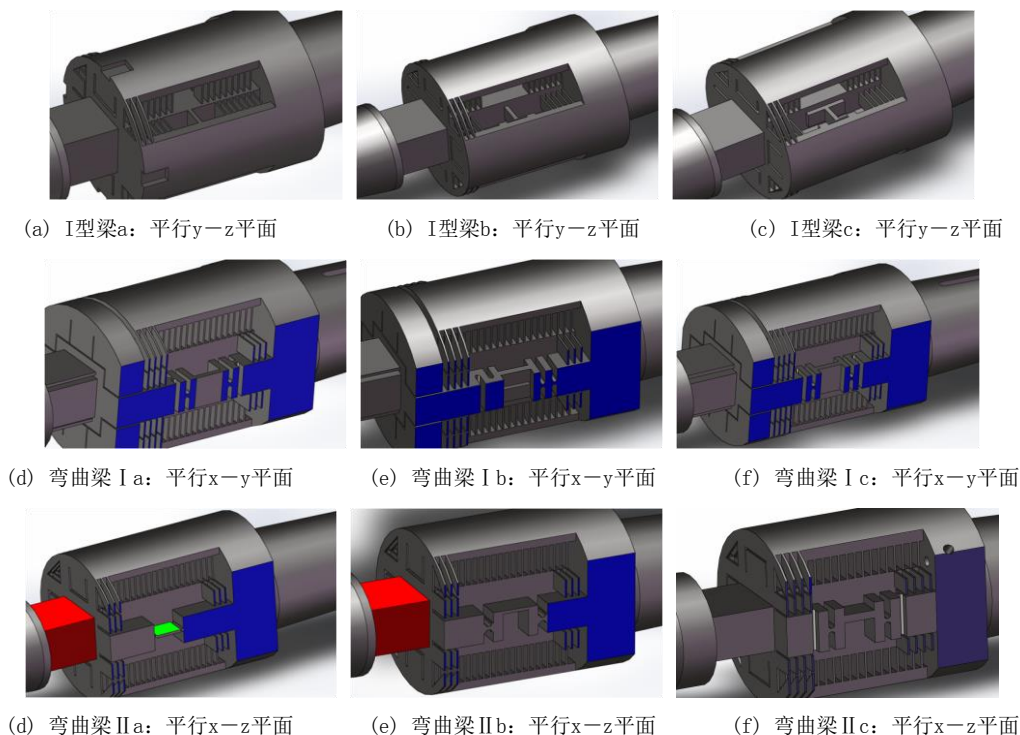


图 4 模型 D 轴向力测量单元设计优化方案

其中，I 型梁为已成熟应用的一种结构形式。弯曲梁 I 是在 I 型梁结构的基础上，进行有限元结构计算后改进的一种结构。这种改良在应变天平整体刚度不变的情况下使得轴向力测量单元的应变输出增大，参见表 3。将 1000N 轴向力作用在天平上后，相比 I 型梁，弯曲梁的应变输出增大了 3 倍以上，这将使应变天平的精准度有较大幅度的提高。但是，同时我们在检验各个分量之间的干扰时发现：单独作用法向力和俯仰力矩载荷时，弯曲梁 I 类型的轴向力测量单元上仍存在相对较大的应变输出，这意味着这两个载荷对这种结构的轴向力输出具有大的干扰，并且这种干扰无疑会对天平校准的精准度有负面影响。因此，我们在弯曲

梁 I 的基础上, 提出了弯曲梁 II 结构。计算结果表明: 法向力和俯仰力矩载荷对这种结构轴向力单元的干扰降到了 5% 以内。

表 3 1000N 轴向力载荷作用下不同轴向力单元结构平均应变

轴向力单元结构	(a)	(b)	(c)	(d)	(e)	(f)	(g)	(h)	(i)
平均应变, $\epsilon_{ave} (\mu\epsilon)$	64	71	84	188	243	265	223	296	336

通过进一步的有限元结构数值计算对弯曲梁 II 的三个结构进行了比较。当其他载荷作用到天平参考中心时, 弯曲梁 II c 结构具有最小的干扰影响, 同时也具有最大的应变输出 (参见表 3), 这意味着弯曲梁 II c 的结构具有更高的测量灵敏度。因此, 附加轴向力弯曲梁 II c 型结构的模型 D 被确定为最优方案, 并在下文进行了详细的应力、应变和性能结构的分析。基于模型的复杂性, 理论计算部分不作为重点分析, 不在本文中给出。

2.3 应力应变分析

2.3.1 材料特性

在数值计算和线性应力分析中, 天平材料的特性根据实际应用情况作如下设置: 杨氏模量, $E=1.8725 \times 10^{11}$ Pa; 泊松比, $\nu=0.4049$; 屈服极限, $\sigma_b=1.862 \times 10^9$ Pa。

2.3.2 强度分析和应变计算

为了评估应变天平应用的安全性和适用性, 分别对模型 D 进行了强度校核和应变计算。一方面, 有限元计算结果表明目前的结构方案符合设计要求并且在最大载荷作用下天平结构是安全可靠的。表 4 列出了三个载荷 (轴向力、法向力及俯仰力矩) 分别作用时最大应力的计算结果。

另一方面, 应变计算的结果显示: 目前的应变天平结构 (模型 D, 附弯曲梁 II c 结构) 具有最高的测量灵敏度。表 5 列出了各个分量载荷作用下应变计黏贴位置的最大和平均应变计算结果。相对于常规高超声速风洞使用的传统杆式应变天平, 本文中设计的脉冲型应变天平在保证整体刚度较大的同时具有更高的测量灵敏度。下文将对天平模型进行模态计算, 从而对振动固有频率进行比较分析。

表 4 三载荷单独作用下最大应力 (von Mises stress)

	轴向力 F_x	法向力 F_y	俯仰力矩 M_z
载荷 (N, Nm)	1000	2000	100
最大应力, σ_{max} (MPa)	154	312	173

表 5 三载荷单独作用下的应变结果

	轴向力 F_x	法向力 F_y	俯仰力矩 M_z
载荷 (N, Nm)	1000	2000	100
最大应变, $\epsilon_{max} (\mu\epsilon)$	823	1664	923
平均应变, $\epsilon_{ave} (\mu\epsilon)$	336	595	722

2.4 模态分析

为了更好的评估目前设计的天平结构特性，我们对四个模型应用有限元数值方法进行了结构模态振型和频率的计算分析。结果表明：模型 D 具有四个模型中最高的固有频率，其超过了 850Hz。这意味着模型 D 的刚度性能是四个模型中最好的。表 6 列出了各个模型的前三阶固有频率。因此，相比较其他三个天平模型，应用模型 D 的测力支撑系统将具有更大的刚度特性，即天平输出电压信号具有更好的周期性，从而保证测力结果具有相对更高的精准度。这一点在 JF12 激波风洞测力试验中也得到了验证，详见本文第三部分。

图 5 为模型 D 的前三阶模态振型。前两阶模型分别以 X 和 Y 轴（计算坐标系）弯曲，第三阶模型为轴向振动，这意味着天平轴向力电压输出信号的主频率是较高的。

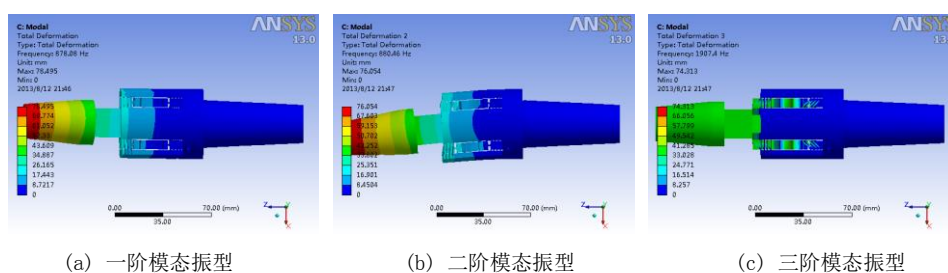


图 5 模型 D 前三阶模态振型（计算坐标系）

表 6 四个模型前三阶模态频率（Hz）

模态\模型	模型 A	模型 B	模型 C	模型 D
Mode 1	335.38	281.35	747.18	878.08
Mode 2	405.91	289.63	757.31	880.64
Mode 3	1085.6	1281.4	2358.6	1907.4

三、气动力测量试验

3.1 风洞设备和测力模型

应用中国科学院力学研究所新投入使用的 JF12 长试验时间爆轰驱动高超声速激波风洞进行了新研制脉冲型应变天平（实验室天平设备序列号为 JF12-ISGB3-053-S01，以下简称 S01 天平）的气动力动态校准试验。JF12 激波风洞的运行特点为可复现 25-50 公里高空、马赫数 5-9 飞行、喷管出口直径 1.5m 或 2.5m、试验气体为纯净空气并且有效试验时间超过了 100ms（见图 6，本文中的试验采用 2.5m 喷管的马赫数 7 的试验状态）。风洞主体结构全长 280m，包括爆轰驱动段、激波管段、喷管（喉道可更换）、试验段、真空段和卸爆段等主体部分，爆轰驱动段-激波管段、激波管段-喷管、爆轰驱动段-卸爆段分别由三道不同的膜片隔开。该风洞利用了反向爆轰驱动技术^[13]，其驱动功率约达 300MW，强驱动能力是复现高超声速飞行条件的关键因素之一；同时集成应用了一系列的延长试验时间的创新技术^{[14] [15] [16]}。该风洞同时达到了：（1）复现气流总温和总压；（2）产生纯净试验气体；（3）满足基本试验时间需求；（4）能够全尺寸或接近全尺寸模型试验等四项关键指标^[12]，实现了高超声速飞行器地面试验的复现能力，为我国重大工程项目关键技术研究 and 高温气体动力学基础研究提供了可靠的地面试验手段。



图6 JF12 大尺度长试验时间爆轰驱动激波风洞

表7 试验来流条件

马赫数 M_∞	攻角 α (°)	总温 T_0 (K)	总压 P_0 (MPa)	雷诺数 Re (L)
7	5	2200	2.5	0.60×10^6

表7列出了气动力测量试验的风洞来流条件。模型与S01天平连接后采用尾式支撑形式并设定攻角为 5° ，侧滑角为 0° 。

测力模型采用半锥角为 10° 、长为0.75m的尖锥模型。这个模型由于拥有大量的国内外风洞的测力试验数据及理论分析结果^{[17][18]}，因此常被作为标准模型应用于新建或改造风洞的流场校测。在脉冲式风洞进行气动力测量，模型的重量被认为是决定试验成败的一个十分重要的影响因素。因此，采用轻模型将大大降低风洞应变天平及模型支撑系统的设计难度。所以，对于目前的模型，除顶尖部分采用合金钢材料外，其余部分为铝合金材料加工，最大限度地保证模型具有较轻的重量。各个风洞测力尖锥模型的尺寸参数及重量被列在表8，从中可以看出本研究采用的模型尺寸最大。图7为测力试验尖锥模型被安装在JF12激波风洞支撑弯刀系统的状态。

表8 不同风洞使用的尖锥标准模型

风洞\模型参数	模型长度 (m)	参考面积 (m^2)	重量 (kg)
JF12	0.75	0.2198	29.5
FD-03	0.14178	0.00196	-
NASA Langley 11 inch	0.0855	0.0007	-



(a) 侧前视

(b) 侧后视

图7 750mm 尖锥模型尾撑内置脉冲型应变天平测力系统 (MBSS)



图 8 脉冲型杆式应变天平 S01 (模型 D)

表 9 应变天平 S01 静态校准均方误差指标

项目\单元	法向力 F_y	俯仰力矩 M_z	轴向力 X
绝对误差 (δ) (N, Nm)	5.0477	0.1186	0.2521
相对误差 (σ) (%)	0.26	0.12	0.03
极限误差 ($3 \cdot \sigma$) (%)	0.77	0.36	0.08

表 10 脉冲型天平静态校准精度指标

项目\单元	法向力 F_y	俯仰力矩 M_z	轴向力 F_x
综合加载精度 (%)	0.03	0.05	0.03

图 8 为新研制的 S01 脉冲型应变天平。从表 9 和 10 的静态校准指标可以看出其具有较好的重复性和较高的精准度。尤其是轴向力测量性能指标，精度达到 0.03%。这意味着目前的设计方案达到甚至超过了研制预期目标。

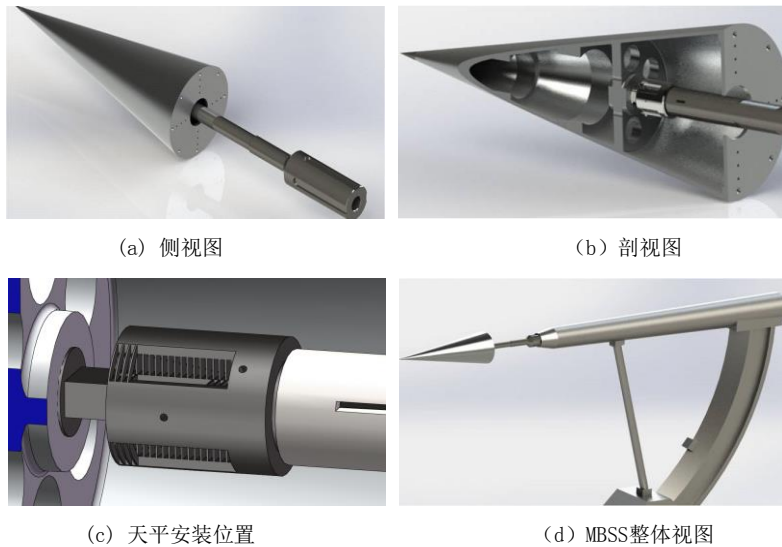


图 9 MBSS 三维计算模型

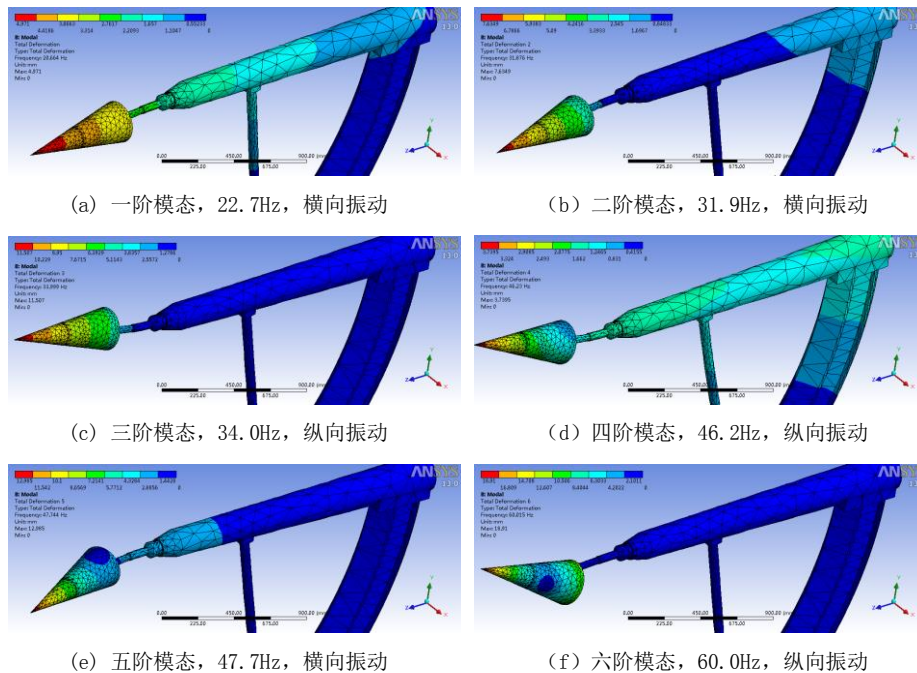


图10 MBSS模态分析

在进行风洞测力试验之前,对整体模型-天平-支撑弯刀系统(MBSS)进行了建模(见图9)和有限元分析,包括静态、动态模拟和模态分析,从而进一步预评估试验结果。图10为MBSS前六阶模态振型和相应的固有振动频率。如果在激波风洞动态测力过程中,流场冲击载荷使得模型测力系统的第一、二和五阶模态(横向振动)被激励出来的话,这种干扰对天平测力信号是有较大影响的。目前的应变天平为三分量载荷(不包含侧向力、偏航力矩和滚转力矩),基于测力试验参数侧滑角 $\beta=0^\circ$ 且横向振动的幅度较小,因此第一、二、五阶振动变得不容易被激励产生。因此,在目前的研究中暂时忽略其所导致的影响。其余三阶模态为法向振动并将变成天平信号的主要干扰因素。

3.2 测力试验结果

应用新研制的S01脉冲型应变天平,在力学所JF12复现大尺度激波风洞进行了一系列尖锥模型的气动力动态校准试验。图11列出了S01天平的测力结果并且与其他常规高超声速风洞的测力数据进行了比较。显然,目前的试验结果与其他风洞数据以及理论结果均具有比较好的一致性。尽管NASA兰利11寸风洞和国内FD-03风洞的总温均在600K左右,但是在目前试验选取的总温2200K的试验状态,可不考虑高温效应的影响。但同时看到,NASA的试验条件为:马赫数 $M=6.8$;雷诺数 $Re(L)=0.81 \times 10^6$ 。所以比较数据后发现:法向力和轴向力系数的偏差分别为2.61%和4.69%。对于高超声速激波风洞的动态测力方式,我们认为这样的风洞数据偏差结果完全在可接受的范围内。

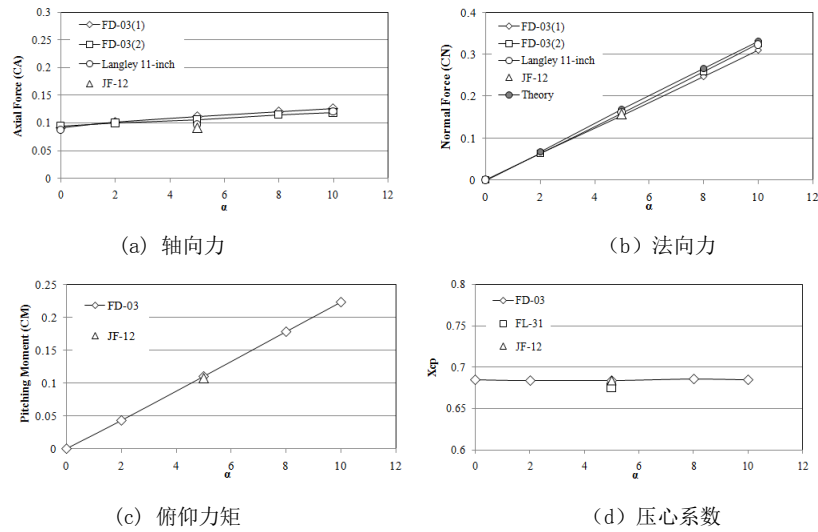
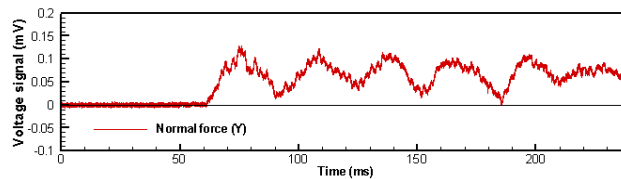


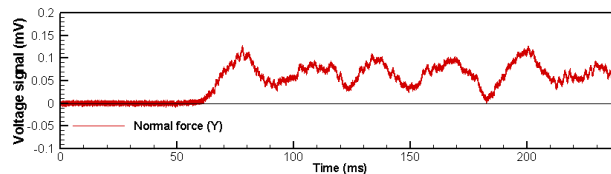
图11 气动力系数比较 (马赫数 $M=7$)

为了进一步评估和说明 S01 天平的测力重复性指标, 图 12 中列出了同状态下两车次测力试验的 S01 天平法向力电压信号。可以看到两次试验中, 天平测力系统具有相同的振动特性。对信号进行 FFT (Fast Fourier Transformation) 数据处理后, 找到了两个主要的干扰频率, 分别为 30.52Hz 和 61.04Hz。这两个频率与 MBSS 有限元模态分析的两个模态频率的结果 (34Hz 和 60Hz) 相互吻合, 这意味着法向振动的第三和第六阶模态频率对天平的法向力电压信号产生了最主要的干扰影响; 同时, 有限元模态分析方法在测力试验之前成功地预测评估了 MBSS 的结构特性和天平信号影响因素。众所周知, 30Hz 的振动频率意味着在 JF12 激波风洞 100ms 的有效试验时间内, 天平电压信号存在至少三个周期, 这完全符合之前的预期结果。

此外, 表 11 的试验数据分析结果表明: 目前的测力试验结果具有较好的精度, S01 天平表现出了优异的测力性能。



(a) 试验车次n1



(b) 试验车次n2

图 12 两车次同状态试验的法向力天平电压信号比较

表 11 JF12 激波风洞尖锥测力结果均方误差 (%)

σ_{CN}	σ_{CM}	σ_{CA}	σ_{Xcp}
0.242	0.186	0.537	0.283

图 13 为 JF12 激波风洞某车次尖锥测力试验的皮托压力电压信号。试验结果将根据喷管出口压力平稳区间来选取有效试验时间内的数据处理范围。在目前的试验中, 选取图 13 中 100–190ms 区间对数据进行平均化处理, 即 90ms 作为保守的有效试验时间。

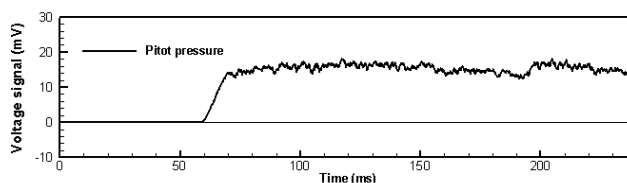


图 13 皮托压力

四、结论

本文研制了一台应用于大尺度高超声速激波风洞的大刚度、低干扰、脉冲型应变天平。在设计中, 轴向力单元被作为研究重点进行了反复的结构优化处理。对 MBSS 进行的整体结构振动分析成功地预估了天平信号惯性力干扰因素和信号的周期性。这一系列试验前数值分析程序对于高超声速激波风洞的气动力测量干扰因素起到了预先评估的重要作用, 我们也将继续完善并对其进行应用的标准化。新天平 S01 在 JF12 激波风洞的动态测力试验中表现出了好的结构特性和测力性能, 同时也说明在激波风洞中使用的应变天平, 其测力单元结构仍具有一定的可优化空间, 从而进一步提高其动态测力性能。

致 谢

中国航空气动力技术研究院的毕志献研究员和刘家骅工程师对天平的研制提出了一些有价值的建议, 我们对此表示衷心地感谢。

参 考 文 献

1. P. J. Arrington, R. J. Joiner, and A. J. Henderson. Longitudinal characteristics of several configurations at hypersonic mach numbers in conical and contoured nozzles. NASA Technical Note DC2489.
2. L. Bernstein. Force measurement in short-duration hypersonic facilities. AGARDograph No. 214.
3. K. Naumann, H. Ende, G. Mathieu, and A. George. Millisecond aerodynamic force measurement with side-jet model in the isl shock tunnel. AIAA J, 31:1068–1074.
4. K. Naumann and H. Ende. A novel technique for aerodynamic force measurements in shock tubes. AIP Conference Proceedings, 208:653–658, 1990.
5. R. Joarder and G. Jagadeesh. A new free floating accelerometer balance system for force measurements in shock tunnels. Shock Waves, 13:409–412, 2003.
6. S Saravanan, G Jagadeesh, and KPJ Reddy. Aerodynamic force measurement using 3-component accelerometer force balance system in a hypersonic shock tunnel. Shock Waves, 18:425–435, 2009.
7. Niranjana Sahoo, D. R. Mahapatra, G. Jagadeesh, S. Gopalakrishnan, and K. P. J. Reddy. An accelerometer balance system for measurement of aerodynamic force coefficients over blunt bodies in a hypersonic shock tunnel. Meas. Sci. Technol, 14:260–272, 2003.

8. M. J. Robinson, J. Martinez Schramm, and K. Hannemann. Design and implementation of an internal stress wave force balance in a shock tunnel. *CEAS Space Journal*, 1:45–57, 2011.
9. S. R. Sanderson, J.M. Simmons, and S. L. Tuttle. A drag measurement technique for free-piston shock tunnels. *AIAA Paper 91C0540*, 1991.
10. J.M. David, J.T. Daniel, William, and John M. Simmons, Three-component force balance for flows of millisecond duration. *AIAA Journal*, 34(3), 1996.
11. 贺德馨. 风洞天平[M]. 北京:国防工业出版社, 2001: 91-97.
12. Zonglin Jiang and Hongru Yu. Experiments and development of long-test-duration hypervelocity detonation-driven shock tunnel (LHDst). *AIAA 2014-1012*, 2014.
13. Yu H, Esser B, Lenartz M and Grönig H. Gaseous detonation driver for a shock tunnel, *Shock Waves*, 1992, 2: 245~2543
14. 姜宗林,李进平,赵伟,刘云峰,俞鸿儒.长试验时间爆轰驱动激波风洞技术研究,力学学报, 2012, 44(5): 824~831
15. 李进平, 冯珩, 姜宗林. 激波/边界层相互作用诱导的激波风洞试验气体污染问题, 力学学报, 2008, 40(3): 289~296
16. 李进平, 冯珩, 姜宗林, 俞鸿儒. 爆轰驱动激波管缝合激波马赫数计算, 空气动力学学报, 2008, 26(3): 291~296
17. C. Ladson and T. Blackstock. Air-helium simulation of the aerodynamic force coefficients of cones at hypersonic speeds. *NASA Technical Note DC1473*.
18. J. A. Penland. Aerodynamic force characteristics of a series of lifting cone and cone-cylinder configurations at $m = 6.83$ and angles of attack up to 130 degree. *NASA Technical Note DC840*.