

文章编号:1000-8055(2013)01-0067-07

喷管模型试验器六分量天平校准技术

罗华云, 赖传兴, 王月贵, 叶 巍

(中国航空工业集团公司 中国燃气涡轮研究院, 四川 江油 621703)

摘 要: 为了提高喷管内流试验台六分量测力天平的静态和动态校准的精度和准度, 采用了理论计算与标模试验相结合的方法, 开展了天平校准技术研究. 对静校的原始数据进行 1 次项与 3 次项对比分析, 得出了天平在安装、调试阶段的经验模型. 重复性标模试验表明完善的数据处理方法可以极大地提高天平动校精度和准度. 试验结果与四分量天平比较, 证明了天平性能的可靠性以及以喷管落压比为基准修正测力系统附加力、附加力矩的正确性. 该六分量天平校准方法可对其他多分量测力系统的校准提供参考.

关 键 词: 喷管模型试验器; 内流; 六分量天平; 天平校准; 喷管落压比; 修正

中图分类号: V216

文献标志码: A

Six-component balance calibration technology for nozzle model testing facility

LUO Hua-yun, LAI Chuan-xing, WANG Yue-gui, YE Wei

(China Gas Turbine Establishment,

Aviation Industry Corporation of China, Jiangyou Sichuan 621703, China)

Abstract: The balance calibration technology was developed with the method that theoretical computation was associated with model test in order to improve precision and accuracy of static and dynamic calibrations of six-component force-measuring balance for nozzle internal flow model testing facility. The original data of static calibration were processed by the method in which once quantic was compared to thrice quantic and the experiential model was obtained on phases of balance installation and test. The repeatability test indicates that precision and accuracy of dynamic calibration can be enhanced greatly with perfect method for data processing. The credibility of balance performance and correctness of correcting test data including added-force and added-moment of force-measuring system with the nozzle pressure ratio (NPR) were validated by being compared to the results of dynamic calibration for four-component balance. The method of six-component force-measuring balance calibration offers references for other multi-component force-measuring system calibrations.

Key words: nozzle model testing facility; internal flow; six-component balance; balance calibration; nozzle pressure ratio (NPR); correction

推力矢量技术可以极大地提高作战飞机的性能、效率和战场生存能力, 提升作战飞机的机动灵活性, 已作为许多国家航空领域的关键技术而予以优先发展, 该技术的基础是推力矢量喷管技术,

前提是必须对推力矢量进行精确的测量^[1-2]. 国外从 20 世纪五六十年代开始发展推力矢量喷管技术, 研制了多分力天平试验台, 但有关该种试验台的研究报道和资料很少. 在 90 年代初期, 与北京

收稿日期: 2011-12-28

网络出版地址: http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2297.V.20130114.1726.201301.67_Q10.html

作者简介: 罗华云(1968—), 男, 四川都江堰人, 高级工程师, 硕士, 主要从事设备结构、调试与试验技术研究.

大学合作成功研制了一台用于矢量喷管推力测量的四分量台式机械天平,进行过大量的校准工作,在收敛喷管、轴对称收扩喷管、二元收扩喷管、引射喷管、某核心机等喷管模型的内流特性及冷、热态对比等方面开展了详细的试验研究,对流体控制推力矢量喷管性能进行了一定的研究^[3-4]。随着发动机喷管试验技术要求的不断提高,把四分量天平改建为相对位置固定、刚度大、各分量之间干扰小的装配式盒式六分量应变式天平,能加强试验设备功能,扩大试验研究范围^[5-6]。六分量测力天平是一台大型高精度的精密计量仪器,对载荷敏感,但存在试验段体积大、试验状态及载荷跨度大、自重大、质量分布不均衡等方面问题,又必须保证与固定引气管路连接不漏气、测力准确可靠,这些给天平的校准带来了很大难度。参照风洞天平校准中的相关技术^[7-8]和四分量天平校准中积累的经验,对六分量天平做了大量的校准研究工作,探索和发展了该类天平的校准和干扰因素的修正方法,具有较高的工程应用价值。

1 测力天平装置

喷管模型试验器是一座直排大气的连续供气式高温高速试验设备,主要用于发动机排气部件的内流特性试验研究。六分量测力天平是试验器

的核心关键部件,固定框与浮动框通过4个高精度三维力传感器弹性连接,每个传感器有3个方向输出端口共12个信号输出,实现对气流作用在模型内的空气动力和力矩载荷同时准确测量。集气室采用双侧对称进气,以便尽可能消除气流流动所产生的附加力,提高推力测量精度。

1.1 天平测力系统

六分量天平测力系统主要由对称布置的弹性金属膨胀节、集气室、燃油加热器、带冷却水的双层稳定段、测量转接段及喷管试验件等管路控制体和测力天平构成。天平静校时需要把测量转接段及喷管试验件更换为专用俯仰力矩加载头,以天平本体中心横对称面与稳定段中心轴线交点为天平校准中心,对测力天平 and 管路控制体进行整体校准,试验装置主体结构示意图如图1,规定 y 向为重力加速度的负方向,各力矩正负向符合右手法则。六分量天平各分量的设计载荷如下:推力/轴向力 F_x 为 ± 14.7 kN,升力/法向力 F_y 为 ± 6.9 kN,侧向力 F_z 为 ± 4.9 kN,滚转力矩 M_x 为 ± 1.0 kN·m,偏航力矩 M_y 为 ± 3.2 kN·m,俯仰力矩 M_z 为 ± 4.7 kN·m;静校精度 $<0.3\%$ FS(full scale),静校准度 $<0.5\%$ FS,动校精度 $<1.0\%$ FS;要求天平的温升不能超过 35°C ,以减少力传感器的热输出。

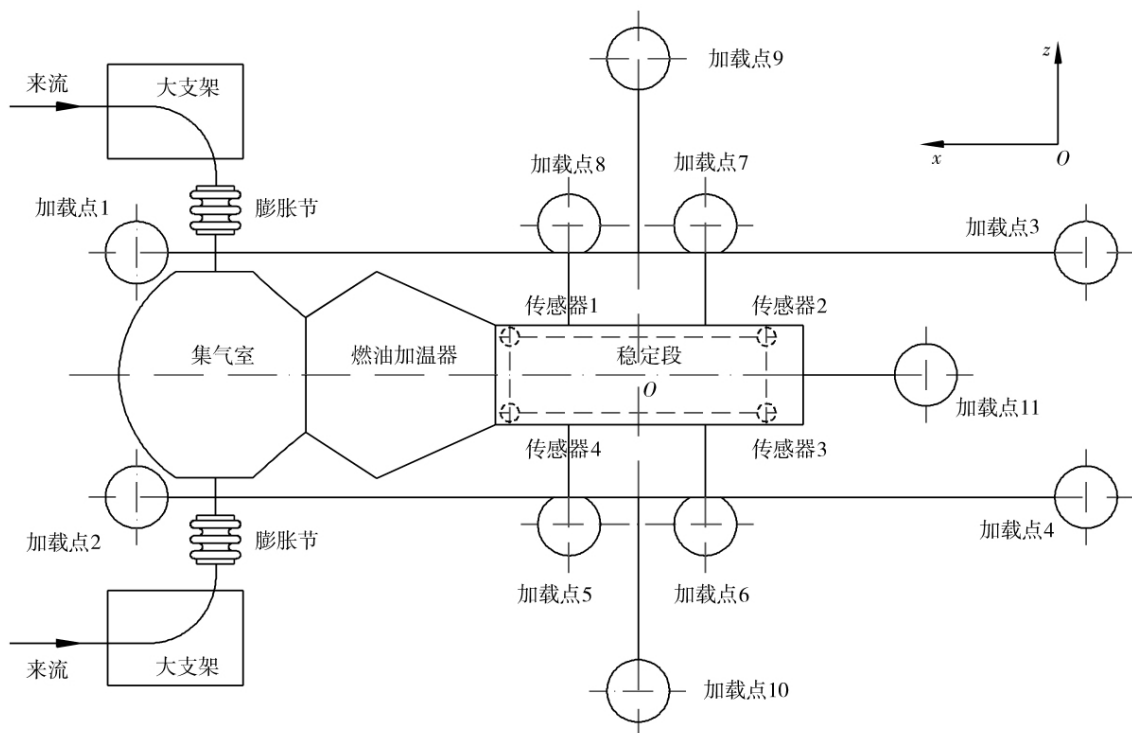


图1 试验装置主体结构示意图

Fig. 1 Sketch of testing facility main body frame

1.2 天平灵敏阈

在天平正式静校前,为了考核天平的分辨能力,选取力分量设计载荷的 $0.1\% \sim 0.5\%$,依次进行单分力加载,直到该分量有相应的输出信号为止,并记录其最小载荷值。通过现场计量标定,测力天平的灵敏阈: $+F_x$ 为 1.961 N , $-F_x$ 为 2.942 N , $-F_y$ 为 3.923 N , $+F_z$ 为 1.471 N , $-F_z$ 为 1.471 N ,可见该测力系统具有相当高的灵敏度。

2 天平静校

天平本体在计量标定时最大变形量很小,刚度很大,选用地轴系天平校准设备,兼顾喷管试验的受力状态,降低静校的工作强度, x 和 z 向采用 $1:5$ 的杠杆比,其他方向位置受限,直接加载砝码,为此专门设计了一套现场原位校准装置,利用锥形顶尖定位、只能传递轴向力的带双圆弧弹性铰链的圆柱形连杆精确地施加载荷^[9]。按照风洞天平校准规范,力源采用 M1 级的标准砝码,为了提高加载工作效率,缩短校准时间,考虑到天平静校时样本数的合理性、数据的准确性,按正交方法设计了多元混合加载法:单分量 10 组、综合 25 组的加载表^[10],各组重复 5 次,要求在每组加载前对天平进行不低于 20 min 的预加载,以消除机械间隙,减少系统内应力等因素的影响。与一般风洞天平相比,所设计的专用校准装置结构简单、校正时不需移动天平,安装、拆除方便,可随时对天平进行现场校准。

2.1 天平校准模型

一台六分量天平,在天平校准公式中,天平校准系数应包括主系数、1~3 次干扰系数以及 1~3 次非对称干扰系数。在实际使用过程中,参照国内、外使用经验,不考虑非对称性影响。控制体的自重相当于给天平施加初始载荷,在扣除天平自然初读数后,六分量天平的校准通式可写成下面的统一显式:

$$F_i = \sum_{j=1}^{12} a_i^j \Delta V_j + \sum_{j=1}^{12} \sum_{l=1}^{12} b_i^{jl} \Delta V_j \Delta V_l + \sum_{j=1}^{12} c_i^j \Delta V_j^3 \quad (1)$$

式中 F 为施加的标准砝码载荷值; ΔV 为输出信号值的增量,下标 i 取 $1 \sim 6$; a_i^j 为 1 次系数, $j = i$ 时,称为主系数, $j \neq i$,称为 j 分量对 i 分量的 1 次干扰系数; b_i^{jl} 为 j 分量与 l 分量对 i 分量的 2 次干扰系数, $j = i$ 时,称为 2 次平方项干扰系数; c_i^j 为 j 分量对 i 分量的 3 次立方项干扰系数。统一考虑 1 次干扰系数、2 次干扰系数、3 次干扰系数与天平校准公式的关系,采用线性化处理,式(1)可改写为如下的矩阵形式:

$$[F]_{6 \times n} = [B]_{6 \times m} \times [\Delta V]_{m \times n} \quad (2)$$

只考虑 1 次干扰系数,矩阵下标 n 取 12,考虑到 2 次干扰系数,下标 n 取 90,考虑到 3 次干扰系数,下标 n 取 102,下标 m 表示天平静校时除零点外的总加载次数。由于某些偶然因素的干扰会出现过失误差,通过矩阵运算,反算砝码加载值,并与加载的标准砝码载荷值进行逐点比较、判别,以剔除坏点。

2.2 天平静校精度与准度

一般采用精度、准度即加载重复性、加载误差判断天平的静态性能,以加载的砝码值为载荷基准值,利用残差及试验标准偏差方法,按照贝塞尔方法及最大设计载荷计算相对精度与准度。为了定量研究天平各分量输出信号之间的相互干扰,采用 1 次项和 3 次项 2 种不同的数据处理方法,六分量天平各分量的静校精度与准度的计算结果见表 1,都优于六分量天平的静校设计指标,天平卸载后各输出信号基本都在 $\pm 30\text{ }\mu\text{V}$ 之内。

从表 1 可以看出,除 M_y 的精度满足规定的合格指标外,其他分量的精度都优于规定的先进指标。按 1 次项处理 F_x, F_y 的准度达到先进指标,其他分量好于合格指标,按 3 次项处理除 M_y 外

表 1 六分量天平静校精度与准度

Table 1 Precision and accuracy of six-component balance static calibration

	F_x	F_y	F_z	M_x	M_y	M_z
1 次项精度 / %	0.027	0.018	0.055	0.049	0.117	0.039
3 次项精度 / %	0.027	0.017	0.055	0.050	0.115	0.037
1 次项准度 / %	0.081	0.076	0.117	0.182	0.192	0.152
3 次项准度 / %	0.032	0.022	0.060	0.058	0.127	0.058

其他各分量都在先进指标内^[10]。显然,分别采用1次项与3次项处理,精度基本不受影响,但3次项的准度比1次项提高了1.5~3.5倍,大大提高了测量数据的可信程度。

2.3 静校经验模型

单元校准时天平各分量之间的干扰关系清楚,易于判定天平安装、调试的好坏,其单分力加卸载时对其他力分量的最大干扰量如表2所示,可见天平各分量之间的相互干扰小,载荷的传递、分配比较合理。

表2 单分量力加卸载的最大干扰量
Table 2 Maximum disturbance for loading and unloading of single-component force

	$x/\%$	$y/\%$	$z/\%$
+x 向加卸载		1.28	0.58
-x 向加卸载		1.49	0.90
-y 向加卸载	-2.24		1.26
+z 向加卸载	-1.19	0.17	
-z 向加卸载	-0.73	0.34	

对整个测力系统进行受力分析后,可以在天平的安装、调试阶段只考虑加卸载时相关向输出信号的重复性,暂不考虑干扰影响。5次重复加卸载砝码后,合成的 F_x 与 $x_1+x_2+x_3+x_4$, M_x 与 $-y_1-y_2+y_3+y_4$ 特性曲线如图2、图3,同理 F_y 与 $y_1+y_2+y_3+y_4$, F_z 与 $z_1+z_2+z_3+z_4$, M_y 与 $z_1-z_2-z_3+z_4$ 或 $x_1+x_2-x_3-x_4$ 及 M_z 与 $y_1-y_2-y_3+y_4$ 完全类同。从图中可见其线性度、重复性都很好,并且正负信号有较好的一致性,完全可以作为今后天平调试时经验关系使用,并据此判断是否进入综合加载阶段,以减少天平在安装、调试阶段的工作量,降低人工加载砝码的劳动

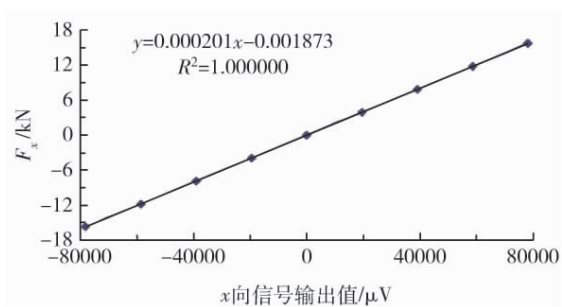


图2 F_x 与 x 向输出的加卸载特性

Fig. 2 Loading and unloading characteristics of F_x and x -direction output

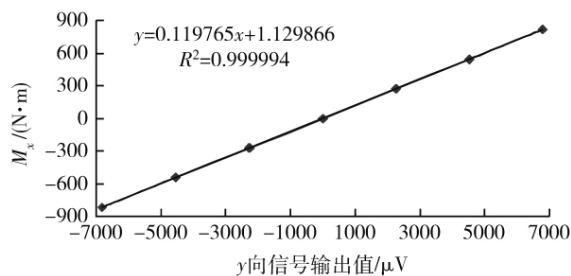


图3 M_x 与 y 向输出的加卸载特性

Fig. 3 Loading and unloading characteristics of M_x and y -direction output

强度。在同一载荷下,天平正向与负向输出存在微弱差距,是由于正负向轴承间隙不完全一致及力传感器在受压与受拉状态输出信号的灵敏度确实存在差异导致的。

3 天平动校

一台在静校中性能达到设计要求的天平,在动校中很可能满足不了试验要求,甚至会出现动校失稳现象。动态情况下,天平的输出与静校时有较大的区别,不仅与天平的固有频率,而且与天平的载荷特性有关,即与模型形状、气流品质等有关,一台与风洞配套使用的天平,必须检验在脉动气流作用下,天平的动态特性。喷管模型试验器所配置的天平,其工作环境比一般常规风洞更为恶劣,对天平的动稳定性要求更高。动校目的就是检验天平在标模试验情况下的准度、精度、稳定性或抗振动、抗冲击载荷能力,是对测力天平、控制体内流场、测控系统与试验模型等诸因素的综合评估^[11-12]。

3.1 标模的选取

收敛喷管作为发动机部件,国外曾进行了大量的研究,为便于试验数据的比较,参考国外有关资料^[13-14]设计了一系列收敛喷管作为标准模型。本次动校选用出口平均直径 $\phi 69.970$ mm和 $\phi 94.967$ mm(以下简称 $\phi 70$ mm和 $\phi 95$ mm)的标模,每个标模在预加压后,进行3次重复性试验,由于数采系统巡检速度很高,采用多次采样平均。由于该测力系统具有一定的滞后性,采用从低压到高压进行喷管动校试验,在试验状态稳定后采集记录数据,以考核天平的动态重复性误差。采用5点梳状带套总压探针测量标模进口总压,Pt100铂电阻测量进口总温,大气压由数显式大气压力计测定。

3.2 动态校准方式

因为与集气室相连的膨胀节不可能是完全理想的弹性元件(对试验速度有一定影响)、异形结构的燃油加温器、加工和安装时的细微偏差及地轴系校准方式等对六分量天平的影响,所以在气流变化时必然会产生附加力、附加力矩,该现象在天平静校前的氮气加压刚度考核试验中就证明了。在对整个控制体进行受力分析的基础上,考虑试验时气体流动对测力系统的影响,决定采用技术成熟的原四分量天平动校方法。喷管落压比(NPR)是喷管进口总压与周围环境压力之比,一般环境压力变化不大,采用 NPR 修正附加力、附加力矩,相当于用与试验时流动状态相一致的动压和静压一次性修正附加力、附加力矩,最后与相同标模的四分量天平试验作对比分析,以验证试验数据的合理性、吻合程度,并评价六分量天平的动校准度、准度。

3.3 动态校准试验

标准推力等于标模的一维等熵理论推力与标准推力修正系数(标模 NPR 与推力系数关系)的乘积,天平的测量推力扣除标准推力就等于推力修正量 ΔF_x [15]。图4给出了 $\phi 70\text{ mm}$ 和 $\phi 95\text{ mm}$ 标模试验件推力修正量的特性曲线,从图中可以看出,在 NPR 小于4时,同样标模的1次项、3次项推力修正量基本相同,但随着 NPR 的增大,其推力修正量发生了较大改变,表示天平各分量之间出现了明显的交叉干扰,考虑干扰因素影响的3次项推力修正量走势规律性更强,变动也 smaller。从理论上来说,轴对称收敛喷管不会产生升力,通过多次重复试验,把 NPR 与天平测量升力曲线拟合后可得到升力修正量,同理可对侧向力、滚转力

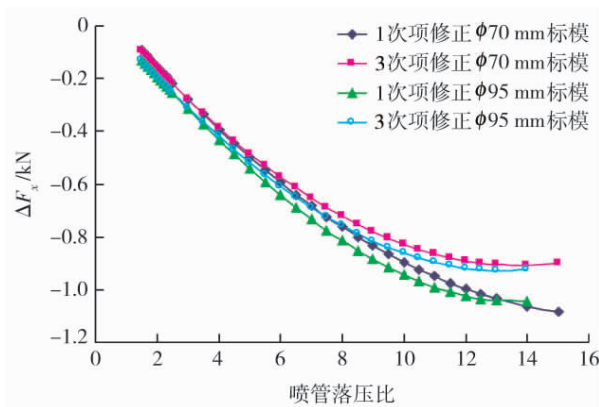


图4 推力修正量特性

Fig. 4 Characteristics of thrust correcting quantity

矩、偏航力矩、俯仰力矩进行修正。

图5、图6给出了 $\phi 70\text{ mm}$ 和 $\phi 95\text{ mm}$ 标模在六分量天平上动校试验结果,以编号 M1, M2 和 N1, N2 区分同一标模在不同时期的试验,可见六分量天平的测量推力都具有较好的重复性,其中编号 N1 的 $\phi 95\text{ mm}$ 标模在第2次试验前对控制体上的紧固件进行了复查。动校试验结果表明:六分量测力系统具有较高的回复性、动稳定性。

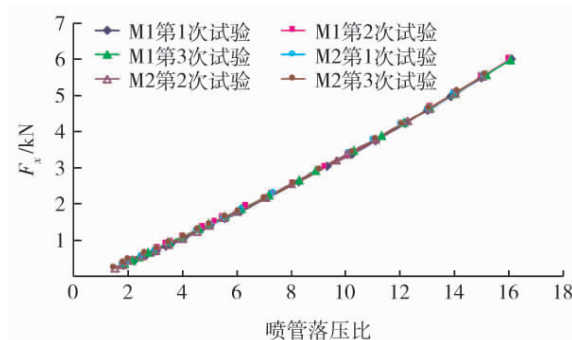


图5 $\phi 70\text{ mm}$ 重复性试验

Fig. 5 Repeatability tests of $\phi 70\text{ mm}$

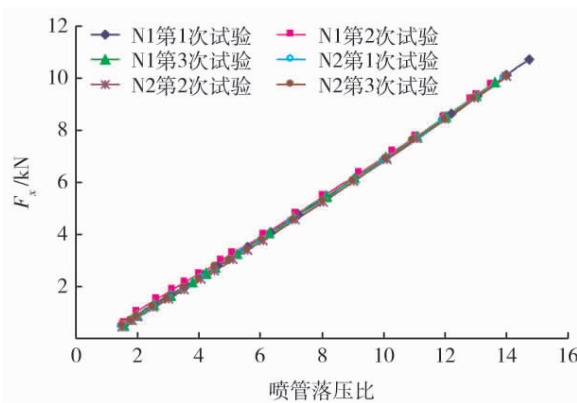


图6 $\phi 95\text{ mm}$ 重复性试验

Fig. 6 Repeatability tests of $\phi 95\text{ mm}$

由于只对轴对称收敛喷管的标模进行了动校试验,故只考虑轴向推力的动校精度和准度。分别用1次项和3次项天平校准公式,把试验件编号 M2, N2 的3次重复试验的实际推力、标准推力换算到标准 NPR 下,以标准推力作为真值,六分量天平轴向推力的动校精度与准度的计算结果见表3,3次项比1次项的动校精度提高了1.6倍,准度提高了3倍左右,喷管的实际推力更接近于真实值。

按1次项与3次项处理天平静校原始数据导致静校、动校精度和准度存在差异,说明了三维力传感器在天平静校时其交叉干扰表现不明显,但

在气流的压力脉动、速度脉动作用下,传感器的相互干扰就会成为不可忽略的因素,证实了应变天平各分量之间的相互干扰难以通过调整加以消除或控制的事实。考虑到相互干扰,完善数据处理方法,对提高天平静校精度和准度,特别是提升动校精度和准度很有好处。

表3 六分量天平动校精度与准度

Table 3 Precision and accuracy of six-component balance dynamic calibration

	$\phi 70$ mm 标模	$\phi 95$ mm 标模
1 次项精度/%	0.251	0.291
3 次项精度/%	0.150	0.088
1 次项准度/%	0.251	0.292
3 次项准度/%	0.157	0.100

3.4 与四分量天平动校结果的比较

在原四分量天平上进行了 $\phi 70$ mm, $\phi 95$ mm 标模动校试验,以编号 Q, P 区分,与六分量天平动校试验 M2, N2 考虑到 3 次项的推力系数相比如图 7、图 8 所示,标模推力系数的重复性都较好,进一步验证了六分量天平测量数据的准确性,修正后的试验结果是可以信赖的。四分量天平动校试验时推力系数围绕标准推力系数波动,最大跳动量达 0.98%,而六分量天平同样标模的推力系数与标准推力系数基本重合,跳动量不足 0.2%。原因主要是数采系统由 AUTODATA TEN/10 升级到 PSI(Pressure Systems Inc.) 电子扫描阀及 VXI 总线系统、试验设计能力的提升、控制体内流道增大使流速降低,原天平喷管进口总压不均匀度达 0.8%,而六分量天平喷管进口总压不均匀度不足 0.4%,流场品质得到了极

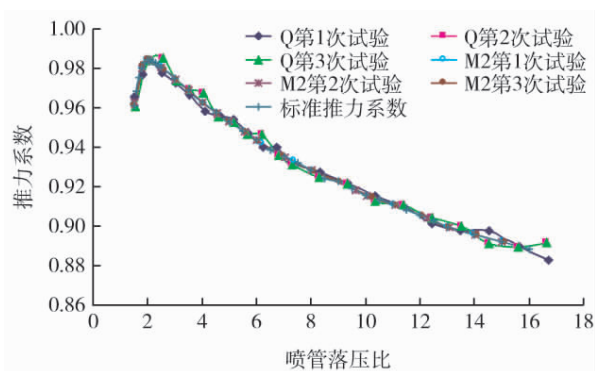


图7 $\phi 70$ mm 不同天平重复性

Fig. 7 Repeatability of $\phi 70$ mm in different balances

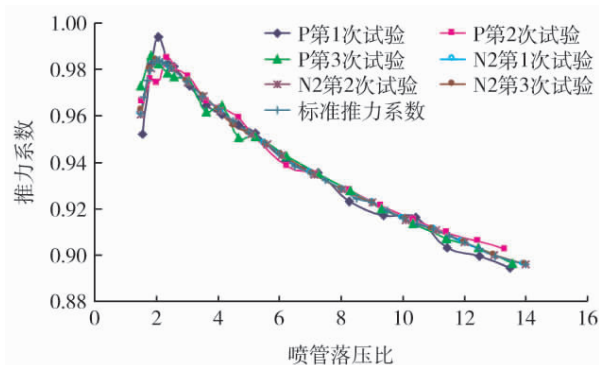


图8 $\phi 95$ mm 不同天平重复性

Fig. 8 Repeatability of $\phi 95$ mm in different balances

大的提高。测试手段的改进导致喷管进口总压的差异会直接影响一维等熵理论推力,这也是与四分量天平比较时,理论推力存在微小差距的原因。

与四分量天平标模动校试验数据进行对比分析,论证了在六分量天平动校中以 NPR 一次性修正附加力、附加力矩的正确性。以后的喷管性能试验就以喷管喉部当量直径为基准,用 NPR 与附加力、附加力矩之间的修正关系,对性能试验的测量数据进行修正处理。

4 结 论

六分量应变天平的理论与试验研究表明六分量天平静校、动校的精度和准度远远优于设计指标。在系统研究天平校准过程、校准方式后,得出如下结论:

- 1) 六分量应变天平在静校过程中采用预加载,动校前预加压处理,可以明显增强测力系统的稳定性。
- 2) 建立了应变天平在安装、调试阶段工程可用的经验模型,模型具有很好的线性度与重复性,特别是其力模型可作为今后天平调试阶段的判别依据。
- 3) 考虑天平各分量之间的交叉干扰,完善数据处理方法,对提高天平静校精度、准度,特别是提升动校精度、准度收益显著。
- 4) 六分量天平试验台在同期、不同期标模试验中都具有较好的重复性,表明该测力系统具有长期的稳定性,较高的抗振动、抗冲击载荷能力,天平总体性能良好。
- 5) 以四分量天平为参考天平,对比分析相同标模 2 种天平的动校试验数据,良好的吻合性进一步证明了六分量天平动校数据的可靠性,以 NPR 一次性修正附加力、附加力矩方式的可行

性,具有较高的工程实用价值.六分量天平调试成功,扩大了喷管内流试验台的研究范围,为矢量喷管的研究提供了可靠的保障.

参考文献:

- [1] 赵景芸,金捷.推力矢量技术的研究与发展[J].燃气涡轮试验与研究,1999,12(1):51-54.
ZHAO Jingyun, JIN Jie. Development and investigation of thrust-vectoring technology[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 1999, 12(1): 51-54. (in Chinese)
- [2] Miller D N, Catt J A. Conceptual development of fixed-geometry nozzles using fluidic injection for throat area control[R]. AIAA 95-2603, 1995.
- [3] 金捷,赵景芸,张明恒,等.轴对称矢量喷管内流特性的模型试验[J].推进技术,2005,26(2):144-146.
JIN Jie, ZHAO Jingyun, ZHANG Mingheng, et al. Experimental investigation of static internal performance for an axisymmetric vectoring thrust nozzle[J]. Journal of Propulsion Technology, 2005, 26(2): 144-146. (in Chinese)
- [4] 金捷,雷金春,廖华琳,等.激波诱导轴对称气动矢量喷管壁面静压分布的试验[J].航空动力学报,2007,22(10):1700-1703.
JIN Jie, LEI Jinchun, LIAO Hualin, et al. Experimental investigation of wall static pressure distributions of shock induced axisymmetric fluidic vectoring nozzle[J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22(10): 1700-1703. (in Chinese)
- [5] 付尧明,王强,额日其太,等.矢量喷管六分量测力试验台的研制[J].流体力学实验与测量,2002,16(1):87-93.
FU Yaoming, WANG Qing, ERIQITAI, et al. Development of the six-component force-measuring balance for thrust-vectoring nozzle testing[J]. Experiments and Measurements in Fluid Mechanics, 2002, 16(1): 87-93. (in Chinese)
- [6] 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)
- [7] 程厚梅,张其威,田学诗,等.风洞实验干扰与修正[M].北京:国防工业出版社,2003.
- [8] 陈德华,尹陆平,吴文华,等.2.4米跨声速风洞大展弦比飞机测力试验技术研究[J].空气动力学学报,2009,27(5):542-546.
CHEN Dehua, YIN Luping, WU Wenhua, et al. The test technique for aircraft with high aspect ratio in the 2.4 meter transonic wind tunnel[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2009, 27(5): 542-546. (in Chinese)
- [9] 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)
- [10] 贺德馨.风洞天平[M].北京:国防工业出版社,2001.
- [11] 王铁城.空气动力学实验技术[M].修订版.北京:航空工业出版社,2003.
- [12] 恽起麟.风洞实验数据的误差与修正[M].北京:国防工业出版社,1996.
- [13] Greathouse W K, Beale W T. Performance characteristics of several divergent shroud ejectors[R]. NACA RM E55G21a, 1955.
- [14] Little F K. Internal aerodynamics manual[M]. Fort Belvoir: Defense Technical Information Center, 1968.
- [15] 潘锦珊,方人淞,邢宋文,等.气体动力学基础[M].修订版.北京:国防工业出版社,1989.