

某飞行器推力矢量试验测力装置研制

苗磊¹, 李耀华^{1,2}, 李建强¹, 张 诣¹, 何成军³, 徐志伟¹
(1. 中国空气动力研究与发展中心 高速空气动力研究所, 四川 绵阳 621000;
2. 南京航空航天大学 航空学院, 南京 210016;
3. 中国空气动力研究与发展中心 空天技术研究所, 四川 绵阳 621000)

摘 要: 为满足某飞行器推力矢量试验的测试要求,采用两台六分量应变天平和一个空气桥组成测力装置来实现飞机全机气动力和喷管推进特性同时分别测量。基于有限元软件,对天平的应变及空气桥对天平的干扰进行了分析。结果表明:空气桥对天平力分量的干扰值优于 5%,对力矩(滚转力矩除外)分量的干扰值优于 15%,达到了设计指标。通过校准获得了单独天平、天平带空气桥(充压、不充压)状态下的校准公式,校准结果表明:两台天平各分量的综合加载误差均优于 0.3%,天平带空气桥(充压、不充压)状态下各分量的综合加载误差优于 0.5%,空气桥对天平的干扰量值与有限元分析结果一致。理论分析与实测结果证明:研制的天平及空气桥达到了预定目标,它的测量精准度高,满足推力矢量风洞试验需求。

关 键 词: 推力矢量; 空气桥; Ansys 有限元软件; 风洞应变天平校准; 风洞应变天平公式

中图分类号: V211.73 **文献标志码:** A

Development of force measuring device for an aircraft thrust vectoring test

MIAO Lei¹, LI Yaohua^{1,2}, LI Jianqiang¹, ZHANG Yi¹,
HE Chengjun³, XU Zhiwei¹

(1. High Speed Aerodynamics Institute, China Aerodynamics Research and Development Center, Mianyang Sichuan 621000, China;
2. College of Aerospace Engineering,
Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;
3. Aerospace Technology Institute,
China Aerodynamics Research and Development Center, Mianyang Sichuan 621000, China)

Abstract: For aircraft thrust vectoring test, two six-component strain-gauge balances and an air-line bridge were applied to respectively measure the performance of the whole aircraft and nozzle at the same time. Based on the finite element software, the strains of two balances and the interference of the air-line bridge on balance were analyzed. The results showed that the interference values of air-line bridge to the force components were better than 5%, and the interference values to the moment components (except for rolling moment) were better than 15%, which reached the design index. By calibration, the formulas of single balance and balance with air-line bridge (pressurized and non-pressurized states) were obtained. The calibration results showed that the comprehensive loading error of each

收稿日期: 2020-05-25
作者简介: 苗磊(1982—),男,工程师,硕士,主要从事风洞天平研究。

引用格式: 苗磊,李耀华,李建强,等. 某飞行器推力矢量试验测力装置研制[J]. 航空动力学报,2020,35(12):2521-2531. MIAO Lei, LI Yaohua, LI Jianqiang, et al. Development of force measuring device for an aircraft thrust vectoring test[J]. Journal of Aerospace Power, 2020, 35(12): 2521-2531.

component of the two balances was better than 0.3%, the comprehensive loading error of each component of balance with air-line bridge (pressurized and non-pressurized states) was better than 0.5%, and the interference values of air-line bridge to balance were consistent with the results of finite element analysis. Theoretical analysis and test results show that the development of balances and air-line bridge has reached the predetermined goal and its accuracy is high, which meets the requirements of the thrust vectoring wind tunnel test.

Key words: thrust vector; air-line bridge; Ansys finite element soft;
calibration of wind tunnel strain gage balance;
formula of wind tunnel strain-gauge balance

推力矢量控制技术能实现飞行器过失速机动飞行,增强飞行器的机敏性,在改善起降性能、巡航性能等方面具有重要作用^[1-4]。为满足矢量喷管和推力矢量控制技术研究发展需求,国内外气动试验研究机构 and 大批研究人员开展了大量的推力矢量试验模拟和测量方法技术研究。文献[5-11]介绍了国外气动研究机构推力矢量试验模拟技术与测力装置及其在型号研制中的应用情况。文献[12-16]介绍了国内部分推力矢量试验技术研究成果。其中,美国空军阿诺德工程发展中心采用环式天平与空气桥测量了模型中矢量喷管的推进特性,模型的气动载荷未同时测量^[11]。中国航天空气动力技术研究院采用六分量常规测力天平 and 推力矢量传感器以及总压传感器等,测量得到了推力矢量喷流对全机气动性能的影响以及喷管的气动性能^[15]。中国空气动力研究与发展中心高速空气动力研究所采用一台杆式全机天平测量全机模型的气动载荷,同时采用两台杆式推力天平分别测量两个矢量喷管的推进特性^[16-17]。中国空气动力研究与发展中心设备设计及测试技术研究所采用六分量盒式天平测量了单独航空矢量喷管的推进特性^[18]。北京航空航天大学采用传感器组合而成的台式天平及波纹管测量航空矢量喷管的推进特性^[19]。西北工业大学采用一台杆式全机天平 and 一台杆式推力天平分别、同时测量全机模型的气动载荷和喷管推进特

性^[20]。推力矢量风洞试验的复杂性使其测力装置的研制具有较高的特殊性,均以模型、试验状态等为输入条件展开测力单元设计、选取。
为完成某飞行器的高速风洞推力矢量试验,针对该飞行器模型特点研制了相应的推力矢量试验测力装置,本文详细介绍了该测力装置中天平及空气桥的设计、分析与校准。

1 天平及空气桥设计

1.1 设计条件

天平及空气桥设计条件如下:试验马赫数为 0.6~2;模型迎角为 $-4^{\circ}\sim 30^{\circ}$;喷管偏角为 $-20^{\circ}\sim 20^{\circ}$;喷流总质量流量为 0~3 kg/s;空气桥承受最大压力为 2 MPa;全机模型及矢量喷管的气动载荷见表 1。其中 Y 表示法向力, M_z 表示俯仰力矩, X 表示轴向力, M_x 表示滚转力矩, Z 表示侧向力, M_y 表示偏航力矩。

1.2 研制目标

天平及空气桥研制目标:实现全机气动力和喷管推进特性分别、同时测量,全机天平及推力天平的综合加载误差优于 0.3%,综合加载重复性优于 0.03%;推力天平带空气桥(充压、未充压)的综合加载误差优于 0.5%,综合加载重复性优于 0.05%;空气桥对推力天平的干扰指标见表 2。

表 1 全机模型及喷管气动载荷
Table 1 Aerodynamics loads of whole model and nozzle

研究对象	Y/N	$M_z/(N\cdot m)$	X/N	$M_x/(N\cdot m)$	Z/N	$M_y/(N\cdot m)$
全机模型	19 000	1 220	2 200	700	3 400	710
喷管	500	500L	1 400	90	500	500L

注:L 表示喷管出口距离推力天平校准中心距离。

表 2 空气桥对天平的干扰指标

Table 2 Interference index of air-line bridge to balance

载荷分量	法向力分量	俯仰力矩分量	轴向力分量	滚转力矩分量	侧向力分量	偏航力矩分量
干扰量值/%	5	15	0.3		5	15

1.3 研制难点及解决措施

本次研制工作的难点为:①有限的模型内部空间与测力单元结构需求之间存在较大矛盾;②全机天平的力与力矩之间不匹配,横向与纵向载荷之间不匹配;③如何获取试验压力范围内准确的推力天平(带空气桥)“通用”公式。

为解决上述困难,将采取以下技术措施:①在满足喷管内部流动特性基础上,采用“一体化设计”理念进行布局设计;②采用特殊测量元件结构解决全机天平载荷间的不匹配问题;③将压力作为影响推力天平(带空气桥)测量准度的一个参数加入到天平公式中,用含压力参数的“通用”公式代替传统的天平公式,以获得更加准确的风洞试验数据。

1.4 布局设计

推力矢量试验测力装置布局设计的前提是矢量喷管内部流动特性的准确模拟,影响流动特性的因素包括与喷管相连的壳体内径、长度以及空气桥的内外直径、长度。壳体愈长,壳体内径与空气桥外径之间的“环形面积”越大,对保证喷管内部流场的均匀性越有利,但模型内部可用空间受限,仅从流动特性这一单独目标来布局测力单元是无法完成整个测力装置的设计。试验模型内部将安装用于全机测力的六分量天平一台,一套由空气桥、管路、壳体等组成的喷流气体流经、转换通道以及一台用于矢量喷管推进特性测量的六分量天平。其中任何一个零件结构尺寸的确定都将影响整个测力装置的布局,因此采用“一体化设计”^[18]思想来完成测力装置初步布局设计,对相关结构参数建模,并以此为基础开展矢量喷管内部气体流动特性分析计算,若计算结果满足流动特性要求则在初步布局基础上开展详细结构设计,若不满足要求则调整布局,修改相关参数并再次进行流体计算,经多次迭代后获得满足要求的布局形式。

试验模型承受气动载荷大,全机天平采用杆式结构,有助于保持天平整体刚度,以降低试验中模型尾部与矢量喷管碰撞的风险。推力天平与空气桥的布局可采用并联或串联形式。并联形式是

指推力天平位于空气桥内部,两者轴线重合,天平多为杆式结构,该布局使空气桥具有较大外形尺寸,在模型内部空间受限情况下,前文所述的“环形面积”较小,不利于喷管内部气体流动,但该方式可减小推力天平中心与矢量喷管出口之间的距离,进而减小天平的力矩载荷,利于天平结构设计。串联形式是指推力天平在空气桥外部并位于其前端(逆气流方向),两者轴线重合,天平为环式或杆式结构,天平校准中心与矢量喷管出口的间距较大,导致天平承受较大力矩载荷,不利于天平结构设计,但空气桥外形尺寸较小,在模型内部空间受限的情况下,前文所述的“环形面积”较大,利于喷管内部气体流动。综上两种布局方式的优缺点,并根据推力矢量试验中“环形面积”不小于喷管喉道面积的基本要求,本次试验方案采用推力天平与空气桥串联布局形式。推力天平采用环式结构可充分利用模型内部径向空间,管路贯穿天平中部,使天平直径增大,利于提升天平整体刚度,降低大力矩载荷对天平测量的不利影响。

测力装置的初步布局(图 1)确定后,对空气桥、管路、壳体等参数模型构成的系统进行流体计算,以确定其外形尺寸是否满足流动特性要求。

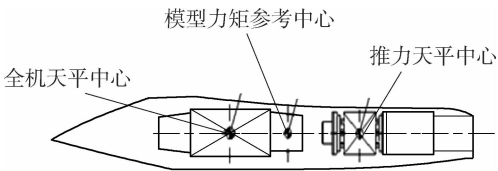


图 1 测力装置布局图

Fig. 1 Layout of force measuring device

1.5 结构设计

1.5.1 全机天平结构设计

全机天平中心位于模型力矩参考中心之前,两“心”不重合使天平承受附加力矩,天平设计载荷见表 3。从表 3 可知,法向力与侧向力的比值较大,偏航力矩相对于侧向力较大,增加了全机天平设计难度。全机天平设计思路是:控制大载荷分量的满载信号输出,保证重点测量分量的满载最小信号输出,参考分量匹配设计,即控制偏航力

表 3 全机天平设计载荷

Table 3 Design load of whole model balance

载荷分量	Y/N	$M_z/(N \cdot m)$	X/N	$M_x/(N \cdot m)$	Z/N	$M_y/(N \cdot m)$
设计值	19 000	3 293	2 200	700	3 400	1 223

矩输出,保证除滚转力矩外其他分量的最小输出,滚转力矩匹配设计。为保证天平测量精准度,确定偏航力矩最大输出不大于 25 mV,除滚转力矩分量外其他分量最小输出不小于 4 mV,以此为目

标开展全机天平各测量元件的结构设计。

全机天平(图 2)采用对称布局形式,前、后对称布置四柱梁用作除轴向力分量以外其他五个分量的测量。轴向力元件位于天平中部,采用支撑片与“T”梁相组合的形式构成单独测量单元,“T”梁是测量梁,该结构可有效降低力、力矩分量对轴向力的干扰。支撑片可简化为超静定梁,轴向力作用下的变形如图 3。“T”梁可简化为悬臂梁,轴向力作用下的变形如图 4,其表面应变计算的简化原则是支撑片与“T”梁变形一致及刚度分配。图 3、图 4 中 l 分别表示超静定梁和悬臂梁的长度, F 表示超静定梁承受的推力, M 表示悬臂梁承受的弯矩。

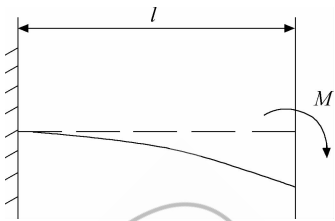


图 4 悬臂梁

Fig. 4 Cantilever beam

前、后四柱梁中,中间两个柱梁用作法向力、俯仰力矩及滚转力矩的测量,左右两个柱梁用作侧向力及偏航力矩的测量。由于法向力与侧向力比值较大,将左右两个柱梁的长度设置为较中间两个柱梁的长度短,那么在偏转角相同的情况下,短柱梁承受的应力比长柱梁的大。全机天平测量元件的设计思路及结构形式确定后,引入经典力学计算公式,将天平各梁尺寸作为变量,并加以幅度限制,确立既定信号输出为目标,通过协同优化计算,获得天平各梁的几何尺寸。

1.5.2 推力天平及空气桥结构设计

从文中第 1.4 节中获得矢量喷管出口与推力天平中心之间的距离,进而得到推力天平各分量的设计载荷见表 4。推力天平与空气桥、壳体等组成的测力单元如图 5。

推力天平(图 6)纵、横向设计载荷相对较小,其固定连接端、自由连接端均采用法兰连接形式,既能保证小载荷条件下连接的可靠性、稳定性又有助于减小天平整体长度。通气支杆与推力天平内环面之间存在间隙,自然及受力状态下两者无接触。空气桥(图 7)与通气支杆间采用圆柱配合方式以保证两者轴线重合。空气桥与通气支杆、推力天平及壳体装配后,其弹性元件处于不受力状态。

表 4 推力天平设计载荷

Table 4 Design load of thrust balance

载荷分量	Y/N	$M_z/(N \cdot m)$	X/N	$M_x/(N \cdot m)$	Z/N	$M_y/(N \cdot m)$
设计值	500	149	1 400	90	500	149

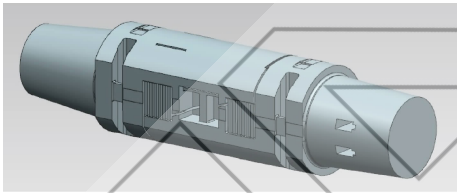


图 2 全机天平

Fig. 2 Balance used for the whole model balance

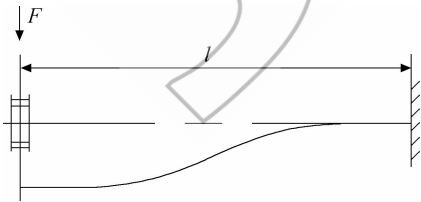


图 3 超静定梁

Fig. 3 Statically indeterminate beam

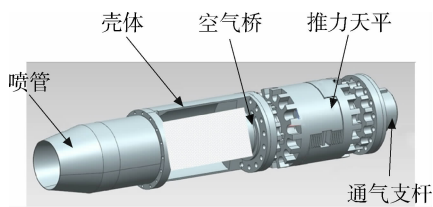


图 5 推力天平及空气桥系统

Fig. 5 Thrust balance and air-line bridge system

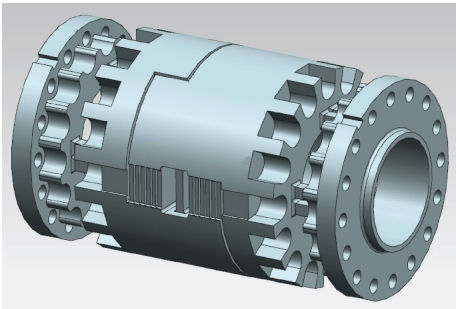


图 6 推力天平结构
Fig. 6 Structure of thrust balance

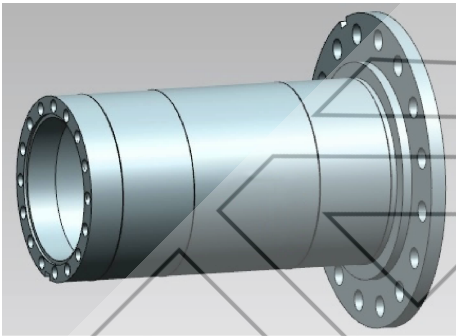


图 7 空气桥结构
Fig. 7 Structure of air-line bridge system

推力天平结构设计目标:力矩分量(滚转力矩除外)电桥信号最大输出值不大于 25 mV,其余分量电桥信号最小输出值不小于 4 mV。推力天平采用对称布局形式,前、后对称布置八柱梁用作除轴向力分量以外其他五个分量的测量;轴向力元件位于天平中部,采用支撑片与“ I ”梁相组合的形式构成单独的测量单元,“ I ”梁作为测量梁,支撑片与“ I ”梁均可简化为超静定梁,轴向力作用下它们发生“ S ”变形。天平的前后测量梁可简化为悬臂梁,力和力矩作用下它们产生弯曲变形。根据各柱梁之间的变形一致及刚度分配原则,利用力学计算公式,将天平各梁尺寸作为变量,加以限定区间,确定输出信号为目标,通过协同优化计算,获得天平各梁的几何尺寸。

空气桥采用金属波纹管^[21],它是多目标优化设计。首先,空气桥应具有足够大的强度以承受 2 MPa 外压,同时需具有较小刚度以满足对天平的干扰指标要求。空气桥设计需结合推力天平协同进行,将影响空气桥刚度的内外直径、波片壁厚、波距、波形及波数作为变量,对空气桥与推力天平参数建模,采用耦合分析方法^[18]来解决两者间的刚度协调问题,以确定空气桥最终结构。

2 有限元分析

2.1 全机天平的有限元分析

全机天平材料、结构形式、详细尺寸确定后,利用 Ansys 软件对其仿真分析。根据全机天平实际受载情况,按表 3 的设计载荷分别设置分析工况,获得全机天平在各分量载荷单独作用下应变计粘贴区域平均应变如表 5 所示,电桥信号理论输出值如表 6 所示。

表 5 设计载荷作用下全机天平各分量平均应变

Table 5 Average strain of whole model balance under design load

载荷分量	法向力分量	俯仰力矩分量	轴向力分量	滚转力矩分量	侧向力分量	偏航力矩分量
平均应变值/ 10^{-6}	185	384	270	113	148	583

表 6 设计载荷作用下全机天平各分量理论输出

Table 6 Theoretical output of each component of whole model balance under design load

参数	法向力分量	俯仰力矩分量	轴向力分量	滚转力矩分量	侧向力分量	偏航力矩分量
电桥信号理论输出值/mV	7.4	15.36	5.4	2.26	5.92	23.32
组桥方式	双桥	双桥	单桥	单桥	双桥	双桥

注: $\Delta U=K\epsilon U$ (单桥), $\Delta U=2K\epsilon U$ (双桥), ΔU 表示信号理论输出值, ϵ 表示平均应变值, K 为应变计灵敏度系数, $K=2$, U 为输入电压, $U=10\text{ V}$, 下同。

2.2 推力天平的有限元分析

推力天平的有限元分析载荷见表 4,各分量

载荷单独作用下应变计粘贴区域的平均应变如表 7 所示,电桥信号理论输出值如表 8 所示。

表 7 设计载荷作用下推力天平各分量平均应变
Table 7 Average strain of thrust balance under design load

载荷分量	法向力分量	俯仰力矩分量	轴向力分量	滚转力矩分量	侧向力分量	偏航力矩分量
平均应变值/ 10^{-6}	121	510	213	210	122	524

表 8 设计载荷作用下推力天平各分量理论输出
Table 8 Theoretical output of each component of thrust balance under design load

参数	法向力分量	俯仰力矩分量	轴向力分量	滚转力矩分量	侧向力分量	偏航力矩分量
信号理论输出值/mV	4.84	20.4	4.26	4.21	4.9	20.99
组桥方式	双桥	双桥	单桥	单桥	双桥	双桥

2.3 空气桥对推力天平干扰的有限元分析

空气桥对推力天平的干扰表现为施加在天平上的载荷其中一部分被空气桥承担。干扰分析前,根据实际安装关系在建模软件中对两者进行虚拟装配(图 8),利用 Ansys 软件仿真分析,获得空气桥对推力天平各分量的干扰值(表 9)。表 9 显示:空气桥对推力天平的法向力分量、俯仰力矩分量、轴向力分量、滚转力矩分量、侧向力分量、偏航力矩分量的干扰值分别为 1.85%、8.2%、0.21%、11.97%、2%、6.8%。

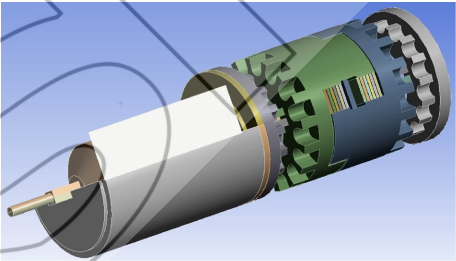


图 8 干扰分析模型

Fig. 8 Model for interference analysis

表 9 空气桥对推力天平各分量的干扰值
Table 9 Interference value of air-line bridge to each component of thrust balance

推力天平 施加载荷	空气桥承担载荷					
	Y/N	$M_z/(N \cdot m)$	X/N	$M_x/(N \cdot m)$	Z/N	$M_y/(N \cdot m)$
Y=500 N	-9.26	-0.04	0.24	-0.002	0.003	0
$M_z=149 N \cdot m$	-67.4	-10.22	-0.07	-0.022	0.034	0
X=1400 N	3.289	-0.01	-2.95	-0.002	-0.034	0
$M_x=90 N \cdot m$	-0.13	-0.003	0.001	-10.77	-9.6	0.052
Z=500 N	-0.014	0	0.003	0.017	-10	0.038
$M_y=149 N \cdot m$	-0.059	0	-0.038	1.75	61.4	-10.15

3 校 准

3.1 全机天平、推力天平静态校准

全机天平及推力天平粘贴、温度补偿完成后,通过静态校准获得天平公式及各分量的综合加载误差及综合加载重复性,综合加载误差按式(1)计算,综合加载重复性按式(2)计算。其中 P_{ij} 表示

天平第 i 分量第 j 点综合加载检验载荷值(标准砝码载荷), F_{ij} 表示天平第 i 分量第 j 点综合加载载荷测量值(由天平公式计算所得), m 表示天平各分量施加载荷组数, P_{imax} 表示天平各分量最大设计载荷; V_{ik} 表示第 k 次重复综合加载时天平第 i 分量的电桥输出值, V_{imax} 表示天平第 i 分量最大设计载荷时的电桥输出值, n 表示各分量固定载

荷重复加载次数。全机天平校准结果见表 10,推力天平校准结果见表 11,结果显示:两台天平的综合加载误差均达到“GJB 2244A-2011 风洞应变天平规范”中天平静态校准的合格指标,综合加载重复性达到先进指标,满足设计要求,天平各分量信号实际输出值满足设计要求。

$$W_{zi} = \frac{\sqrt{\frac{\sum_{j=1}^m (F_{ij} - P_{ij})^2}{m-1}}}{P_{imax}} \times 100\%$$

$(i = 1, 2, \cdots, 6; j = 1, 2, \cdots, m)$

(1)

$$S_{zi} = \frac{\sqrt{\frac{\sum_{k=1}^n \left(V_{ik} - \frac{1}{n} \sum_{k=1}^n V_{ik} \right)^2}{n-1}}}{V_{imax}} \times 100\%$$

$(i = 1, 2, \cdots, 6; k = 1, 2, \cdots, n)$

(2)

3.2 推力天平带空气桥静态校准

完整的推力天平(带空气桥)公式应包含力、力矩、压力和温度参数。流量是推力矢量试验中的输入参数,需精确控制,但推力天平(带空气桥)公式中未使用流量而使用压力,这是因为流量与压力间存在一定关系,两者可相互转化,且充压校准比通

流校准成本更低。不同压力下空气桥刚度不同,推力天平(带空气桥)公式中的部分系数将存在差异。温度对空气桥和推力天平都将产生影响,气流直接作用于空气桥,温度对它是直接影响,高温时空气桥的刚度系数降低,低温时相反。温度对天平是间接影响,通过多个连接件以热传导方式产生。空气桥在设计、加工阶段已从原材料角度充分考虑温度影响,温度对天平的大部分影响可通过温度补偿解决,开展推力天平(带空气桥)在不同温度下的精细校准需要更长周期更高成本,所以本次推力天平(带空气桥)公式中未加入温度参数。

根据推力天平带空气桥未充压状态校准^[22-23]结果判断空气桥对推力天平的干扰量,同时为风洞试验数据修正奠定基础。天平与空气桥校准实物如图 9,校准结果见表 12,结果显示:空气桥对推力天平法向力分量、俯仰力矩分量、轴向力分量、滚转力矩分量、侧向力分量、偏航力矩分量的干扰量值分别为 3.6%、11.2%、0.04%、14.9%、3.5%、9.2%。空气桥对推力天平各分量干扰的实测值与有限元分析结果接近,干扰实测值满足设计指标。

表 10 全机天平校准结果

Table 10 Calibration results of whole model balance

参数	力分量/N			力矩分量/(N·m)		
	法向	轴向	侧向	滚转	俯仰	偏航
设计载荷	19 000	2 200	3 400	700	3 293	1 223
校准载荷	16 000	2 000	6 400	480	1 440	960
供桥电压/V	10	10	10	10	10	10
信号实际输出值/mV	6.676	5.274	5.375	1.736	14.236	21.775
综合加载误差/%	0.12	0.18	0.19	0.25	0.21	0.16
综合加载重复性/%	0.01	0.02	0.01	0.02	0.01	0.01

表 11 推力天平校准结果

Table 11 Calibration results of thrust balance

参数	力分量/N			力矩分量/(N·m)		
	法向	轴向	侧向	滚转	俯仰	偏航
设计载荷	500	1 400	500	90	149	149
校准载荷	500	1 000	500	90	135	96
供桥电压/V	9.831	9.831	9.831	9.831	9.831	9.831
信号实际输出值/mV	4.33	4.110 1	4.381	3.182	23.201	23.613
综合加载误差/%	0.1	0.1	0.13	0.15	0.12	0.16
综合加载重复性/%	0.01	0.02	0.01	0.02	0.01	0.01

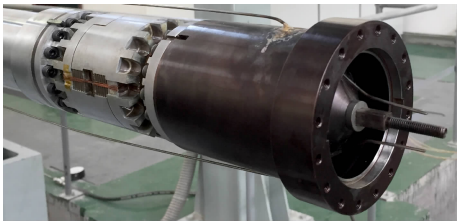


图 9 天平与空气桥
Fig. 9 Balance and air-line bridge

推力天平带空气桥未充压校准完成后,开展充压状态校准。在试验压力范围内等间距地选取一定压力点,在所选压力点下开展天平校准,获得对应压力条件的天平公式(式(3));根据准确压力条件下多个天平公式(式(3))得含压力参数的天平公式(式(4));最后在试验压力范围内选取任一压力点(非校准压力点)开展综合加载验证,检验天平公式(式(4))的准确性,同时获得推力天平带空气桥充压状态的综合加载误差及综合加载重复性(表 13)。图 10~图 12 给出了压力(p)与推力天平各分量主项系数间的变化规律,其中, K_Y 表示天平法向力分量的主项系数, K_{M_z} 表示天平俯仰力矩分量的主项系数, K_X 表示天平轴向力分量的主项系数, K_{M_x} 表示天平滚转力矩分量的主项系数, K_Z 表示天平侧向力分量的主项系数, K_{M_y} 表示天平偏航力矩分量的主项系数。图 13、图 14 给出了压力与部分干扰项系数间的变化规律,其

中, $K_{M_z}^Y$ 表示天平俯仰力矩分量对法向力分量的干扰系数, $K_{M_z}^Z$ 表示天平俯仰力矩分量对侧向力分量的干扰系数, $K_{M_y}^{M_x}$ 表示天平偏航力矩分量对滚转力矩分量的干扰系数, $K_{M_y}^Z$ 表示天平偏航力矩分量对侧向力分量的干扰系数。

$$F_i = a_i \Delta U_i + \sum_{\substack{m=1 \\ m \neq i}}^6 (b_i^m F_m) + \sum_{m=1}^6 \sum_{\substack{n=m \\ n \neq m}}^6 (c_i^{nm} F_m F_n) \quad (i = 1, 2, \dots, 6) \tag{3}$$

$$F_i = \Delta U_i (A_i + A_p^{F_i} p + A_p^{F_i^2} p^2) + \sum_{\substack{m=1 \\ m \neq i}}^6 (b_i^m F_m) + \sum_{m=1}^6 \sum_{\substack{n=m \\ n \neq m}}^6 (c_i^{nm} F_m F_n) + \sum_{i=1}^6 (d_i p F_i) + \sum_{i=1}^6 (e_i p^2 F_i) + \sum_{i=1}^6 (g_i p F_i^2) \quad (i = 1, 2, \dots, 6) \tag{4}$$

式(3)、式(4)中, F_i 表示天平第*i*分量载荷; a_i 表示第*i*个分量的主项系数, ΔU_i 表示第*i*分量信号输出增量; b_i^m 表示第*m*分量载荷对*i*分荷的一阶干扰系数; F_m 表示*m*分量载荷; c_i^{nm} 表示各分量载荷对第*i*分量的二阶平方项干扰系数($m=n$)和交叉干扰系数($m \neq n$); F_n 表示第*n*分量载荷; A_i 、 $A_p^{F_i}$ 、 $A_p^{F_i^2}$ 分别表示压力对第*i*分量主项系数影响的常数项、一次项和二次项

表 12 推力天平带空气桥(未充压)校准结果
Table 12 Calibration results of thrust balance with air-line bridge (no pressurized state)

参数	力分量/N		力矩分量/(N·m)			
	法向	轴向	侧向	滚转	俯仰	偏航
设计载荷	500	1400	500	90	149	149
校准载荷	500	1000	500	90	135	96
供桥电压/V	9.831	9.831	9.831	9.831	9.831	9.831
主项系数/(N/mV)	119.57378	340.73642	118.07242	32.52014	7.13930	6.89015
测量不确定度/%	0.29	0.18	0.22	0.36	0.31	0.33
综合加载重复性/%	0.03	0.04	0.03	0.04	0.03	0.03
空气桥对天平的干扰/%	3.6	0.04	3.5	14.9	11.2	9.2

表 13 推力天平带空气桥(充压)校准结果
Table 13 Calibration results of thrust balance with air-line bridge (pressurized state)

载荷分量	法向力分量	俯仰力矩分量	轴向力分量	滚转力矩分量	侧向力分量	偏航力矩分量
综合加载误差/%	0.32	0.3	0.15	0.42	0.3	0.36
综合加载重复性/%	0.03	0.04	0.04	0.04	0.03	0.04

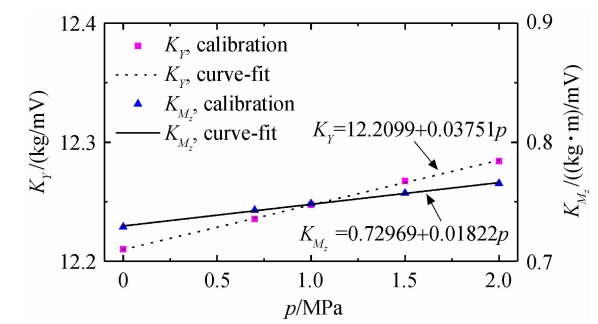


图 10 压力对主项系数 K_Y 和 K_{M_z} 的影响

Fig. 10 Influence of pressure on coefficient of main term K_Y and K_{M_z}

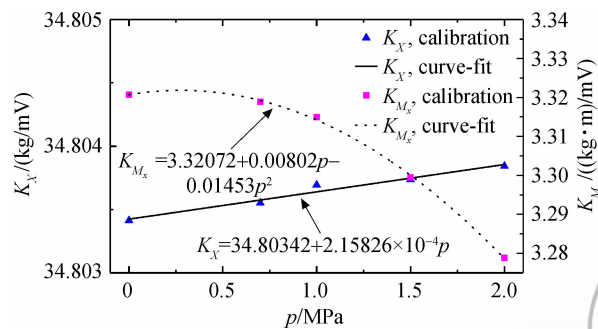


图 11 压力对主项系数 K_X 和 K_{M_x} 的影响

Fig. 11 Influence of pressure on coefficient of main term K_X and K_{M_x}

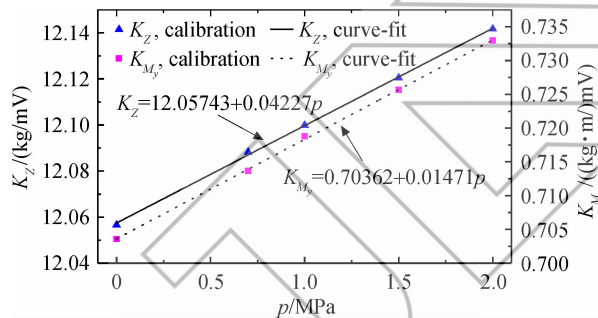


图 12 压力对主项系数 K_Z 和 K_{M_y} 的影响

Fig. 12 Influence of pressure on coefficient of main term K_Z and K_{M_y}

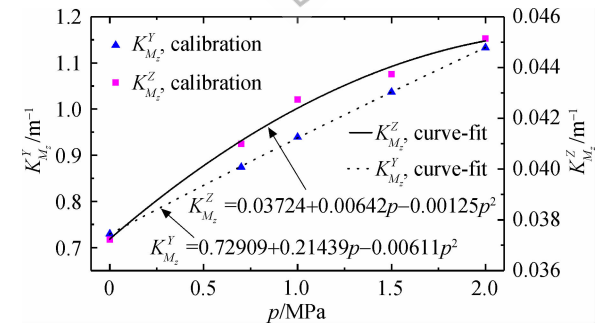


图 13 压力对干扰系数 $K_{M_z}^Y$ 和 $K_{M_z}^Z$ 的影响

Fig. 13 Influence of pressure on coefficient of interference term $K_{M_z}^Y$ and $K_{M_z}^Z$

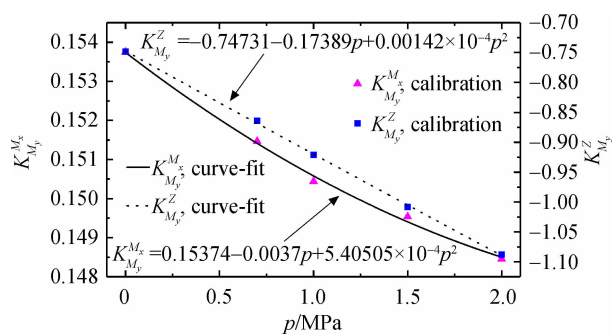


图 14 压力对干扰系数 $K_{M_y}^{M_x}$ 和 $K_{M_y}^Z$ 的影响

Fig. 14 Influence of pressure on coefficient of interference term $K_{M_y}^{M_x}$ and $K_{M_y}^Z$

系数; d_i 表示压力与*i*分量载荷的乘积对*i*分量的干扰系数; e_i 表示压力平方与*i*分量载荷的乘积对*i*分量的干扰系数; g_i 表示压力与*i*分量载荷平方的乘积对*i*分量的干扰系数; p 表示压力。

推力天平带空气桥系统充压校准结果显示:天平各分量的综合加载误差均优于 0.5%,综合加载重复性优于 0.05%,满足设计指标,压力对主项系数、干扰系数的影响规律明显。

3.3 推力天平公式动态验证

动态验证是指在某一特定流量状态下对推力天平(带空气桥)施加标准载荷,将高精度砝码悬挂于推力天平(带空气桥)自由端的任何位置,待砝码静止后采集天平信号,将采集信号和通过流量-压力转换公式(式(5))得到的压力带入式(4),获得计算载荷,用计算载荷与标准载荷间的相对误差来判断式(4)的动态适用性。图 15 展示了不同流量下的标准载荷与计算载荷以及两者间的相对误差。由图可知:试验范围内不同流量下,式(4)计算得到的载荷与标准载荷间的相对误差均小于 0.5%,证明了式(4)的动态适用性及准确

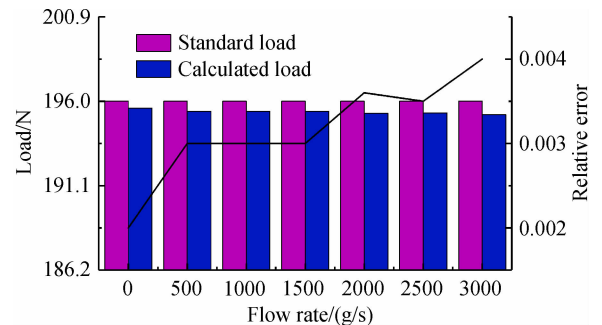


图 15 不同流量下的标准载荷与计算载荷

Fig. 15 Standard load and calculated load under different flow rates

性,也表明在推力天平(带空气桥)校准过程中,通过将复杂的流量控制转换为简单的压力控制来获取具有通用性的天平公式是一种行之有效的办法。式(5)中的流量 q_m 是已知量,通过高精度流量计控制,总温 T 通过温度传感器测量获得,喉道面积 A_{th} 取理论设计值,计算得到的总压 p 与式(4)中的压力参数相对应。

$$P = \frac{q_m \sqrt{T}}{0.0404 A_{th}} \quad (5)$$

4 结 论

本文主要介绍了某飞行器推力矢量试验测力装置中天平及空气桥的设计、分析及校准,有以下几点结论:

1) 在测力装置合理布局基础上,采用有限元方法对两台天平和一套空气桥系统进行了优化设计,获得了理想的、满足设计指标的结构形式。

2) 静态校准结果表明全机天平、推力天平的综合加载误差均优于 0.3%,综合加载重复性误差均优于 0.03%;推力天平带空气桥(充压、未充压)的综合加载误差均优于 0.5%,综合加载重复性均优于 0.05%。天平及空气桥的研制达到既定目标,研制的测力装置满足推力矢量风洞试验需求。

3) 通过静态校准获得推力天平(带空气桥)含压力参数的通用公式,公式适用于不同流量的动态试验。

4) 下一步工作将深入开展温度对天平的影响研究,将温度参数纳入天平公式,以进一步提高推力矢量风洞试验的精细化水平。

参考文献:

- [1] 肖宇,张兴有. 战斗机推力矢量控制技术中的应用[J]. 航空发动机,2008,34(4):56-58.
XIAO Yu, ZHANG Xingyou. Application of thrust vector control technology on fighter engine[J]. Aeroengine, 2008, 34(4):56-58. (in Chinese)
- [2] YVETTE S W, DOUGLAS L B. Advancements in exhaust system technology for the 21st century[J]. AIAA 98-3100, 1998.
- [3] THOMAS M B. Thrust vector behavior of highly integrated asymmetric nozzles for advanced fighter aircraft[R]. AIAA 98-0948, 1998.
- [4] 金镭,张曙光,孙金标. 现代战斗机空战能力评估及敏感性分析[J]. 北京航空航天大学学报,2009,35(1):82-86.
JIN Lei, ZHANG Shuguang, SUN Jinbiao. Air-combat ability and sensitivity analysis of modern fighter aircraft [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2009, 35(1):82-86. (in Chinese)
- [5] BRAMAN K B, SCHWEIHARD W G, YECHOUT T R. Thrust modeling: a simplified in-flight thrust and airflow prediction technique for flight test performance measurements[J]. AIAA 83-2751, 1983.
- [6] CROSE J, MACK T, MARX D. NASA/MFSC nozzle test bed[J]. AIAA 89-2871, 1989.
- [7] WONGKIN C. Derivation of the data reduction equations for the calibration of the six-component thrust stand in the CE-22 advanced nozzle test facility[R]. NASA/TM-2003-212326, 2003.
- [8] SCHNELL W C, GROSSMAN R L. Vectoring non-axisymmetric nozzle jet induced effects on a V/STOL fighter model[J]. Journal of Aircraft, 1979, 16(12):863-870.
- [9] FERRI A. Improved nozzle testing techniques in transonic flow[R]. New York: Aerospace and Energetics Laboratory AGARD-AG-208, 1974.
- [10] PAULSON J W, WHITTEN P D, STUMPFL S C. Wind tunnel investigation of the powered low speed longitudinal aerodynamics of the vectored-engine-over (VEO) wing fighter configuration[R]. NASA Technical Memorandum 86263, 1982.
- [11] MCWATER M A. F-35 conventional mode jet-effects testing methodology[R]. AIAA 2015-2404, 2015.
- [12] 徐铁军,李聪,曲芳亮. 矢量喷管静推力特性风洞实验研究[J]. 流体力学实验与测量,2003,17(2):49-53.
XU Tiejun, LI Cong, QU Fangliang. Wind tunnel research on statics thrust characteristics of vectoring nozzle[J]. Experiments and Measurements in Fluid Mechanics, 2003, 17(2):49-53. (in Chinese)
- [13] 高静,李聪,杨勇,等. 低速风洞推力矢量试验背撑干扰特性试验研究[J]. 实验流体力学,2005,19(3):10-20.
GAO Jing, LI Cong, YANG Yong, et al. Researches of dorsal support interference in low speed wind tunnel thrust vector test[J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2005, 19(3):10-20. (in Chinese)
- [14] 王彤,白玉平,宋文成,等. 高速喷流干扰及控制技术研究[J]. 实验流体力学,2010,24(6):22-26.
WANG Tong, BAI Yuping, SONG Wencheng, et al. The investigation of high-speed jet interference and control technique[J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2010, 24(6):22-26. (in Chinese)
- [15] 贾毅,郑芳,黄浩,等. 低速风洞推力矢量试验技术研究[J]. 实验流体力学,2014,28(6):92-97.
JIA Yi, ZHENG Fang, HUANG Hao, et al. Research on vectoring thrust test technology in low-speed wind tunnel [J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2014, 28(6):92-97. (in Chinese)
- [16] 李建强,李耀华,郭旦平,等. 2.4米跨声速风洞推力矢量试验技术[J]. 空气动力学学报,2016,34(1):20-26.
LI Jianqiang, LI Yaohua, GUO Danping, et al. The thrust vectoring experiment technique in the 2.4 m×2.4 m tran-

sonic wind tunnel[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2016, 34(1): 20-26. (in Chinese)

[17] 苗磊, 谢斌, 李建强, 等. 2.4 m 跨声速风洞推力矢量试验测力系统研制与应用[J]. 实验流体力学, 2017, 31(6): 78-85. MIAO Lei, XIE Bin, LI Jianqiang, et al. Development and application of the measurement system for thrust vectoring tests at 2.4 m×2.4 m transonic wind tunnel[J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2017, 31(6): 78-85. (in Chinese)

[18] 于常安, 王罗, 何显中, 等. 航空矢量喷管测试平台用六分量盒式天平结构设计[J]. 航空动力学报, 2016, 31(1): 23-30. YU Changan, WANG Luo, HE Xianzhong, et al. Design on structure of six-component box balance for the aero-engine vector nozzle measuring platform[J]. Journal of Aerospace Power, 2016, 31(1): 23-30. (in Chinese)

[19] 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 Qiang, 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)

[20] 汤伟, 刘李涛, 陈洪, 等. 矢量喷管推力特性的风洞试验技术[J]. 航空动力学报, 2018, 33(4): 858-864. TANG Wei, LIU Litao, CHEN Hong, et al. Thrust characteristics test technique of vectoring nozzle in wind tunnel[J]. Journal of Aerospace Power, 2018, 33(4): 858-864. (in Chinese)

[21] 罗华云, 侯敏杰, 王月贵, 等. 金属波形膨胀节在六分量天平中的试验[J]. 航空动力学报, 2013, 28(4): 736-742. LUO Huayun, HOU Minjie, WANG Yuegui, et al. Experiments on metal bellows expansion joints in six-component balance[J]. Journal of Aerospace Power, 2013, 28(4): 736-742. (in Chinese)

[22] 罗华云, 赖传兴, 王月贵, 等. 喷管模型试验器六分量天平校准技术[J]. 航空动力学报, 2013, 28(1): 67-73. LUO Huayun, LAI Chuanxing, WANG Yuegui, et al. Six-component balance calibration technology for nozzle model testing facility[J]. Journal of Aerospace Power, 2013, 28(1): 67-73. (in Chinese)

[23] 罗华云, 侯敏杰, 王月贵, 等. 盒式六分量应变天平热态试验气动结构特性[J]. 航空动力学报, 2014, 29(9): 2024-2030. LUO Huayun, HOU Minjie, WANG Yuegui, et al. Aerodynamic structural characteristic of box six-component strain-gauge balance in heat state test[J]. Journal of Aerospace Power, 2014, 29(9): 2024-2030. (in Chinese)

(编辑: 李岩梅、陈越)