

国外低速风洞天平手册

(上册)



“7210”国外低速风洞天平手册组

一九八〇年七月

DNW 风洞天平设计技术条件

DNW 76.10.8.

翻 译： 赵 广 和

王 金 印

校 对： 徐 德 康



30895317

说 明

国外低速风洞天平手册（译文集）是根据“7210”、“777会议”的决议而译制的。它的目的在于学习国外风洞天平技术和了解国外风洞天平的发展动态，以便结合我国具体情况，扬长避短，发展我国风洞天平事业，为实现四化贡献力量。

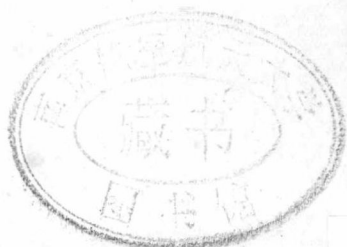
在作了工作过程中，我们本想多选一些新资料，但近些年来，国外低速风洞天平资料发表得不多，而且型式基本上以槽式为主；特别是关于天平调查方面的经验几乎没有介绍。因此所选译文内容受到限制。因受出版条件的关系，译文中删去了许多照片和图。

本手册在“7210”办公室的支持下作了译校及组织，出版等工作主要由北京大学力学系风洞实验室具体负责，由于我们水平低，手册中不当之处，希望读者指教。

在手册出版时，我们向文中署名的译校者和参加手册工作的其他同志表示衷心感谢。

国外低速风洞天平手册组

1980年7月



30895324

目 录

- 一、DNW风洞天平设计技术条件 DNW 1976. 10. 18
(DNW—西德与荷兰合建的风洞) —1
- 二、一台新型的风洞天平 L-E利维 CG 桑德斯 J. R. A.
S. 1953. Uo/57 —10
- 三、加拿大国家航空研究院 6×9 低速风洞
译自: Canadian Aeronautics and Space Journal
Vol. 9 April 1963 No. 4. —33
- 四、岛津风洞实验用六分力天平, 三岛, 若田、河本
译自: 岛津评论 22.1 29 (1965) —53
- 五、英国5米槽低速风洞—机械天平 —79
- 六、用于亚音速风洞六分力自动天平的测试仪表. J. F.
哈等. C. W. 修顿
译自: ARL / I-75 —87
- 七、马都拉斯印度技术协会的一个低速风洞——六分力天
平介绍. A. 克林
译自: JAS of INDIA Aug. 1971 Vol. 23. No. 3 —96
- 八、测小力天平——机械天平
摘自气动研究与发展 1978年第4期 28页 —103
- 九、应变风洞天平的设计研究 M. J. 康坎农
译自: AD-78/402, 1974. 3 —105
- 十、用应变系统的亚音速风洞天平 工程师 F. 维谢
工程师 A. 发杰尔
译自: DLR 72-06 —144

- 十一、印度科学院14 x 9呎开迴路风洞的六分界内式应变天平设计 by T. N 克利恩拉斯瓦米
译自: JAS of INDIA VOL 12-14 1960~1962. -151
- 十二、应变天平
译自: AGARD R6/T -176
- 十三、大攻角实验机构和干扰实验机构 -183

3 天平*

3.1 总体系统

一个六分天平的天平系统是由以下几个部分组成的：罩子，运输缓冲垫、攻角和偏航角的控制机构、模型支承件、定位架、带有风挡的实验段下壁转盘、用于 H_2O_2 ，液压油和压缩空气的小干扰的旁路系统以及校准设备。

天平还包括一个模型支承平台，这个支承平台通过六个可以互换的测力件静态地悬挂在固定于地面上的框架上，而每个测力件又是通过一些合适的绞接头、拉杆和弹性挠曲件与平台相连的。由于在所有的枢钮部位都没有使用刀口轴承、滑动轴承和滚珠轴承，这也许会影响一些力的测量。

在正常的（准）稳态的风洞条件下，以及除去模型支承件变形对准确度的影响，通过对六个测力元件的信号的处理，可以在模型上测得满足3.3~3.6节所规定的准确度和速度的气动载荷。

要求模型安装有两种基本形式：全模型安装和半模型安装。

全模型应当沿着实验段水平中心线按装。应当能在单支杆、双支杆或三支杆上固定。

半模型应当安装在离开实验段下壁稍有一段距离（例如20mm）的上方，对不同的半模型应当固定在不同的支承件上。

全模型用的支杆和半模型用的支承件都应当安装在支承框架上。

固定全模型用的支杆长度要看实验段的高度而定。对于一个 $9.5 \times 9.5 m^2$ 的实验段，支承框架将直接安装在天平上。对于

* 选自提供给目前正在生产天平的制造商设计用的技术规范

兼有 $8 \times 6 \text{ m}^2$ 和 $6 \times 6 \text{ m}^2$ 的实验段，就要在支承框架和天平之间装一个定位架。天平、支承框架和定位架之间必须能易于拆卸。天平上的连接件应当使通过这些接头传递到天平的力是近似稳定的。

在变换模型时，支承框架应当从天平台或从定位架上拆下来，联结到下壁转盘上。模型以及部件10和12到16（图3.1）要一起从风洞上拆下来，（如果要更换实验段的话，部件9也要同时拆下）。天平罩内部的空间（图3.1中的部件11）应当可以作温度控制。

3.2 天平载荷

3.2.1 载荷及实验范围

首先要规定一个天平所必须经受得了的“绝对最大载荷”；这是个一般并不可能发生的载荷，往往要用熟练的经验来确定。它规定用于下面二种场合：

- a 装于实验段中心的全模型。
- b 装于两个实验段地板上方的半模型。

规定最常用的预期的最大载荷为上述“绝对最大的载荷的60%，这个值称之为“设计载荷”。

此外，考虑到在用较低风速和（或）用较小的模型实验时，其最大载荷分别为：

“绝对最大载荷”的25% 或10%，因此，规定“绝对最大载荷”的100%，60%，25%及10%为四个实验范围。

至于模型的重量，最多按2000 公斤考虑。

3.2.2 规范

在实验段中心安装的全模型在天平上产生的相对于实验段中心线上天平中心的静态绝对最大载荷为：

| | |
|----------------|-------------|
| 垂直力（升力） | ±65.000 牛顿 |
| 在天平轴向上的水平力（阻力） | ±20.000 牛顿 |
| 俯仰力矩 | ±40.000 牛顿米 |
| 侧力 | ±20.000 牛顿 |
| 偏航力矩 | ±35.000 牛顿米 |
| 滚转力矩 | ±20.000 牛顿米 |

坐标系是固定在天平上的。模型重量最多按2000公斤考虑。

如果是垂直安装在实验段下壁上的半模型，那么它在天平上产生的、相对于实验段下壁上高1.5m处天平中心的静态绝对载荷为；

| | |
|----------|-------------|
| 升力（水平方向） | ±65.000 牛顿 |
| 阻力（水平方向） | ±20.000 牛顿 |
| 俯仰力矩 | ±60.000 牛顿米 |
| 侧力 | ±1.000 牛顿 |
| | （没必要测量） |
| 偏航力矩 | ±15.000 牛顿米 |
| 滚转力矩 | ±20.000 牛顿米 |

这些值对两种实验段都是相同的。

模型重量，最多考虑为2000公斤。

动态模型载荷

虽然在实验中会出现也许一系列某个大振幅和频率的动载荷，但是规范指出，只要在平均载荷上迭加的动载荷的频率 > 10周/秒，最大振幅为平均值的5%，测量一定也是可能的。

3.3 准确度

这里所说的准确度就是指由天平测出的载荷和这些载荷真值之间的一致程度。它是通过用天平测出许多接近真值的载荷来确定的。一个载荷的测得值，或一个复合载荷的测得值和真值之间的差称之为误差。剩余总误差加上一个合理的修正后，就是衡量准确度的一个尺度。这里的“合理修正”可以包括所有一阶和二阶的干扰项，也就是说，在某个载荷分号 K_i ($i=1\sim 6$) 和测得位号 R_{jk} ($j, k=1\sim 6$) 之间的关系中，所有的线性项 $a_{ij} \cdot R_j$ 和所有的二次项 $a_{ijk} \cdot R_j \cdot R_k$ 也许都要考虑进去。其它的任意的看起来很合适的修正，以及由承包商提出来的修正都必须和 DNW 一起加以讨论。

外加载荷的真值，通过使用统一的校准程序和校准设备，可以足够准确的加以逼近。一个载荷的测得值也可以用一个大概率值来代替，这个概率值是从同一名义载荷的多次测得结果的算术平均值求得的。

某个载荷分号的测得准确度 δ ，是用一个加上了合理修正以后的剩余总误差的最大偏差来定义的，这里的剩余总误差是对不同的名义载荷组合的多次测得来求得的，而名义载荷又是在考虑到风洞测得时所能达到的各种可能的环境条件的范围内给出的。

任一个单个载荷分号，在 60% 这个实验范围内（即设计范围）测得的准确度 δ ，应当不超过在同一实验范围内的载荷分号最大值的 5%。

对于任一个复合载荷分号 K_n ($n=1\sim 6$) 来说，在上述实验范围内，载荷分号 K_i ($i=1\sim 6$) 的准确度 δ 应当不超过由下面公式给出的值：

$$\left| \frac{\delta_i}{K_{i\max}} \right| \leq 0.001 + \sum_{\substack{n=1 \\ n \neq i}}^6 0.001 \left| \frac{K_n}{K_{n\max}} \right|$$

这里， $K_{i\max}$ 和 $K_{n\max}$ 分别指在这个实验范围内的载荷分舅 K_i ， K_n 的最大值。

在其它实验范围内，对于单分舅加载来说，准确度应当不超过同一实验范围内载荷分舅最大值的0.2%，而对于复合加载来说，准确度应当不超过由下面公式给出的值：

$$\left(0.002 + \sum_{\substack{n=1 \\ n \neq i}}^6 0.002 \left| \frac{K_n}{K_{n\max}} \right| \right) \times \left| K_{i\max} \right|$$

对于具有最大动态分舅的载荷平均值的测舅准确度应当不超过上述值的两倍。

3.4 测舅值的一致性

天平的一致性是用对同一个名义载荷作二次或多次独立的测舅值之间的最大偏差来定义的，这里所加的名义载荷是在考虑到风洞测舅时所能达到的各种可能的环境条件的范围内给出的。一致性应当不超过准确度值的 $1/3$ 。

3.5 分辨率

在某一个确定的载荷值下的各个载荷分舅的分辨率可以按照许多一系列可以测得的该载荷增舅的平均值来计祿，分辨率应当不超过准确度值的 $1/10$ 。

3.6 使用条件

在任一实验范围内，在模型上变更一次20%最大载荷的加载或复合加载以后，要求测力元件上的指示平均力的输出信号应当在5秒或更短一些的时间内得到，而对于在任一实验范围内当载荷变化不超过5%最大载荷的时候，输出信号应当在3.5秒内得到。这段时间包括两方面的时间：天平结构变形逐渐恢复所需要的时间；使半稳态的输出信号达到能够确定的平均值所要求的时间。在 $9.5 \times 9.5 \text{ m}^2$ 的风洞的三支杆上装上了一个标准质量和标准惯性矩的模型后，天平、支杆、接头支杆和模型的全系统的最低频率至少应为 $D_0 = 2 \text{ Hz}$ 。如有可能还应当考虑各种共振模型的阻尼。

3.7 攻角机构

本节只谈谈装在三支杆上的全模型（但是要注意，模型也可能安装在单支杆和二支杆上）

支杆应当安装在支杆支承架上，两个主支杆应当固定在通过天平垂直中心的横截面内。模型攻角将绕着装在两个主支杆上的模型的转动中心所确定的轴变化。第三个支杆应当装在天平的垂直对称平面内，它可以作为尾支杆使用，也可以作为头部支杆使用。通过这个支杆的垂直方向的移动，模型就可以得到不同的攻角。第三个支杆的转动中心的位置和支杆支承架一起在天平的纵向应当是可以变化的。这种位置的变化和攻角的变化是联动的，因此这个第三个支杆应当大约保持在垂直 $\pm 2^\circ$ 。

无论是尾支杆还是用头部支杆，模型正常的攻角范围都将是 -20° 到 $+45^\circ$ 。如果使用专门的接头支杆，攻角范围也可能从 -5° 到 $+60^\circ$ 。攻角驱动装置在满载条件下，至少从每秒1度到每秒10度范围内提供三种不同的速率。

攻角变化的加速和减速都受到一定的限制，以便不影响天平的正常工作。

安装准确度和测量准确度应当分别为0.05度和0.02度。

在整个攻角范围内可调的限位装置能停住攻角的驱动系统。正向闭锁装置可以在整个攻角范围内的任意攻角上使用，并且这个装置还可以获取指定的最大俯仰力矩。

3.8 偏航机构

偏航机构位于地基和天平之间，或者在实验大厅的地板上面，或者在地板下面。在偏航机构适于装在地板上面的情况中，机构和地基的装配应当是可拆卸的。这时，装在偏航机构上的天平应当借助于气垫是可以移动的。

如果偏航机构适合于装在实验大厅的地板下面，那么它可以不需要拆卸地固定在地基上。这样，天平在偏航机构上的安装就应当是可拆卸的，而且天平也应当能借助气垫是可以移动的。

在两种情况中，实验大厅内被打开的地板应当用机械或用人工（最多十分钟的工作量）把它们盖成和地面一样平，并且要充分地密封，以便可以作气垫运输。

偏航角的范围至少是 345° ，盲点的中心必须在 $+135^\circ$ 处，（ 0° 在上游方向，正角区在模型“飞行姿态”的右侧）。

偏航角将借助于一个变速驱动装置来改变，这个驱动机构在满载条件下将提供每秒 1° 以内的各种速率。角度变化的加速度和减速都要有一定的限制，以至于不碍天平的正常工作。

安装准确度和测量准确度应当分别是0.1度和0.02度。正向闭锁装置将在整个角度范围内的任意偏航角上使用，而且这个

装置还可以获取指定的最大偏航力矩。

在整个偏航角范围内可调的限位装置将会停住偏航驱动系统。

3.9 校准和校准设备

一架天平完成以后，还要在DNW的标准大厅里完成许多试验，以测定作用在天平中心上的载荷分量和测力元件输出信号之间的关系，同时按照所有规定的要求来检验天平系统的修正函数。

校准设备的设计和交付使用将是合同的一部份。校准设备的精度应当和天平的精度是一致的。

校准实验将包括：

a) 确定作用在天平中心的载荷分量作为测力元件测角信号函数的数学表达式。

b) 验证准确度。

c) 验证重复性。

d) 验证分辨率。

DNW还预计要用这个校准设备同时用来校准内式天平。

4 尾撑支架机构

4.1 概述

将在DNW低速风洞中使用的尾撑式支架机构，是用来在测角期间，在实验段内就能把模型调置到所要求的姿态上。

尾撑式支架机构主要组成部件如下：

——安装尾杆的水平部件。这个“铁叉”形的部件能使模型作水平和垂直方向的角度变化和横向移动。它里面是部份控空的，以便用来装一些小管咀、接线、软管及一些设备。

——“叉”形件是和一个流线型的带有刚性梁结构延伸的垂直柱上。这个能在垂直方向移动的“剑”形柱由一根与混凝土地基相连的导轨支持着。

液压马达可以用来驱动这些部件，并把装有模型的尾杆在风洞气流中固定于所要求的位置和姿态上。此外，为了模拟飞机在着陆和拉平状态时的非常规实验方法还将要求模型以特殊的垂直速度接近实验段下壁，在很贴近下壁时，还必须是负加速度（“特殊用法”）。尾杆上来说，也可能用来模拟飞机的失速特性。遥控和防护装置将是高度自动化的。

图41、42及43给出了尾撑式支架的基本装置和主要尺寸。这个机构的基本计算和大量的设计工作都是由NLR承担完成的，这些工作是为了有力地支持DNW为LST 8×6工程而交付的尾撑式支架设计方案。最后的设计工作都将属于一些和制造商订合同有关的问题了。尾杆支架辅助系统的民用工程部份，16米的深井目前正在地基上建造着。

4.2 初步说明

表4.1已概括了对尾撑模型支架的主要要求。进一步设计的考虑包括以下几个方面：

——模型重量假定最大为2000公斤……

由于这些重量所造成的载荷必须与气动载荷一起考虑，以得到加在尾杆支架件上的总外载。

——应当由DNW提供程序计算机来决定位号积累以及坐标的移动和联锁。

——在实验段中，机构对气流的影响必须是最小的，因此，尾杆支杆、叉形件和剑形柱的横剖面都要有受到限定，关于叉形部件的互相排列也要有一定的要求。

——在叉形件和剑形柱内部应该有足够的空间，用来装些管咀、接线电缆和软管。

一台新型的风洞天平

作者：L. E. 利准 C. G. 桑德斯

(本莱克本通用飞机公司)

1. 前言：由于使用特性的限制，风洞天平的研制，从来就不像大多数其它的尺寸和复杂程度与它差不多的机械的研制那样，可以按着比较明确的趋势逐步的发展。

以前新制造的天平型式与形状的多样性，它反映了风洞大小的很大差别、经费财源的不同以及各人喜爱的选择，这些正是某些实验设备的特点。

设计和制造一台适用于大中型工业风洞的天平，是要花费很多资金的，由于这方面的资料发表得不多，缺乏详细依据以帮助我们确定这类机构应满足的技术规范，或决定满足这些规范的实际方案，所以制造这样一种设备有不少的困难。

几年前在布劳的本莱克本通用飞机公司空气动力实验室，在最大风速为 300 英尺/秒的 7 英尺 × 5 英尺风洞内，安装了一台新型的六分力天平，它是这个风洞现代化设备的一部分。本文详细介绍这一天平。

在准备添置这项设备时我们体会到：空气动力实验室以外的人员是没有多少设计和操作这种设备的经验的，并且日常的维护都要委托风洞工作人员来承担，这就决定了天平应当在空气动力实验室内进行设计和制造，因而对于使用天平的人员来说一开始就能十分了解天平的机构。

作出这个决定的另一个原因是考虑到交付的时间，以及很难另外去找一些通晓整了设备的人员，经过四年的反复使用，

证明了这台新天平是非常理想的，这也充分说明了由风洞人员设计天平是正确的。

2. 天平技术条件

2.1. 一般要求

以往的经验说明，用于这类风洞的一台完善的天平，必须具备以下性能：

(a) 能在整个攻角和偏航角变换范围内，同时且独立地测量作用在模型上的三个力和三个力矩。

(b) 三个力中任一力的精度应该不受其余五个力载荷的任意组合的影响，而且精度应不低于各系统最大允许载荷的0.05%，或实用载荷0.5%。无论哪一个允许量都是比较小的。

(c) 结构牢固，设计简单，便于维护。

(d) 操作迅速

(e) 容易安装模型

对以上诸要求，现在有些争异，所以下面作些解释。

关于(a)点，如果某天平设计成有几个力不直接测量，而是表示为两个或两个以上其它量的读数和或差的函数。这样，不但精确度必然降低，而且实验过程中无法迅速地进行检查和比较数据。

初看起来，(b)点提出的精度规定，似乎比我们希望的粗略了一点，但是经验已经告诉我们，普通用途的仪器追求很高的精度标准，毕精没有必要，也是不希望有的。如果风洞气流的测量方法和特性，以及模型结构的精度，达不到同样的精度标准，那么花很大精力去设计天平达到很高的精确度就毫无意义了。人们往往忽略了，实际测量值的精确度不会高于处理数据

常用的计算尺和买来的坐标纸的精确度。

关于(C)点,设计应力求简单,以便只需经过一般工程训练的人员就能维护,不必请专家来干,当然,过于简化的设计也要避免,因为它也象制造一部机口一样,要花很长的时间来完成一定的工作量。

和纯研究性质的工作不同,对于从事飞机设计任务的工业风洞来说,争取时间是最重要的,而且风洞提供的资料,只有在一定的时间内交付设计人员使用才最有价值,这一要求已经由(d)和(c)保证了。

我们看到完成了一个完整的试验计划的时间包括全部常规特性,操纵性和稳定性参数测量开车和停车。现在只用几个星期就可以了,相比之下,若用不是很精巧的设备则要用几个月的时间,最终的天平设计方案对各方面要求都要照顾到。

2.2 天平载荷范围

适用于本风洞的天平应考虑的正常载荷范围列于表1,为了满足一些特殊的试验,特别是翼弦小展弦比的高速模型的需要应设法使这些载荷范围能很容易扩大一倍,并在设计时就采取了相应的措施。

表 1
正常天平载荷范围

| | |
|--|--|
| 升力 $\left[\begin{array}{l} -50 \text{ 磅} \\ +900 \text{ 磅} \end{array} \right]$ | 俯仰力矩 $[\pm 100 \text{ 磅} \cdot \text{英尺}]$ |
| 阻力 $\left[\begin{array}{l} -50 \text{ 磅} \\ +150 \text{ 磅} \end{array} \right]$ | 滚转力矩 $[\pm 350 \text{ 磅} \cdot \text{英尺}]$ |
| 侧力 $[\pm 125 \text{ 磅}]$ | 偏航力矩 $[\pm 125 \text{ 磅} \cdot \text{英尺}]$ |