



中國人民解放軍成字 130 部隊

一九七二年三月

第五章 试验程序

进行飞机全槓或部件试验，而不去应用试验数据，是完全没有意义的。因此，我们认为，在每一试验程序之后，都应对其试验数据的可靠程度作些说明。然而在本书中没有采取这种方法，有关风洞试验数据的一般应用是在单独一章中来进行论述的（见第七章）。当要将试验结果外插到全尺寸飞机的时候，这样做可以使我们能得到一个更直接的方法。

在开始讨论试验程序之前，先讨论一下试验模型的加工，试验的规划以及风洞的准备，看来是有好处的。对直升机模型的补充说明，将在第十章中述及。

5 : 1 模型设计和构造

风洞试验模型的型式和构造。是由试验所用的风洞和所进行的试验类别来确定的。明显而首要的要求是要十分准确，其次是要有很好的可达性和易于维修。风洞中的工作条件是很困难的。温度可能从冬季的零下一、二度到夏季的 60°C 。模型经常处于这样一种情况：希望它很易接近，而修理的设备却不一定能用得上。所有这些因素要求变换尽量简便，同时，

模型及其各个部分和附件，在试验开始之前在风洞外面要进行彻底的试验。

一般地说，速度在4.5米/秒以下的试验，用胶合桃花心木制作无钢结构的模型，强度就足够了。速度超过4.5米/秒而低于13.5米/秒时，以钢材作受力构件的木模型较适宜（见图5.2），而当速度更高时，则需用金属材料制作。当然，这些速度标准是很粗略和一般性的。如果模型很单薄，即使试验速度仅有4.5米/秒，也可能需要实心钢结构。作者曾在一个6%厚度带6.0°后掠角的机翼上使用过组合式的结构。如果用3毫米厚的铝合金蒙皮，模型是非常刚硬的；必须极为小心细致地来保护翼剖面形状，这决非一件容易的事。模型的强度标准在于挠度而不在载荷的大小，因为要求模型有很好的刚性*。在高速范围内，通常要求安全系数大致为4.0。任何剖面最好有金属轴，以便保持铰链轴有最好的同心准确度。

模型和真实飞机的最大的设计差别在于：(1) 不论真实飞机上有没有改变平尾和立尾安装角的装置，模型上都要有。(2) 雷诺数经缩小后过低的细小部分如皮托管等，在模型上均被略去。

* 在要求有挠度并能加以控制时，当然是另外一回事。

图5:3所示的接头是常用的机翼接头。它可以连接镜像支杆。上下翼面各需要用两个密封填块,一个上面开槽使支杆能穿过,另一个不开槽,在不装镜像支杆时使用(考虑到在试验过程中,模型要求正装和反装,带镜像支架和不带镜像支架两种位置)。第二套密封填块可以省去,如果需要可用胶布将槽密封住。

速度大约在135米/秒以下时,制作风洞试验模型的最好材料是经过良好的时效处理的洪都拉斯(Honduras 中美国名)桃花心木。这种木材易于加工,有良好的胶接性能,可以制成各种光洁度,而且变形极小。其次是胡桃木,也是一种易于加工的木材,但其木纹可能有卷曲因而较难于保持小的公差。冬青属木材具有高抗断裂强度,用于制作后缘是理想的材料。某些质地较软的木材、塑料、石膏和金属也可使用;它们在制作和维护上各有其优缺点。

桃花心木的成形块,应由10毫米至20毫米宽的薄板胶合而成。它们应从大料中裁下来,并使之端头对端头交替旋转,从而消除翘曲的可能。应按标准方法进行胶接,即胶接剂应保持新鲜,有足够的压力和干燥时间(1至5天)。如可能,需要2至3周的时效处理。

某些新塑料品种、环氧树脂和纤维玻璃在模型制作上是

很有用的材料。在重量成为一个主要问题的地方（如对颤振模型），纤维玻璃可用于制作外挂物，滑油箱等等。甚至低熔点合金也可作多种用途。例如成形垫块可以用赛罗班德（Cerroband）制作，它易于加工，表面光滑。密执安兰新的伦塑料公司（Ren Plastics, Inc., Lansing, Michigan）还有各种环氧树脂塑料出售。

按设计要求，必需的压力导管和钢棒可以与成形件做在一起，也可以以后再加。

模型通常包含有很多分别制成的部件。这对制作程序是很合适的，因为每一部件最好加大1.5至3毫米并让它有比成形块所需要的更长一点时效时间，以便使成形块中的应变能有一通过翘曲而消除的机会。

最后尺寸再用锉、刮刀、和砂纸按凹形样板加工。时间的安排要使每一单件做好以后能有机会至少喷一层防护清漆，以便防止由于其含湿度变化而产生翘曲变形。

对模型设计者来说，钎接面的一个主要问题是能够制作的最小钎链按缩尺比例也嫌太小。由于不可能按实物准确地来模拟，设计者只能按他所能做得到的去做。

一般使用的钎链型式有好几种。一种方法是简单地准备一套带不同角度的接头。这对模型变换是一种缓慢的方法，

同时也减低模型制作的速度。如果试验结果表明，在试验大纲上要增加不同的角度，这时就会出现这样一种严重的情况，新增加的接头通常要求比风洞工程人员水平高的加工工作，同时在装配时也要占用风洞时间。

第二种方法是在翼面上装置铰链，并应用一个对不同安装角钻有不同孔的外部扇形件。这是一种很好的可靠方法，至少它对重复试验点保证有相同的安装角，而且如果需要增加角度，只要不大一会就可完成。当然，这是要假定，这样一种扇形件在气流中不会造成显著的影响。

第三种方法是采用铰链和一内部固定锁件。这种型式松动太大，损坏的次数太多，除非由很有经验的人设计，我们不主张采用。使用这种型式的铰链时，在每一次试验运转的末尾，应检查其安装位置。

模型制作者对合适的表面光度各有不同的看法。通常有以下三种选择，都是快干性的：虫胶漆、清漆、或色漆。虫胶漆和清漆涂层厚度（ 0.05 至 0.13 毫米）似乎要比色漆（ 0.08 至 0.2 毫米）的薄些。另一方面，许多模型制作者认为，只有用色漆才能达到最好的光洁度。不管选用那一种，应调节样板使之考虑有表面喷涂的余地。喷涂后再用砂纸打光到厚度等于零。这种作法被认为不能起足够的保护

和防潮密封作用。

涂复工序通常是喷涂并用砂纸打磨4至6层，使用的砂纸是能防水的並越到最后越细。一經过检验表明表面已合格后，可用抛光剂抛光。模型在装运前应腊封，在装在风洞上之后应再进行一次。

用于2·1米×3米风洞中的模型，其翼面应准确到0·13毫米，机身外形則应在0·25毫米以内。不容許有可感觉到的突起线和交接处。如用金属模型，可以用600号湿砂纸打磨成10 rms (0·63毫米)。如果关于模型精确度和光度的讨论按以后(7:1节)为使附面层转捩而增加的粗糙度来说，似乎不合理，但它並不象看来那样糟。一个平滑表面上的紊流附面层所产生的阻力和在一个未知表面上的阻力是不同的，而且要有更好的重复性，因此在人为造成的粗糙度以后的光滑度是有意义的。除了看到与弯度或弯度形状的改变相联系的俯仰力矩的重大差异之外，要从尺寸上来证实是比较困难的。如果我们企图延长层流区域，对精确度的要求很快就成为很明显的了。

空气通道、散热器口以及冷却器入口的摹拟，不需要有任何完整的通道，而在入口处做成一凹坑。如果做成完整的通道，由于其雷诺数太低並不能得出可用的试验结果。小的外

露物体象天线、炸弹架、总静压管等，与上述情况相同。它们有同样的尺度效应，不能测出真实影响因而被略去。

第4：20节中所描述的测压模型（见图5：4和5：5），在设计和制作时需要格外小心细致。通常机翼上的测压孔被布置在上下表面若干翼展位置上下列翼弦百分比的各点：0、1·25、2·5、5·0、10·0、15·0、20·0、30·0、40、50、60、70、80、90、95和100。这就需要大量的导管从模型上引出来，它们对气流的影响应最小。首先考虑测压孔本身的设计。

如果静压孔保持很小（比如直径等于0·8毫米左右），垂直表面或垂直翼弦平面钻孔，其差别很小，但它们必须保持与表面平齐。由于黄铜或紫铜和软木一样，在铰平时会少许产生突边。有些设计员在钻孔的剖面上用金属长丝避免修铰不同材料所遇到的困难。加拿大国家研究委员会（Canadian National Research Council）采用的方法是用一个实体透明塑料塞通到埋入的黄铜管。在翼型成形以后，透过塑料把孔钻到测压管，这种方法看来比较理想。由于塑料对修铰的加工性能与木材相似，因而可得到很高的光滑度。如模型机翼非常薄，有时将上翼面的测压孔安排在一个机翼上，而将下翼面的测压孔安排在另一机翼上，这样

较为有利。金属模型的测压管可以安置在沟槽内用錐子打入并用錐填满，最后在恰当的位置上钻孔。

虽然用铜管已经制作很多适用的测压模型，但用退火不锈钢管可以节约多管压力计充气时间，因为在一定的（通常是临界的）外径下，其内径最大。不锈钢管比铜管不易纠结，但不经酸性处理焊接较困难。

多管压力计充气时间有时长到2分钟，它可按参考文献5 : 1 2 和5 : 1 3 所提供的数据准确地估算出来。

从模型引出的导管以塑料管最方便。用塑料管不会纠结或漏气而且弯曲性能好。有一种管束，它包含10根0.8毫米直径的导管，形成一厚1.6毫米宽25毫米的条带。不能想象能有比这更紧凑的安排。

当主要因素是测量速度而不是精度时，测压模型可以做实心的而用上述管束沿气流方向敷设在模型上。在选定的点钻上孔，就可以从每一根管子读出一个单独位置的压力读数。由于有扁管的存在，当然会给真实外形带来变化，从而改变模型上的压力分布，但其误差却往往非常之小。

虽然这也許不属于风洞设计本身的一个标准，但事实上风洞试验模型必须移来移去，根据模型的大小，这可能成为一个棘手的问题。大多数风洞有将模型运送到试验段中去的

吊车，如果有可能，模型设计时应考虑有靠近模型重心的吊装接头。有些风洞备有帆布沙袋，当模型要放在地板上或桌子上时用作支持物。

经常需要一种模型用的粘土型的材料，来填补裂缝，盖住螺钉孔，和作些小的外形的改变。孩童玩的泥或更好一点用4号雕塑材料，对低速试验就满可以了。如果要求有更高的强度和耐高温的材料，用以下配方可得到很好的硬性腊。丙酮和低氮硝化纤维油泥也很好，虽然需要等几分钟它们才能干燥。

风洞用腊的配方

蜂 腊	约重 80 %
-----	---------

威尼斯松节油	" " 20 %
--------	----------

粉状松脂	" " $\frac{1}{2}$ %
------	---------------------

将松节油煮沸，加松脂並攪拌。加小块蜂腊並使之融化，彻底攪拌。

将炉子撤走並將之倒入盘內进行冷却。

5 : 2 试验的规划

只有在下列条件下才应进行风洞试验：(a) 需要某些新的知识，(b) 规划进行的试验具有获得所寻求

的知识合理可能,並有必要的准确度。鉴于模型加工和占用风洞所需耗费的资财,应该能肯定我们所寻求的“新知识”现在还没有。(在很多情况下,还可以参考一下文献资料,有时对工作也是有帮助的)。

要想对试验的准备和数据的记录写上几条专门的规则是困难的,因为试验的种类太多了。但以下程序是大家所接受的而且是好的。如果对有经验的工程人员来说,有些看来似乎不说自明,但我们立刻可以补充说,我们曾看到过有下述规则全部被弃置不顾的情况。

- 1、在试验之前、之中和之后,核对新设备的所有校准曲线。校准应永远在全载范围内进行,而且永远使用一系列载荷而不是用单独一个载荷,並假定校准是线性的。

- 2、记取足够多的测点,从而使丢掉任何一点也不致妨碍曲线的平滑性。

- 3、必须重复记取无风时的零读数,和每次开车结束前有风时的第一点读数。在开始规划时,要恰当地调整好天平的“漂移”范围(合理的漂移容差为最大读数值的 0.1% 或 0.2%)。

- 4、在基本试验中记取每隔一度各点上的数据,加上失速状态处 0.5 度的读数及其它有必要记取的读数。常规试

验时，要记取每隔 2 度的读数，失速时则记取每隔 1 度的读数。

5、按样板检验所有的模型，同时要检验样板本身。发现模型超差时，宁可承担一些损失，要毫不犹豫地取消试验大纲。这样做，新的工段长就会在将来做出准确的模型。

6、在你要略去“无关的”部件以缩减试验大纲内容时，要千万小心。例如，主要只对俯仰力矩有影响的改变，可能使人们去读俯仰天平的数据。这一省略可能使我们不能完整地绘出数据，因为攻角的修正是受升力影响的，故升力大小也必须知道。同时事实上，如果以后看来需要变换到新的重心的时候，必须有阻力的数据。

同样，为了节省时间，在横向试验时记录的读数少于 6 个分量，也会使人遇到同样性质的严重的困难。

7、安排模型变换时，要有足够的范围以获取所需要的数据，要能通过内插而不是外插求取数据。

8、只要有可能，应该看别人是怎样进行你计划要进行的试验的，并从他们的经验中汲取教益。

9、说明和数据图表要清晰。在静压还是总压容易混淆不清时，决不要用“压力”这样的字样。对俯仰和偏航力矩应注上脚标，以标明它们是围绕什么轴测量的。

5 : 3 占用风洞的程序

每一个风洞所用的程序多少都有某些不同，因此无法写出确定的法则把它们包罗净尽。但就怎样去选取风洞作些一般说明，对熟悉这方面的事项还是有益的。

大多数大型风洞必须在6个月之前就安排好，因此，一个寻求证实某些新的概念的发明家，对这一时间的延误是会感到很失望的。飞机制造公司避免发生这个问题的办法是，每隔几个星期定期地去预定12到100小时的试验时间。然后，当预定的日程快到的时候，就选择最紧迫的试验去做。当试验时间迫近时，通常的步骤是：

- 1、大致在试验前两个月，应通知需要什么形状的风洞：外型天平、后退支架、二元试验段等等。如果所需要的设备同其它预定在那个时期进行的大纲不协调时，为了避免给风洞带来太大的改变，可能需要将计划作一周左右的调整。

- 2、试验前3周，应将全套模型图、应力分析、所需风洞工作条件和一个初步的试验项目单交给风洞管理人员。

- 3、试验前两周，风洞试验单位和飞机公司双方负责试验人员之间，应开会澄清试验之前提供的资料中尚不很清楚的问题。

对所需求的特殊设备应取得一致意见：压力计（管数和

予計的測压范围)、一般相机和电影照相机。如果采用印录系统,則須討論要印录的项目和有效数字的数目。应规定好对力和力矩、安装角、压力和模型位置等所需精度的实际含意,把精度降低到实际需要的量级会节省时间和财力。

提出所需的图线清单和数据表格形式。对提出初步数据和最后报告的时间应协商一致。

4、在试验前一周,公司代表带着模型前往並着手进行能在风洞外面进行的一切安装工作。可能还会有一些关于试验大纲的問題需要在试验前解决。代表们必須多跑一些腿,看看以前已經协商同意的各项工作是否都已落实。

5、在试验前的最后时刻,公司的代表应保持注意,准备随时进入实验室並开始进行试验。

5:4 一般试验程序

一个新的模型飞机可能需要一个到六个模型(或更多)和多达六个不同的风洞,这要看包含的革新项目以及研制合同或大纲的期限而定。典型的试验大纲如下:

在新机的初样已經完成之后,即行设计和制造一个全机模型。这第一个模型通常为 $1:16$ 到 $1:6$ 的比例,是一

* 跨音速飞机的高速试验可放在低速试验之前。

个组装模型；就是说，它可以从单独一个机翼一步一步增加，构成不同的外形，用以评定每一部分的相对作用。作这种模型试验，需要测量六个分量：升力、阻力及侧力，滚转、偏航及俯仰力矩。要测定最大升力（失速速度），最小阻力（高速）和静稳定性等重要指标。组装模型有助于确定飞机的外部形状，从而设计专用模型。（见图5：6）

组装模型不仅能满足气动力工作者对每一部分贡献的研究，它的用处要多得多。有一个例子，它把很多组拆部分省掉了（说“我们只能要整架飞机”）。当性能远远不如理想那样，在风洞和风洞工作人员受了一阵严厉的批评之后，通过组装模型发现，水平尾喷气发动机吊舱支架所产生的升力“几乎同机翼一样大”，而且是沿着相反的方向！

第二个模型（在第一个组装模型之后，对增加的模型就不再有专门的订货单）可能是一个小比例的确定尾旋恢复特性的用于尾旋风洞中的尾旋模型。试验时，模型被放进风洞的垂直气流中进入尾旋，并用一遥控装置按需要来移动其操纵面使之从尾旋中解出。从拍摄的恢复过程的影片中可以检查试验程序是否令人满意。

第三个模型也是轻而易碎的，可在自由风洞中飞行，用电影机记录其稳定性和机动性。

第四个模型。其刚度与真实飞机相似，可用来进行颤振试验（参考资料2：1）。

如果在这些初步（选型）试验之后，设计看来是满意的或在初步试验后能够做到的话，就可进行较大的部件模型试验。副翼和尾翼模型可以作成1：2：5的比例，作冷却和阻力试验用的短舱模型可以做得和它们差不多大小。压缩性影响需用高速模型在高速风洞中试验。有时要在二元风洞中对所应用的翼型进行补充试验，如果这个设计是完全没有经过试验的，则可对襟翼、襟翼调节片等作压力分布试验以确定结构设计载荷。

最后，当第一架实际飞机完成之后，可以放到全尺寸风洞中试验，以便作些气动力“整形”的修改。通过全尺寸风洞试验还可以检查制造上的不规则的地方并提出改进意见。军用飞机可以作空战被击伤的模拟试验来研究其可能发生破坏的影响。

这样一个试验大纲确实耗费不小，但与制造一架真实飞机，并对它进行试验和修改的成本比较，模型试验所花费的钱实在是寥寥无几。很少有单个公司能拥有为完成整个试验大纲所需要的全部设备。解决这个问题的方法通常是，在公司自己的风洞里进行全模和操纵面的试验，而将尾旋、稳定性、最

振以及高马赫数试验放在专用风洞中去进行。

在风洞吹风之前，需要明确了解的风洞基本参数是平均气流偏角、平均动压 q 和天平承载能力。

在作三元机翼的整个试验之前，不需要考虑平均气流偏角。如4：17节所述，它可以用正反吹模型的校准试验方法精确地确定。一个二元机翼模型也应作正反吹风试验。然而，如果由于某些原因，或在实际上做不到，不去作反吹风试验时（如一个翼段模型），第3：6节所描述的程序可以用来寻求某一特定模型的平均气流偏角。将零升力攻角的估计值和第一次吹风所得的结果相比较可以作出粗略的验证。实际上，尤其是对翼段来说，如果假定模型是绝对准确的，因此使零升力攻角的估计值和试验值相一致，那么在以后的数据分析中，就会得到很多好处，以致通常都采取这样的方法。

对每一个不同平面形状的模型，必须采用象获取平均气流角度那样的方法来计算平均动压。亦即要作局部 q 值（取自试验段动压测量结果）和同一位置上的模型弦长的乘积对模型展长的变化曲线。将 $q c$ 对展长的曲线下的面积除以机翼总面积，即得出平均动压。这样得出的平均动压值，增加一阻塞因子（见第6章）的量以后，才能用来计算各种系