

气动研究与发展

一九七八年

第七期

(总第十三期)

编辑出版者

印 刷 者

《气动研究与发展》编辑组

成 都 印 刷 一 厂

目 录

一、论建设第二代低速风洞的必要性	章正瑜编写 (1)
二、跨音速风洞修正的一个方法	卞于中译 汪瑞富校 (11)
三、进气道模型阻力风洞试验方法的初步研究	王辰生编写 (19)
四、超音速进气道的喘振	王辰生编写 (26)
五、高雷诺数跨音速流数值模拟	杜秉荣译 许光明校 (35)
六、3 [#] 内式六分量天平的研制报告	陈长根 顾兴若编写 苑玉华校对 (46)
七、一台内式六分量天平简介	高富春编写 王朝安校对 (63)
八、关于步进电机时间最佳控制的三篇译文	何齐飞译 李德春 何生明校 (77)

论建设第二代低速风洞的必要性

章 正 瑜

一、概 述

自从十九世纪七十年代初叶在世界上建立了第一座英国人 F·Wenham 的 0.45 米 $\times$ 0.45 米的低速风洞以来,已有一百年以上的历史了。随着空气动力学研究和飞行器设计的发展,低速风洞也迅速发展起来,尺寸愈来愈大,性能愈来愈好。但是当美国 Ames 研究中心于 1944 年建造了当今仍是世界上最大的风洞——12 米 $\times$ 24 米低速风洞以后,低速风洞的发展进入了低潮时期。主要原因是由于气动力学家和飞机设计师这时已把主要精力致力于解决跨音速和超音速问题(主要是跨音速问题),而认为亚音速(低速)问题已基本解决。自从 1950 年以后,在某些国家确实关闭了一些低速风洞,而新建的低速风洞却很少。这些早期建成的低速风洞称为第一代低速风洞。

二十世纪六十年代中叶,由于人们对于需要处理激波问题的跨超音速(高速)问题已经有了比较成功的方法。这时人们又认识到需要发展垂直起落和短距起落飞机,当气动力学家和飞机设计师转过来搞低速问题之后,才发现现在要解决的低速问题比高速问题还要难,这时不是耽心激波问题而是耽心分离问题,模拟模型上的气流分离要比模拟激波更要难,本来在高速时用的还比较成功的方法在低速时就用不上了〔1〕,需要设计和建设新的低速风洞来解决所遇到的问题,所以六十年代以后低速风洞出现了新的发展,美国,加拿大,日本,英国,法国等资本主义国家相继建造了新型低速风洞。这些新型低速风洞可称第二代低速风洞。

第一代低速风洞的特点:

1. 实验段横截面积相差很大,大约从零点几平方米到三百平方米左右。
2. 大多数风洞的雷诺数较低,模型试验雷诺数一般考虑不低于 1×10^6 〔2〕。
3. 实验段基本上只有开口和闭口这两种形式。

第二代低速风洞的特点:

1. 由于综合考虑多方面因素,实验段横截面积变化范围比较小,一般在 10 到 80 平方米左右。
2. 雷诺数较高,模型试验雷诺数一般考虑不低于 6×10^6 〔2〕,并且雷诺数是可变的。
3. 为了消除动力模型(有升力螺旋桨,升力喷气发动机或喷气襟翼等的 V/STOL 的模型)的横向气流产生的严重洞壁干扰,而采用开槽壁(开孔壁或网子壁)实验段。

除此之外，在自动化，实验质量和效率等方面，第二代低速风洞比第一代低速风洞都有很大提高。

由此可见我国目前已经建成和即将建成的几座较大型的低速风洞都属于第一代低速风洞，因此我们必须立即着手设计和建设新型的第二代低速风洞，因为在这个领域赶上世界先进水平是需要一定的时间和投资的，如法国的F₁风洞从1971年开始设计预计到1977年年底才能运转，估计约要十亿法郎左右的投资。

F₁风洞的主要性能如下：

试验段尺寸：4.5米×3.5米

试验模型翼展长：3米

驻点压力：1～4巴（1巴=0.9872标准大气压）

风速：10～120米/秒，可连续变化

Re数：2.8～6.5×10⁶

可变浆距风扇：直径7.4米，由一台4500瓩异步电机驱动

冷却器：水冷式。

下面就详细叙述第二代低速风洞的实验段尺寸和速度，模型试验雷诺数Re以及实验段洞壁开槽等问题。

二、实验段尺寸和速度

风洞实验段尺寸的大小首先取决于实验模型尺寸的大小，但是，对于模型尺寸没有办法明确规定一个绝对的，可接受的风洞实验模型的最小尺寸。然而从第一代低速风洞使用了一百年来所获得的丰富经验来看，决定模型最小尺寸极限的因素主要有两个：一、需要得到足够大的模型试验雷诺数，这样所得的结果飞机设计师才能放心使用；二、要考虑现在设计的常规飞机模型和V/STOL飞机模型它们的外形都很复杂，比例很小的模型在加工上有困难，另外在模型上难于准确修正附面层对小部件的影响。实验模型的最大尺寸，理论上讲就是与实物1:1，但是1:1的飞机模型尺寸太大了，从模型本身来讲，这样大的模型成本高，制造困难，使用不方便，而这样大的模型考虑到洞壁干扰的影响，则需要更大的风洞实验段尺寸就更大了，建造这种巨大的低速风洞，基建投资很大，建设周期很长，试验费用很高，使用也很不方便。所以模型尺寸的大小，必须综合各方面的情况折衷选取，一般来讲低速模型的翼展大约取3米左右比较合适〔1〕〔2〕。

一般来说，为了不引起太大的堵塞干扰和升力约束干扰，以便试验结果是可以使用的，模型的翼展大约取实验段宽度的60%～70%比较合适，也就是说低速风洞实验段的宽度可以取4～5米。从统计的情况来看，目前国外所新建的第二代低速风洞实验段的尺寸大体上与此相当，按实验段横截面面积来看大体在15～20米²左右，例如英国计划1978年建成一座5米×4.2米的低速风洞，法国预计1977年建成一座4.5米×3.5米的低速风洞（F₁）均属此范围。

低速风洞的速度上限($V_{\max}$)应该把压缩性基本上可以不考虑的范围都包括进去,并且尽量与跨音速风洞的下限相衔接,也就是大约取 M 数等于 0.4 左右,这样可定出 $V_{\max} = 120 \sim 130$ 米/秒。

低速风洞的速度下限($V_{\min}$)应该把各种飞机的着陆速度都考虑进去。因为,一般在进行垂直短距起落机有动力的模型试验或其它高升力试验中,通常不允许用提高风洞气流速度(超过所需要的模拟的最大速度)来补偿模型比例小的不足,因为这样流场的某些区和模型的某些部分(如螺旋桨和旋叶叶片顶部等)要承受大的马赫数效应,即使对于无动力的高升力模型,当自由流马赫数低至 0.2 或更低时,马赫数对最大升力系数的影响也很显著。图 1,表示了各种飞机的近似着陆速度 V (和相似跑道长度)与表征飞

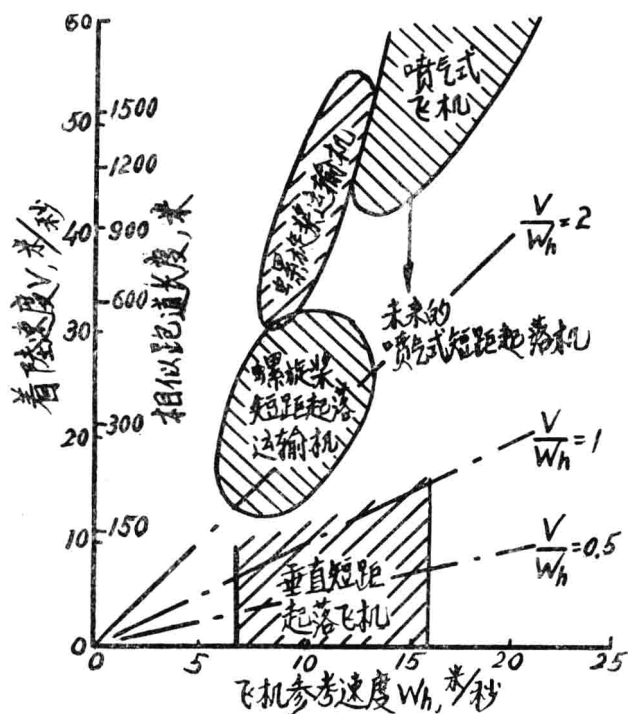


图 1 各种飞机的着陆速度和参考速度

机垂直方向喷流速度大小的参考速度 W_h 之间的关系。几条放射形直线是表示近似着陆速度 V 与参考速度 W_h 的比值 V/W_h 为常数,速度比 $V/W_h = 0 \sim 2.0$ 为一般垂直起落和短距起落飞机的速度比范围。着陆近似状态对许多飞机是表示临界的气动力设计情况(一般它都比起飞离地速度低),而近似着陆速度有助于决定跑道的长度(一般着陆滑跑距离都比起飞滑跑距离长)。跑道的相似尺寸和近似着陆速度都表示在图 1 纵轴上。图中阴影部分表示了一些现代飞机的着陆性能区域。

由此图可知,要满足各种飞机着陆速度的要求,低速风洞的速度下限 $V_{\min}$ 必须定为零,并且由于各种飞机所具有的着陆速度连续的分布在纵轴范围,因此由 $V_{\min}$ 至 $V_{\max}$ 须要连续变化。

三、 模型试验雷诺数 Re

雷诺数 Re 是表示模型与飞机气动力粘性相似的重要相似参数,从气动力观点来看,最好是使模型试验雷诺数 Re 与飞机飞行的雷诺数 Re 相同。这样,在常压式(绝对压力与大气压力相等)风洞中,风洞速度近似等于全尺寸飞机的飞行速度,这就意味着模型与全尺寸飞机雷诺数的比近似等于模型与全尺寸飞机的尺寸比。也就是要使模型试验雷诺数 Re 达到全尺寸飞机的飞行雷诺数 Re 则模型与飞机的尺寸要1:1,那么风洞实验段的尺寸要为飞机尺寸的1.4~1.7倍,建造这样大的风洞,基建投资大,建设周期长,试验费用高,使用不方便。因此人们一直在研究模型试验雷诺数低于全尺寸飞机雷诺数达到何等程度而由于雷诺数不同所引起的实验误差还是可以允许的。经过一百多年来的努力,虽然仍然存在着争议,但是基本上有了比较统一的看法。在低速风洞试验中,对于大展弦比平直机翼的最大升力系数和近失速时升力曲线的特性,至少模型试验雷诺数要大于 10^6 ,否则会随其急剧变化;对于小展弦比后掠机翼局部压力分布,至少模型试验雷诺数要大于 4×10^6 ,否则也会随其变化〔2〕。Gappa 总结了螺旋桨静品质因素测量的结果,并指出,以翼尖速度为基础的叶片雷诺数必须至少在 10^6 以上,低于这个值,静品质因素急剧降低。1977年10月美国 Douglas 飞机公司提供的资料〔1〕,说明对低速用增升装置时的实验测定升力时雷诺数应不小于 6×10^6 ,见图2,而对低速用增升装置时的实验测定阻力时雷诺数应不小于 4×10^6 ,见图3,图中 δ_F 是襟翼偏转角,雷诺数是按机翼的平均气动力弦长来计算的,数据都是在 NASA Ames 12 呎压力风洞中测量的。Douglas 公司认为低速风洞的模型试验雷诺数 Re 不应低于 6×10^6 。

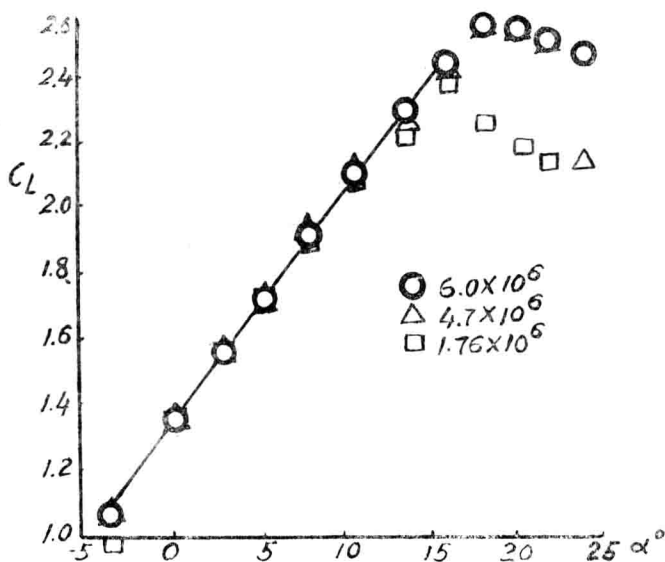


图2 雷诺数对升力特性的影响, $\delta_F = 50^\circ$

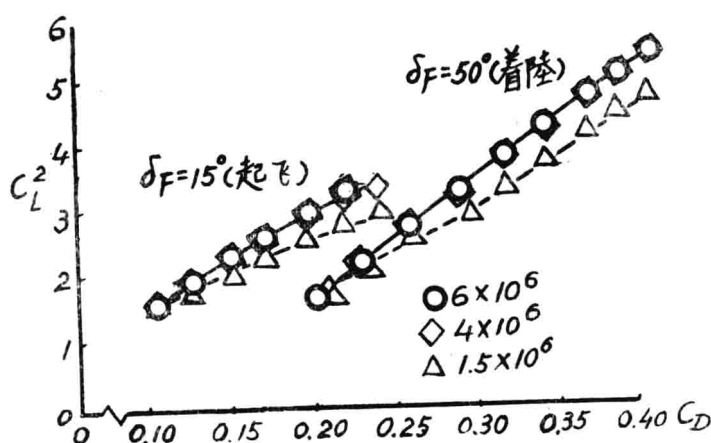


图 3 雷诺数对偏转衿翼的阻力极线的影响

由此看来，低速风洞的模型试验雷诺数上限能够达到 6×10^6 基本上就满足要求了。另外，由于对不同的气动外形的飞机，在相同速度下要求的最低模型试验雷诺数不一样，同样的飞机模型在不同试验状态时，要求的最低模型试验雷诺数也不同，因此，低速风洞应该设计成，在相同的速度下的雷诺数是可变的。

在前一节中已经谈到低速风洞比较恰当的试验段尺寸范围基本上已经确定，因此采用空气作为介质的低速风洞只能采用变化压力或温度的办法来变化雷诺数。目前国外采用提高压力来提高雷诺数的方法在低速风洞中用的比较广泛，但是这也有一定的限制，因为由于模型和支架的强度限制，不可能经受太大的气动载荷，因而不容许压力提得太高，所以一般低速风洞的压力以不超过 4 个大气压为宜。用降低风洞气流温度的办法来提高雷诺数的方法目前在低速风洞中尚未见到采用，但是为了提高跨音速风洞的雷诺数而向风洞中喷射液氮以降低风洞气流温度的办法，已在国外相继出现了，这种风洞一般称为低温风洞，它的优越性愈来愈显著，技术也愈来愈成熟，估计在低速风洞中引用这种技术的日子也不会太长了。展望将来，为了提高和改变低速风洞的雷诺数，也可能既提高压力又降低温度。

四、开槽（孔）实验段

第一代低速风洞虽然发展了将近一百年，但实验段的形式基本上没有跳出过闭口或开口式这两种基本形式，但是在二十世纪六十年代以后，却出现了开槽（孔）式的实验段，这主要是随着垂直起落和短距起落飞机的出现而出现的。从风洞试验的角度来看，垂直起落和短距起落飞机与常规飞机相比，有一个重要的不同点，就是尾流偏斜角的差别。常规飞机尾流偏斜角很小，即使在失速攻角状态下，相对于风洞主气流方向的偏斜角一般也只有几度。而垂直起落和短距起落飞机的升力发动机或喷气衿翼增升装置等所喷出的气流，相对于风洞主气流方向构成很大的偏斜角，甚至沿垂直于主气流的方向或

更大的角度打在实验段底壁上。大偏斜角的尾流带来了严重的洞壁干扰。常规飞机模型在闭口或开口低速风洞实验段中做试验，一般只要模型翼展不超过实验段宽度的三分之二（即60~70%）左右，实验段高度不小于翼展长度的一半，洞壁干扰总是个小量，只要稍作修正，基本上不会影响试验结果。而垂直起落或短距起落飞机如果也是以那样的比例的模型在闭口或开口的低速风洞实验段中做试验，由于洞壁干扰的作用，可能完全破坏模型周围的流场，使试验结果根本不能用。

图4，是一个垂直起落和短距起落飞机模型在正方形闭口低速风洞实验段中做试验的例子，[2]。图中， b 为模型翼展长度， H 为实验段高度， V 为试验段自由流速度， W_h 为表征模型垂直方向喷流速度大小的参考速度。速度比 $V/W_h = 0 \sim 2.0$ 为一般垂直

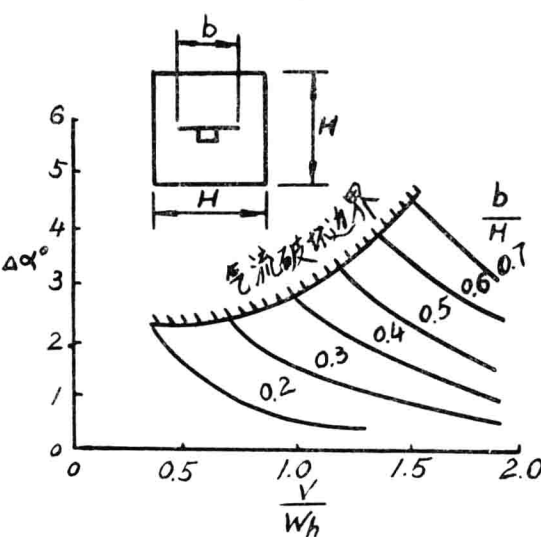


图4 正方形闭口实验段中垂直起落和短距起落飞机模型的洞壁干扰。

起落和短距起落飞机的速度比范围。 $\Delta\alpha$ 为洞壁干扰引起的模型攻角的变化。从图上可以看到，即使取 $b/H = 0.5$ ，也只能进行速度比 V/W_h 在 1.2 以上的状态的试验，并且这个时候的洞壁干扰影响也并不小，最大攻角变化已经有 3° 左右。当速度比在 1.2 以下，就越过了气流破坏边界进入了气流破坏区，在这个区域是不能进行试验的。而垂直起落飞机所最关心的过渡飞行状态（从悬停状态过渡到巡航状态），速度比在 1 以下，正好处于气流破坏区以内。由此可见，垂直起落和短距起落飞机在闭口低速风洞实验段中的洞壁干扰是很严重地。

“气流破坏边界”是指这样一个边界：进入这一边界以后，洞壁干扰急剧增大，导致模型周围的流场完全破坏。常规飞机一般不存在这样的现象。图5，是垂直起落和短距起落飞机模型在闭口低速风洞实验段中发动机喷流流动示意图。图5（a）的流动状态是出现在速度比 V/W_h 比较大的时候。这时发动机喷出的气流尽管受到了洞壁的约束，但影响不大，气流还是顺利地沿着洞壁向下游流去。这表现在洞壁对模型的干扰上

也就不很严重。如果减小速度比，即在保持发动机喷出的气流速度不变的情况下降低试验段来流速度，当速度减小到一定程度，就出现图 5 (b) 的情况，这时在洞壁上出现一

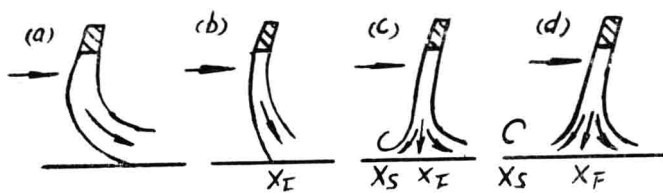


图 5 垂直起落和短距起落飞机在闭口式风洞中发动机喷流流动示意图。

个驻点 X_F ，在这驻点位置气流速度等于零，它的右侧的气流仍然沿着壁面向下游流去。图 5 (b) 的流动状态是不稳定的，来流速度再低一些，就出现了图 5 (c) 的流动状态，这时候除了在壁面上继续保持驻点 X_F 以外，在 X_F 的左侧有一部分气流沿着壁面向上游流动，在某一分离点 X_S 位置气流发生分离，离开壁面向上运动，最后形成旋涡。如果来流速度继续降低，分离涡进一步增强，这就是图 5 (d) 的情况。由于分离涡会直接破坏模型周围的流场，因而表现在模型气动力上，有了分离涡就会造成十分严重的洞壁干扰。图 5 (b) 壁面上出现驻点的情况就是图 4 上的“气流破坏边界”。

另外，如果再从闭口低速风洞试验段横截面来观察，可以发现当速度比 V/Wh 小到某一个数值时发动机喷出的气流冲击到试验段地板上，经过反射传播到侧壁上，再由左、右侧壁反射会合到天花板上，它们从天花板上分离，干扰流经上翼面的来流，它直接影响到试验数据的可靠性。这种现象在参考资料 (3)、(4)、(5) 和 (6) 中作了详细的讨论。

因此很显然，要得到垂直起落和短距起落飞机低速风洞试验的准确可靠的模型试验数据必须解决洞壁干扰问题。当然，最直观的办法就是增大风洞尺寸。而这种风洞应该多大呢？有人提出 (7)，为了在低速风洞中进行垂直起落和短距起落飞机试验取得精确的试验数据，需要建造比 3 米 × 6 米的风洞尺寸大一个数量级的风洞，就是说，需要建造试验段尺寸为几十米的大低速风洞。建造这样大的风洞，基建投资大，建设周期长，试验费用高，使用不方便，因此靠建造这样大的风洞来解决垂直起落和短距起落飞机的低速风洞试验问题是不理想的。

现在探讨一下能不能用开槽壁试验段来解决垂直起落和短距起落飞机的低速风洞试验严重洞壁干扰问题。下面举两个实际例子来加以说明：

美国波音航空公司在 1967 年建造 6 米 × 6 米的开槽式低速风洞之前，搞了一个 25 厘米 × 25 厘米的引导性开槽式低速风洞，用装有喷气襟翼的模型和一个旋翼模型比较了开槽式风洞和闭口式风洞的洞壁干扰。用同一模型在别的大风洞中的试验结果作为确定洞壁干扰大小所需要的所谓“无洞壁干扰影响的基准数据” (2)。

加拿大国家航空研究院在 1967 年正当建造 9 米 × 9 米的大低速风洞期间，将一个直径 4.5 米的旧的开口式低速风洞进行改装，改装成了一个有 2.1 米 × 2.1 米开槽式试验段

的低速风洞，用一个装有双螺旋桨的倾斜机翼的垂直起落飞机模型在这个风洞中比较了开槽式风洞和闭口式风洞的洞壁干扰。模型翼展 1 米，两个螺旋桨的桨翼翼尖之间的最大距离 1.5 米。无洞壁干扰影响的基准数据是在 4.5 米的试验中取得的：让模型在 4.5 米的开口实验段中做试验，再把 4.5 米的开口实验段闭起来变成闭口实验段做试验，由于开口实验段和闭口实验段的洞壁干扰数值相同符号相反，把两者试验数据平均作为无洞壁干扰影响的基准数据〔2〕。

波音航空公司和加拿大国家航空研究院上述两项试验的部分结果给在图 6 上。图上 C_L 为模型升力系数， S 为模型面积， A_T 为风洞试验段横截面积， D/L 为阻力与升力之

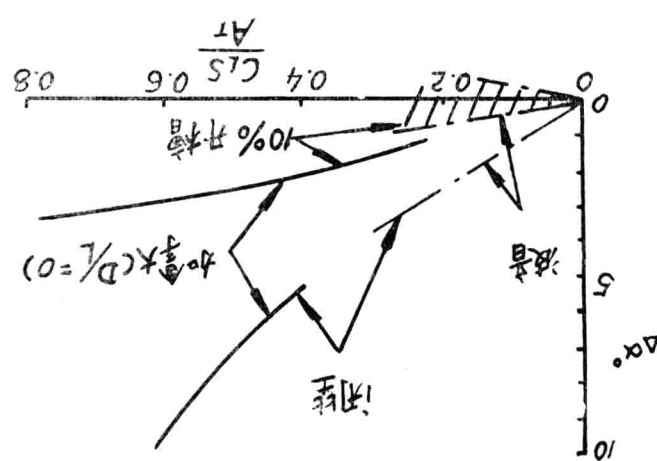


图 6 闭壁与开槽壁的比较

比， $\Delta\alpha$ 为洞壁干扰引来的攻角变化，它根据模型总的升力和阻力的实验数据算出。图 6 上加拿大国家航空研究院风洞的曲线是测量的模型阻力为零时测得的数据的一段，而波音公司风洞的曲线其数据是在不同的模型阻力情况下测得的结果。这两个风洞都是四壁开槽，槽的方向与实验段自由流方向平行，槽的总宽度也都是实验段截面周长的 10%。从图 6 可以看出，两个风洞的结果基本一致，风洞实验段壁开槽以后，洞壁干扰都减小了。但是，也可以看到，并没有完全消除。看来槽开得不够，10% 的开槽比表现出的那部分洞壁干扰仍是使 $\Delta\alpha$ 为正的闭口风洞性质的干扰。因此波音航空公司在这一试验结果的基础上，在波音—渥特分公司新建的 6 米 × 6 米的开槽式低速风洞中采用了 15% 的开槽比。

除了上面例举的情况之外，国外在低速风洞开槽式实验段方面做了很多工作展现了它的优越性，如参考资料〔7〕、〔8〕、〔9〕等等都有介绍在此不再赘述。资料〔10〕中介绍了我国从六十年代开始即对低速风洞开槽式实验段进行实验研究和低速风洞开槽式实验段洞壁干扰问题的理论研究，并取得显著成效。

由此可以得出结论：采用开槽（孔）式低速风洞实验段，对于解决垂直起落和短距起落飞机在常规的低速风洞中所遇到的严重洞壁干扰问题是一个有效的办法。低速风洞

开槽式实验段虽然结构比较复杂一些,但是与建设一座很大的低速风洞相比显然要简单便宜很多,诚然它不能完全消除洞壁干扰的影响,仍需要做洞壁干扰修正,但修正量相对模型气动力来说是个小量,是可以允许的,因为常规的飞机模型在常规的闭口或开口式低速风洞实验段中做试验,同样需要进行洞壁干扰修正。垂直起落和短距起落飞机模型在低速风洞开槽式实验段中洞壁干扰的修正可参考〔8〕,〔11〕,〔12〕等等资料。

因此象前面已经谈到的那样,由于低速风洞试验的历史已有一百多年,不论在理论上还是在实践上都有了丰富的经验,从各方面综合考虑的结果,新建造的第二代低速风洞实验段横截面面积大约在 $15\sim 20\text{米}^2$ 左右,在这种实验段尺寸下,对于垂直起落和短距起落飞机模型低速风洞试验的严重洞壁干扰问题,已经由采用开槽(孔)壁实验段而基本解决了,这就是第二代低速风洞广泛采用开槽(孔)壁实验段的原因。为了适应不同形式的飞机在不同情况下的试验需要不同的开槽比,开槽比最好是设计成可变的,变化范围可取 $0\sim 20\%$ 。

五、结 论

根据上面的分析,我们知道迄今为止,我国已有的和正在建设的低速风洞均属第一代低速风洞,它们对正常式飞机,短距起落飞机和垂直起落飞机所做的试验不足以说明真实情况,特别是在提高升装置能力中所遇到的 Re 数影响和严重洞壁干扰问题使实验数据失去可靠性。但是从飞机设计发展的趋势来看短距起落和垂直起落飞机将愈来愈被重视。面临这种情况显然感到已有的第一代低速风洞的性能是显然不足的, $8\times 6\text{米}^2$ 的低速风洞尽管尺寸不算小,但 Re 数仍然不高,如果要建设新的第一代低速风洞来满足现在的需要,则这种风洞的尺寸是十分巨大的,资料〔7〕提到,为了在闭口低速风洞中进行垂直起落和短距起落飞机模型试验,取得精确的试验数据,需要建造比 $3\text{米}\times 6\text{米}$ 的风洞尺寸大一个数量级的风洞,这就是说,需要建造试验段尺寸为几十米的巨型低速风洞,它的驱动动力将需要几十万千瓦甚至几百万千瓦,建造这样巨大的风洞,基建投资大,建设周期长,试验费用高,使用不方便,因此不是一个理想的办法。近来,理论计算方法虽然已经取得进展,但由于高升力机翼上空气动力流动的复杂,理论计算仍不足以正确地说明这一问题。还有,强的三元效应,各种舵面的尾流,附面层生长等一系列问题都是现有的第一代风洞难以解决的问题。另一方面,高升力装置的实验研究不能完全通过飞行试验来进行,这不仅是因为飞行试验成本高,而且也不完全(飞行中某些参数发生改变就引起飞行品质变坏)。现有的第一代低速风洞技术不能弥补理论计算与飞行试验的不足之处,建设新的巨型第一代低速风洞又由于投资巨大,使用极其不方便和不经济,确实是不可思议的。因此应该采用国内外的新技术,设计建造一座高质量,高效率,经济适用的第二代低速风洞。由于飞机设计与气动力研究的发展,迫切需要早日建成这种低速风洞,而这种第二代低速风洞比起同样性能的第一代低速风洞虽然经济得多〔13〕,但是它的建设也需要一定的周期和投资,所以必须力争列入国家建设计划,尽快动手设计建造。

参 考 资 料

1. ADVANCED TECHNOLOGY SEMINAR AERODYNAMICS, Douglas Aircraft Company by october. 1977.
2. "International Congress on Subsonic Aerodynamics" . 1967.
3. Rae, William H., Tr. : Limits on Minimum-Speed V/STOL Wind-Tunnel Tests. J. Aircraft, vol. 4, no. 3, May - June 1967, PP. 249 - 254.
4. Heyson, Harry H. : Wind-Tunnel Wall Effects at Extreme Force Coefficients. Ann. N. Y. Acad. sci., vol. 154, art. 2, Nov. 22, 1968, PP. 1074-1093.
5. Heyson, Harry H. : Theoretical study of Conditions Limiting V/STOL Testing in Wind Tunnels With Solid Floor. NASA TN D-5819, 1970.
6. Rae, William H., Tr., and Shindo, Shojiro: Comments on V/STOL Wind Tunnel Data at Low Forward Speeds. Vol. II of Aerodynamics of Rotary Wing and V/STOL Aircraft, Cornell Aeronaut. Lab., Inc., and U. S. Army Aviat. Mater. Lab., June 1969.
7. R. A. Tyler and R. G. Williamson: Experience With the NRC-10ft x 20ft V/STOL Propulsion Tunnel-Some Practical Aspects of V/STOL engine model testing. Canadian Aeronautics and Space Journal. V. 18, NO. 7 september 1972.
8. Ching-Fang Lo and Travis W. Binion TR. : A V/STOL Wind-Tunnel Wall Interference study. J. Aircraft, V. 7, NO. 1, Jan-Feb. 1970
9. Kalman J. Grunwald : Experimental Investigation of The Use of Slotted Test-Section Walls to Reduce Wall Interference for High-Lift-Model Testing. NASA TN D-6292, June 1971.
10. 徐永定: 低速风洞的新发展。空气动力参考资料, 1973年第5期。
11. Ching-Fang Lo : Test section for a V/STOL Wind-tunnel. J. Aircraft, V. 7, NO. 4, July - Aug. 1970.
12. Ching-Fang lo : Wind-tunnel boundary interference on a V/STOL model. j. Aircraft, V. 8, NO. 3, March 1971.
13. 章正瑜: 3米x2.25米增压降温式低速风洞方案设计。三机部626研究所1978年。

跨音速风洞修正的一个方法

作者：Antonio Ferri (技术指导,
纽约大学教授, AIAA特别会员)

Paolo Bazonti (年长的研究科学家AIAA的成员)

本文叙述了在跨音速时确定风洞修正的一个方法。对于与试验同样马赫数下的外部均匀的自由流情况,这个方法由所测量的风洞壁上的压力和流线偏角以及解析确定的相当于所测量的压力之流线偏角和相当于所测量的流线偏角之压力组成。测量和计算的压力及测量和计算的流线偏角之间的比较,则是用来确定壁板开闭比特性(这一开闭比消除了壁板干扰)或计算应用到实验结果上的壁板修正的。

术 语

c	翼弦
M_∞	自由流马赫数
p	压力
R	开闭比参数,流管的半径
t	翼型厚度
U_∞	自由流速度
v	干扰速度的垂直分量
$x, y;$	
x, r, ϕ	坐标
θ, Θ	流线斜率或偏角
π	压力修正
σ, τ	对于流线偏角的修正
Σ	奇点的分布

绪 言

跨音速的壁板干扰问题是很复杂的,现在还未解决。跨音速试验通常是用具有不同开闭比的多孔壁或开槽壁来完成的。选择开闭比是有点任意的,且风洞和风洞还各不相同,试验段周围驻室中的静压不是唯一确定的,且不是精密控制的。这一近似仅仅当模

型的尺寸相对于风洞尺寸是小的时候是令人满意的，因为在这种情况下干扰是最小的。但是，很清楚，这种情况限制了试验的雷诺数。

本文讨论了对于较大的模型（也即较高的试验雷诺数）引入消除或容许确定壁板干扰方法的可能性。提出的研究是根据下面的思路（line of thought）。在给定结构的试验期间，通常测量了升力、通风壁附近的流线偏角 θ 和沿壁板的压力分布 p 三个量。假设这些流线相当于外部无限远处气流（马赫数与试验段的马赫数相同）中的一个固体表面。在这一表面上的压力分布 p^1 则是用分析或数字解的方法计算的，且与测量的压力分布进行比较。同样，测量的压力分布常常是用来确定在无穷远处相当于同样一个外部均匀流条件的流动表面和流线偏角 θ^1 。最后，两个压力分布和两个流线偏角之间的差不是用来确定壁板开闭比（对于给定的外部压力，这一开闭比消除了壁板干扰）或修正给定开闭比分布的多孔壁外边的压力分布就是用来计算应用到实验结果上的壁板修正的。如果问题是三维的，由于较高阶之分析还没有得到，因此对于 θ^1 和 p^1 的解析确定必须应用线化理论。如果问题是二维的，我们可求助于跨音速线化方程的解析解或求助于线化或完全方程的数字解。

对于多孔壁板（或者开槽壁板）壁板干扰确定（参看文献！）通用的解析方法是根据线化理论和用偶极子、旋涡、表示一个自由气流位势及一个壁板干扰位势总和的扰动速度势来模拟模型的一般概念。恰当的壁板边界条件的应用给出了模型的扰动位势也即模型的阻塞和升力干扰。这些方法要求线化理论处处都是有效的，因此当模型附近存在着跨音速流时不能应用。本文所述的方法避免了确定由模型产生的扰动位势的必要性，减少了线化理论仅仅应用于壁板附近比较小的流动干扰情况下的局限性，而可直接用来确定将消除干扰的壁板之开闭比分布。

本文仅仅叙述了这个方法的基本概念而省略了数学推导。为了发展现在的这个方法，类似的实验大纲目前是在流体力学实验室，莱特—彼特逊(Wright—Patterson)气动力基地进行的。

方法的概述

测量的 θ 分布和计算的 θ^1 分布之间的差，同样 p 和 p^1 之间的差是壁板干扰的一个量度，并且是可用沿风洞壁配置的奇点分布表示的。如果使用了线化近似，对于 θ 和 p 精确的分布（这一分布将消除壁板干扰）用下面的物理理论是能够很简单确定的。

设想一个在均匀的无限远处流动中沿 X 轴的奇点分布 $\Sigma(x)$ 。在无穷远处这一分布将相当于沿一个半径 $r=R$ 的圆柱表面的 θ 和 p^1 之分布，参看图 1。也设想一个给出了 θ^1 和 p 的奇点 Σ^1 的第二分布。其次考虑这样一种情况，这种情况相应于具有多孔壁板（在这壁板上风洞里边的流线偏角 θ 和压力 p 是被测量的且是已知的）的风洞的物理情形。压力

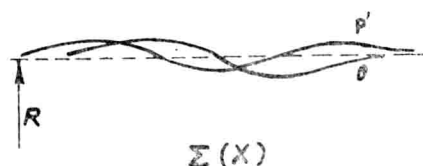


图 1 用奇点分布产生扰动的简图

p 可认为是分布 Σ^1 所引起的。这个压力相应于外部均匀的无限远处流动的一个 θ^1 分布。另外还有,沿着相应于 θ^1 的流线的外部压力也是 p 。值得注意,一个分布 $\Sigma^1 - \Sigma$ 给出了在 $r=R$ 时在相应于 $\theta^1 - \theta$ 的流线两边上的流线偏角 $\theta^1 - \theta$ 和一个压力分布 $p - p^1$ 。刚才,消除了里边和外边之间压力差的流线偏角或流线形状是与无穷远处的边界条件一致的,用改变 θ 的分布(这一分布的改变用在轴向的奇点 $(\Sigma^1 - \Sigma)/2$ 产生的分布 $\sigma^1 = (\theta^1 - \theta)/2$ 来实现)是能够很容易得到的。事实上,这一分布 $\theta + \sigma^1$ 在处边引起压力

$$\theta + \sigma^1 \longrightarrow p^1 + \pi^1 \quad (1)$$

且在里边引起压力

$$\theta + \sigma^1 \longrightarrow p - \pi^1 \quad (2)$$

这儿 π^1 是由 σ^1 分布产生的压力差,即

$$\pi^1 = (p - p^1) / 2$$

在方程(1)和(2)中代换 π^1 的值,于是在流线 $\theta + \sigma^1$ 的两边得到了压力的等式。

这个分布 σ^1 是要求满足无穷远处均匀流条件的修改,外部均匀的无穷远处流动条件用确定相应于测量压力 p 流线偏角 θ^1 是能得到的。

然而,配置在风洞壁上的奇点 σ^1 的分布在模型上或相应地在配置于模型周围的一个小半径的园柱流管上产生流动干扰 τ 。为了满足模型上的边界条件,那末我们需要在这个流管(在这个流管上处处都消除了干扰 τ ,并且满足无穷远处均匀流的条件)上配置奇点 τ^1 的分布。这一分布在风洞壁上产生一个偏差 σ'' 和一个相应的压力 π'' 。然而,这个分布 σ'' 是比分布 σ' 小的,因为它正比于修正值。无论如何,消除壁板干扰的这个总的气流偏角是用下式给出的:

$$\theta + \sigma' + \sigma'' = v/U_\infty$$

这儿 v 定义为通过多孔壁所要求的质量流速率,并且是依据流线压力 p_1 和驻室压力 p_2 确定的。

在这个基础上,方法要求确定 $\rho', \theta', \tau, \tau', \sigma''$ 和 π'' 。对于一个园柱试验段和小的流动干扰,这些量的确定在下面华德(Ward)研究的对于细长体或任意横截面积的准园柱管之线化理论^[2]的范围内是可以实现的。于是对于无穷远处外部均匀流条件,给定一个相应半径 R 的准园柱管,是可能确定相应于一个给定流线偏角 $\theta(x, \phi)$ 的压力分布 $p'(x, \phi)$,且同样能确定当在园柱上压力 $p(x, \phi)$ 是给定的时候相应的 $\theta'(x, \phi)$ 分布。在管的中心,根据 $\sigma^1(x, \phi)$ 的知识,这个分布 $\tau(x, \phi)$ 也即 $\tau'(x, \phi)$ 用一个内流动分析是能够得到的。对于外部无穷远处均匀流动条件,在壁上相应的 $\sigma''(x, \phi)$ 和 $\pi''(x, \phi)$ 最后是被计算的。

壁板修正的计算

为了消除壁板干扰,确定在壁板上所需要的变化采用的分析可能是根据或者三维流动的情况的线化理论,或者二维情况的更准确的理论。这个线化研究允许我们确定在足够高的马赫数下以及当模型附近的流动是跨音速(提供的那个跨音速区没有达到风洞壁板)时的壁板修正。但是,这一研究对于每一个攻角和试验马赫数要求改变壁板开闭比。

当线化理论可假设是近似有效以致于影响的迭加可能是被利用的时候,存在着确定壁板干扰一阶修正的可能性。在这种情况下,作为根据一个试验确定的壁板附近的 $\theta(X, \phi)$ 分布和 $p(X, \phi)$ 分布,允许我们定义这个代表了壁板干扰影响的 $\sigma'(X, \phi)$ 的值。那么在风洞壁板上靠分布 $\sigma'(X, \phi)$ 引起的在物体表面上的压力干扰 $\pi_b(X, \phi)$ 的值解析上是可以确定的。如果 π_b 是小的,且解的迭加是可能的,由于壁板干扰, π_b 描述了一个属于压力分布的一阶修正。另外,两个试验将是有利于每个实验的。在第一个试验中, $p(X, \phi)$ 和 $\theta(Y, \phi)$ 是被测量的,分布 $\theta + \sigma'(X, \phi) + \sigma''(Y, \phi)$ 和相应的压力 p_1 是被计算的且确定了壁板开闭比特性。然后作了一个新的试验去检验修正的精度。但是,期望这一试验产生很小的干扰,甚至当修正 σ'' 是被忽略(由于修正 σ'' 是高阶小量)的时候。配量在风洞中的无限长的二维和波状的轴对称体的各式各样的简单例子是用来检验这些理论的有效性的。

当我们考虑一个二维现象时,实验和分析是更简单和更精确的,由于我们也许避免了线化理论的近似,结果是可想见的。

对于在物体上和沿流场的一个周线上,规定的边界条件,利用数字方法可确定二维物体周围的跨音速流场。在现在的情况下,风洞壁板附近的边界条件是已知的,并且不是用沿 $y = \text{常值}$ 的一直线上的已知函数 $\theta(X)$ (当 $0 < X < L$ 时 $\theta = \theta(X)$,当 $X < 0$ 和 $X > L$ 时 $\theta = 0$)来规定就是用混合边界 $p = p(X)$ (当 $0 < X < L$ 时)和 $\theta = 0$ (当 $X < 0$ 和 $X > L$ 时)来规定,参看图2。对于壁板外边均匀的无限远处流动的常见情况,这个边界条件允许我们确定相应于 $p(X)$ 的 $\theta'(X)$ 分布和相应于 $\theta(X)$ 的 $p'(X)$ 分布。这一确定可能不是用跨音速线化理论得出的就是通过数字上解方程得出的。然而就线化情况而论,一个分布 $\sigma'(X)$, $\pi'(X)$ 可能是被得到的。就是说:

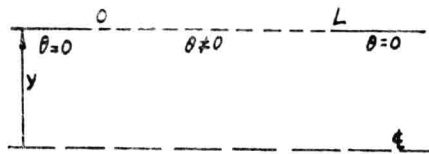


图2 在风洞壁上边界条件简图

$$\sigma'(X) = [\theta'(X) - \theta(X)]/2$$

$$\pi'(X) = [p(X) - p'(X)]/2$$

现在在壁板上的修正压力 p 和倾角 θ 可能写成:

$$\theta(X) = \theta(X) + \sigma'(X) + \sigma''(X) + \sigma^*(X)$$

$$p(X) = p'(X) + \pi'(X) + \pi''(X) + \pi^*(X)$$

这儿 σ'' 和 π'' 是用消除在 $y = 0$ 处由 σ' 引起的干扰 $\tau(X)$ 而从线化理论得到的壁板上的边界,而 $\sigma^*(X)$ 和 $\pi^*(X)$ 是非线化修正因子。那么用 π^* 的一个假定值,相应的 σ^* 也即 $\theta(X)$ 是可以得到的。 θ 和 p 的值确定了所需要的开闭比的变化。第二个试验是被完成的并且得到了 $\theta(X)$ 和 $p(X)$ 的新值。如果压力的值和流线偏角的值是不一致的,二次迭代可能是使用的。