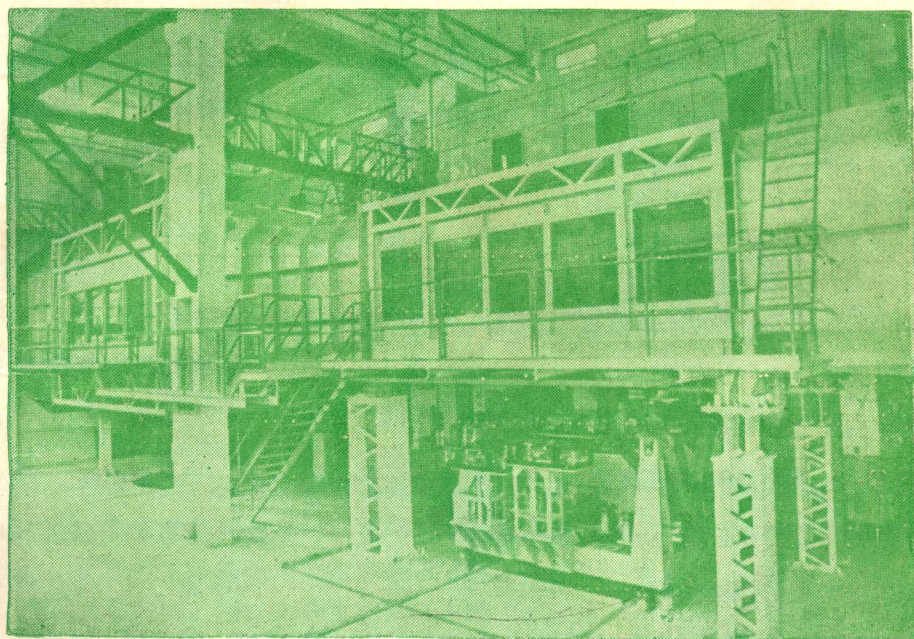


南京航空学院NH-2风洞专辑



1984

V211/4

1020-1



30895334

序 言

NH-2 风洞是由我院自行设计、建造的一座大型串列式双试验段闭口单回流低速风洞，用于飞机设计选型的常规和研究性试验，中、小型直升机的基础理论试验研究，以及其他有关方面的吹风试验。

该风洞是由原来的 2.5×2.5 米² 单试验段直流式闭口风洞改、扩建而成的，洞体及支架等均为钢结构，大、小试验段的截面尺寸分别为 5.10×4.25 米² 和 3.00×2.50 米²。改建工作从1975年开始，1980年初基本建成，1980年7月投入试车。1981年5月完成了风洞第一期流场性能的校测工作，校测结果表明：风洞流场品质达到了国内以飞行器实验为主的低速风洞流场指标要求。1982年2~3月先后完成了TND217和DBM-01标模的动校工作，DBM-01标模测力试验结果和美国Ames $\phi 12$ 呎风洞的试验结果以及部分西德Gottingen 3×3 米² 风洞的试验结果进行了对比，试验曲线与国外风洞的试验曲线吻合得较好，试验精度达到了国内低速风洞的规定指标。

此外，NH-2 风洞还进行了FT2.5型风力提水机组和 $\phi 300$ mm圆柱体壁面剪切应力分布等几个型号模型的试验研究。

NH-2 风洞的主动力控制系统是由可控离子变流器（汞弧整流器）和1000千瓦直流电动机组成的离子拖动直流调速系统。风扇动力装置安置在第二拐角后，由直流电机驱动玻璃钢风扇叶片，用调节电机转速来控制试验段风速。配置有一套以DJS-131计算机为中心的数据采集和处理系统。塔式六分量机械天平的锁式应变测力元件、压力传感器已与计算机的模拟量通道相连接，可以对常规测力、测压试验进行数据采集和实时处理，并由宽行打印机和X—Y绘图仪输出最终试验结果。此外还将配置直升机二分量旋翼应变天平一台。

通过三年多来的吹风试验，风洞各个系统的工作是稳定、可靠的，达到了预定的设计指标和使用要求。1982年10月，航空工业部科技局在我院召开了技术鉴定会，邀请国内40多名从事空气动力学、风洞实验和环境科学研究的教授、专家和科技工作者对NH-2风洞进行了鉴定，一致认为：

1. 该风洞具有串列双试验段，采用全钢结构，布局合理，结构紧凑，运行平稳。通过实验研究确定的大试验段扩开角 (0.52°) 可供同类风洞气动设计参考。采用了带预旋片的风扇系统，设计合理，效率较高，隔振措施良好。

2. 风洞大、小试验段最大风速分别达到了31米/秒和88米/秒。小试验段流场达到了1981年“7210”会议规定的指标。

3. DBM-01标模同期试验精度达到了现行的1975年“7210”会议规定的指标。

4. 六分量机械一应变式天平性能良好，精度较高，其中使用的锁式应变元件设计合理，结构简单。

5. 实现了以DJS-131计算机为中心的测力实验数据实时采集和处理，系统工作可靠。

主动力稳转速系统性能良好。

6. 在国内低速风洞中首先应用单板机控制 α 、 β 角度, 取得良好的效果。 α 、 β 角的控制精度达到了国内先进水平。

最后, 鉴定组认为, NH-2 风洞及其测试设备的设计、安装和调试是成功的, 可以投入使用。并希望尽快做好实验设备的配套工作和有关方面的完善工作, 扩大实验项目, 提高风洞的使用效率。

因此, NH-2 风洞已经加入了我国科研和生产性风洞的行列, 承接国家的科研和生产性吹风任务。这样, 我院从低速, 到亚音速、跨音速, 以至超音速, 风洞基本配套, 形成了我国华东地区一个设备配套、测试先进的空气动力试验研究中心, 将为我国的航空、航天科技事业和其他有关工业的发展不断作出贡献。

现将NH-2 风洞及其各主要组成部分的设计、研制、流场校测、标模试验、数据采集和处理等方面的技术总结和研究报告, 汇编成册, 发表出来, 以广交流, 恳望得到读者的批评、指正。

本专辑稿件承戴昌晖教授审核, 并对编辑工作给予指教, 谨致谢意。

南京航空学院学报编辑室

1983年9月

南京航空学院 NH-2 风洞专辑

目 录

序言.....	编 者 (i)
NH-2 风洞气动和结构设计.....	姚惠中 龚允强 (1)
风扇系统的气动设计.....	陈明岩 张文华 (12)
NH-2 风洞的主动力控制系统.....	陈振民 任荣生 (30)
NH-2 风洞 T-01 六分量天平的研制.....	章子林 丘 法 (37)
NH-2 风洞的流场校测和分析.....	李京伯 齐孟卜 (49)
NH-2 风洞标准模型的试验分析.....	周仁良 李江河 (60)
NH-2 风洞模拟量数据实时采集和处理系统.....	王朝炳 夏 华 汪德宗 (77)

NH-2 风洞试验段.....	封面
建设中的NH-2 风洞.....	封三
南航空气动力研究所鸟瞰图	封底

NH-2 风洞气动和结构设计

姚惠中 龚允强

摘

要

本文阐述了南京航空学院串列式双试验段(3×2.5平方米与5.1×4.25平方米)闭口单回流低速风洞(代号NH-2)的气动和结构设计要点,并对该风洞的性能作了概括介绍。

随着科学技术的不断发展,空气动力学实验研究这门学科所涉及的研究领域越来越广,作为其主要手段之一的风洞试验,也就愈来愈广泛地被应用到航空、宇航、农业、交通运输、工程建设、采矿、环境保护、文化体育等生产和科学实验中去。

NH-2风洞是南京航空学院自行设计的全钢结构串列式双试验段闭口单回流低速风洞。它是在原有2.5米×2.5米八角形直流风洞的基础上改建而成的。从1972年开始,经过近两年的筹备和设计,改建工作于1975年正式施工,1980年初步建成。随后,对风洞部分设备作了进一步的改进和完善,于1981年5月完成了风洞第一期流场性能校测工作,以后又进行了第二期带地板流场性能校测。1982年2~3月又进行了TND217及DBM-01标模的校测试验。校测与试验结果表明:风洞的流场品质良好,符合国内以飞行器实验为主的低速风洞流场指标要求;标模测力试验结果与国内外试验资料相比非常接近,试验曲线也比较吻合,试验精度达到了国内低速风洞的规定指标。

通过近三年的吹风试验,风洞各个系统的工作稳定、可靠。试验的精度与准度比较高,达到了风洞预期的设计指标及使用要求。

NH-2风洞是目前我国最大的一座全钢结构串列式双试验段单回流低速风洞,它的全部建成,将对我国航空及其他领域内的空气动力试验研究发挥重要作用。

下面将NH-2风洞的气动与结构设计,归纳成十个要点,作较详细的说明。

1. 风洞主要尺寸和设计性能

NH-2风洞系一座全钢结构风洞。洞身及风洞支架等均系钢板型件结构。整个风洞由试验段、扩散段、拐角及拐角导流片、动力段、稳定段和收缩段等主要部件组成(见图1)。各部件间用螺接装配而成。其主要尺寸和设计性能如下:

(1) 试验段形状及尺寸:

大试验段:矩形切角,宽5.1米,高4.25米,长7米,当量扩散全角 0.52° ,进口截面面积为 20.24米^2 。

小试验段：矩形切角，宽 3 米，高 2.5 米，长 6 米，当量扩散全角 0.25° ，进口截面积为 7.18米^2 。

(2) 收缩比：

大收缩段收缩比：2.81

小收缩段收缩比：2.89

风洞总收缩比：8.12

(3) 风洞最大截面尺寸：8.8 米 $\times$ 7.6 米（扁八角形）

(4) 风洞的气动外形尺寸：

总长 68.65 米，总宽（最大宽度）22.40 米，轴线展开长度 150.86 米

(5) 风扇：

直径 $\phi 4.82$ 米（由八片玻璃钢桨叶组成）。

(6) 动力系统：

一台 1000 千瓦直流电机，转速为 0 ~ 500 转/分。

(7) 最大试验风速（空风洞）

大试验段：31.8 米/秒

小试验段：89.7 米/秒

(8) 风洞能量比：3.50（计算值）。

2. 试验段

试验段是安装模型和进行气动力试验的地方，是整个风洞的中心。试验段风速及其截面尺寸是两个主要设计参数。要进行歼击机设计选型的常规及研究性试验，以及中小型直升机基础理论的实验研究，一个试验段是难以兼顾这两个方面的试验要求的。经反复研究、分析，并参照国内外同类风洞的实例，最后决定采用串列式双试验段的设计方案。串列式双试验段回流风洞设计是本风洞的一大特点。在大试验段中主要进行中小型直升机及垂直短距起落飞机的实验研究，而小试验段则主要是进行歼击机、轰炸机等设计选型及常规性试验研究工作。此外，该风洞还可满足非航空领域内的多种试验研究的需要。

根据直升机试验要求，希望试验段截面形状为矩形，其截面的宽高比应小于 1 或大于 1 [2]，最好在 1.5 左右，且截面的四个切角要小。另外，希望截面尺寸尽可能大一些，一般不小于 5 米量级，试验段风速在 25 米/秒以上。按此基本设计要求，考虑到原直流风洞洞体及驱动电机功率的具体情况，我们确定了大试验段的截面尺寸（宽 $\times$ 高）为 5.10 米 $\times$ 4.25 米。

当进行直升机旋翼模型试验时，若取旋翼模型的下洗角 $\theta = 30^\circ$ ，根据风洞截面宽高比 $\frac{B}{H}$

$= 1.2$ ，由 $\frac{A_m}{A_T} \sim \frac{B}{H}$ 曲线（ A_m 为旋翼模型桨盘面积， A_T 为试验段进口截面积， B 、 H 分

别为试验段进口截面的宽度和高度），查得 $\frac{A_m}{A_T} = 0.217$ [2]，故 $A_m = 4.39$ 平方米，由此求

得旋翼模型的最大直径为 2.36 米。再由 $\frac{A_m}{A_T} = 0.217$ ，利用 $\frac{A_m}{A_T} \sim V$ 曲线，查得所需的最小

试验风速 $V_{\min} = 18$ 米/秒。现大试验段最大试验风速可达 31 米/秒，故可以满足其试验要求。

其次，根据旋翼模型试验雷诺数 Re 的要求，只要 $Re_{r=0.7}$ （为模型旋翼半径 70% 处的雷诺数）大于 3.2×10^5 后， Re 数的变化对旋翼模型主要气动特性的影响就很小，于是测得的试验数据就较为准确，即使有点影响，也完全有条件用比较可靠的方法进行 Re 数修正。

下面以“直-5”为例，其旋翼直径为 21 米， $r = 0.70$ 处弦长为 0.52 米，当旋翼模型直径取 2.36 米时，按 $Re_{r=0.7} = 3.2 \times 10^5$ ，计算所得的前进比 $\mu (= \frac{V}{r\omega})$ 为 0.271，它已大于“直-5”的 μ 值，见下表：

国内现有直升机的前进比 μ

机 种	桨尖速度 (米/秒)	最大飞行速度 (公里/小时)	前 进 比 $\mu_{\max}$	巡航速度 (公里/小时)	$\mu_{\text{巡航}}$
直-5	195	175	0.249	140	0.199
直-6	195	180	0.256	160	0.228
延-2	188	180	0.266	143	0.211

倘若取前进比 $\mu = 1.0$ （按洞壁修正的最小许用 μ 值），大试验段风速 $V = 31$ 米/秒，计算所得的 $Re_{r=0.7} = 8.68 \times 10^5$ 。由此可知，旋翼模型试验所需的试验雷诺数可以得到满足。

综合以上计算，我们认为，在大试验段内可以进行国内现有直升机的主要气动力试验，即能做巡航飞行状态下的各种试验。因此，大试验段截面尺寸的选择是合适的。

大试验段截面尺寸确定后，按截面相似的原则（目的是使收缩段的收缩曲线设计较为合理），确定了小试验段的截面尺寸（宽 $\times$ 高）为 3 米 $\times$ 2.5 米。根据歼击机模型试验雷诺数 $Re_b \geq 2 \times 10^6$ 的要求，若取小展弦比飞机模型的展长为试验段截面宽度的 50%，展弦比 $\lambda = 3$ ，则由机翼平均弦长计算而得的雷诺数 Re 可达 3×10^6 ，故可以满足飞行器模型常规试验的要求。

大、小试验段的长度，根据风洞设计的一般原则，分别取为 7 米和 6 米。

因 NH-2 风洞是串联式双试验段闭口单回流风洞，在前置试验段（大试验段）后面有一个小收缩段，会使大试验段模型区气流沿轴向产生加速，引起较大的轴向静压梯度。为消除该轴向静压梯度，改善试验段的流场品质，必须使前置试验段有一适当的扩散角。国外文献⁽⁷⁾中虽对此问题作了初步的讨论和简单的计算，但未见有试验结果发表。为此，我们作了 1:10 的木制模型风洞，对此进行了试验研究。模型风洞大试验段的两个侧壁扩散角可在 $0 \sim 5^\circ$ 范围内调节。基于认为影响大试验段模型区流场的主要因素是小收缩段，大收缩段之前和小试验段之后的情况影响不大，所以我们仅对大收缩段到小收缩段这一部分作了几何模拟，

稳定段和扩散段未按实际比例制作, 且以直流风洞代替回流风洞, 以离心式鼓风机吸气代替风扇。模型风洞简图见图 2。

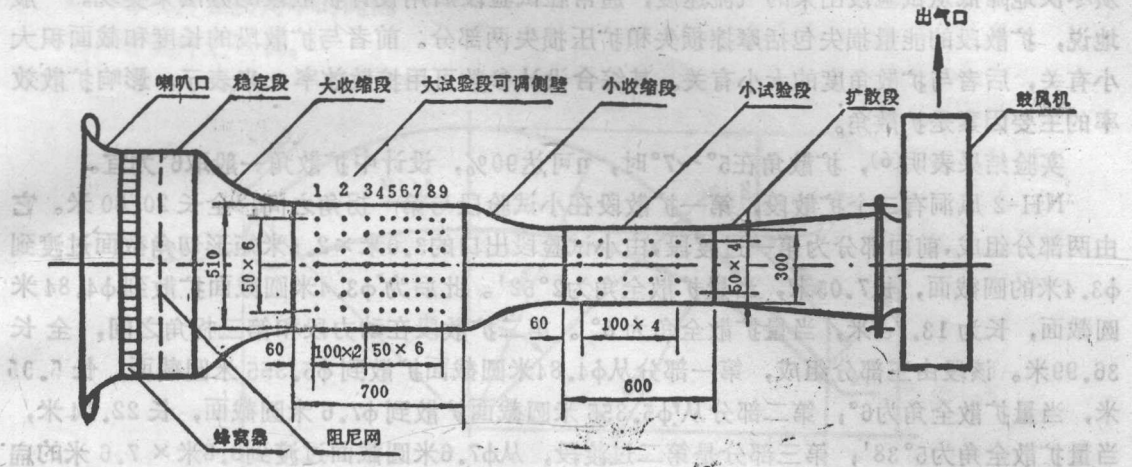


图2 缩尺模型风洞外形图

我们利用模型风洞先后共进行 675 次吹风试验。大量测量结果表明: 大试验段取不同扩散角时, 对小试验段流场品质无显著影响。当取扩散角为 0.606° 时, 大试验段气流轴向加速可以消除, 此时平均轴向静压梯度为 0, 最大局部轴向静压梯度为 0.0008 1/米 , 达到了设计指标要求。当取该扩散角时, 各截面的流速均匀性也能满足要求的指标, 试验区速压误差在 0.5% 以内的测量点占总数的 63.6% , 误差在 1% 以内者占 91.2% 。

但是根据实验测定的大试验段扩散角, 还不能直接用于实物风洞上, 尚须对附面层扩散角进行雷诺数修正, 即分别求得实物和模型各自附面层所需的扩散角, 算出其差值, 然后从模型风洞测定的扩散角中扣除之。最后得出的大试验段扩散角为 0.52° [1]。

大、小试验段扩散角均通过沿气流方向减少截面四个切角尺寸, 逐渐扩大截面积的办法来实现。试验段的两侧壁和上下壁仍保持平行。

为了在试验时方便观察、摄影和模型吊装, 大、小试验段两侧壁及顶壁上均装有厚为 35 毫米的大面积有机玻璃观察窗; 在两个试验段顶壁均可掀开, 供大模型出入试验段, 在每个试验段上方各装有一台五吨行车, 用以吊装试验模型和其他设备。各试验段侧壁还开有供工作人员出入的洞门。

由于各种试验的要求, 试验段的结构比较复杂, 因此, 在结构设计时, 要特别注意其刚度和气密性。在施工和安装过程中要严格控制其几何形状和尺寸, 否则将直接影响试验段的气流品质和试验数据的可靠性。

试验段是风洞工作人员经常出入的地方, 为防止意外事故的发生, 在试验段的洞门上装有洞门连锁机构, 当有人开洞门进入风洞时, 则动力电路切断, 等工作人员全部出来, 洞门关严后电机才能启动。

3. 扩散段

风洞气流的能量损失是与风洞内气流速度的三次方成正比的。为了减少该能量损失,必须尽快地降低从试验段出来的气流速度,通常在试验段后用设计扩散段的办法来实现。一般地说,扩散段的能量损失包括摩擦损失和扩压损失两部分。前者与扩散段的长度和截面积大小有关,后者与扩散角度的大小有关。其综合设计参数可用扩散效率 η 来表示,影响扩散效率的主要因素是扩散角。

实验结果表明^[6],扩散角在 $5^\circ \sim 7^\circ$ 时, η 可达90%,设计中扩散角一般取 6° 为宜。

NH-2 风洞有二个扩散段,第一扩散段在小试验段与第一拐角之间,全长 20.80 米。它由两部分组成,前面部分为第一过渡段,由小试验段出口的 $3.0\text{米} \times 2.5\text{米}$ 矩形切角截面过渡到 $\phi 3.4\text{米}$ 的圆截面,长 7.05 米,当量扩散全角为 $2^\circ 52'$ 。此后为 $\phi 3.4\text{米}$ 圆截面扩散到 $\phi 4.84\text{米}$ 圆截面,长为 13.75 米,当量扩散全角为 6° 。第二扩散段在动力段和第三拐角之间,全长 36.99 米。该段由三部分组成,第一部分从 $\phi 4.84\text{米}$ 圆截面扩散到 $\phi 5.355\text{米}$ 圆截面,长 5.05 米,当量扩散全角为 6° ,第二部分从 $\phi 5.355\text{米}$ 圆截面扩散到 $\phi 7.6\text{米}$ 圆截面,长 22.74 米,当量扩散全角为 $5^\circ 38'$,第三部分是第二过渡段,从 $\phi 7.6\text{米}$ 圆截面过渡到 $8.8\text{米} \times 7.6\text{米}$ 的扁八角形截面,长 9.2 米,当量扩散全角为 $5^\circ 43'$ 。

NH-2 风洞扩散段用 10 毫米厚的钢板分段制作焊接装配而成。外表面焊有环向“T”形加强筋或“井”形加强筋,以增加其结构刚度。由于扩散段比较长,必须分段制作,因此在施工时应严格控制每两段之间连接端的形状和尺寸,否则容易在装配后造成该处内壁面的较大偏差。

为防止在试验中模型损坏以及工作人员疏忽将物件遗忘在洞中,在第一扩散段与第一拐角连接截面处装有一层每目一平方米的安全网。

4. 拐角与拐角导流片

在单回流低速风洞中,气流必须通过四个 90° 的拐角才能循环流动。由风洞能量比计算可知,气流流过四个拐角的总压损失约占风洞总压损失的 20%,因此拐角与导流片的设计必须给予应有的重视。当气流拐弯时,其能量损失主要是由洞壁摩擦、气流分离及“二次流”造成的,特别是由气流分离所造成的损失比洞壁摩擦损失更为严重。为防止或减少这些损失,在拐角设置导流片是最有效和普遍被采用的方法。

目前常用的拐角导流片剖面形状有翼剖面型,双圆弧型和圆弧带直线型三种。

NH-2 风洞第一拐角采用了圆弧带直线型的导流片(见图 3)^[9]。第二、三、四拐角采用了双圆弧型的导流片(见图 4)^[8]。这两种导流片的损失都比较小。双圆弧型导流片曲线形状简单,容易制造和检验。

本风洞第一、二、三、四拐角的导流片数目分别为 16、14、27、30 片。导流片弦长分别为 800、900、900、900 毫米。

对于每片导流片来说,采用尽可能大的弦长以降低阻力。但如果采用较多窄的导流片以代替较少宽的导流片,则每个导流片的尾流影响会消失得更快些。而减少损失与使流场均匀的主要因素乃是消除拐角内的涡流区,因拐角的涡流损失大于摩擦损失。因此选择导流片的

弦长主要取决于导流片的间隔。由实验知⁽⁸⁾，导流片最合适的间隔和弦长比：

$$\frac{G}{C} = 0.4 \sim 0.6$$

G—导流片在拐角中的间隔

C—导流片之弦长。

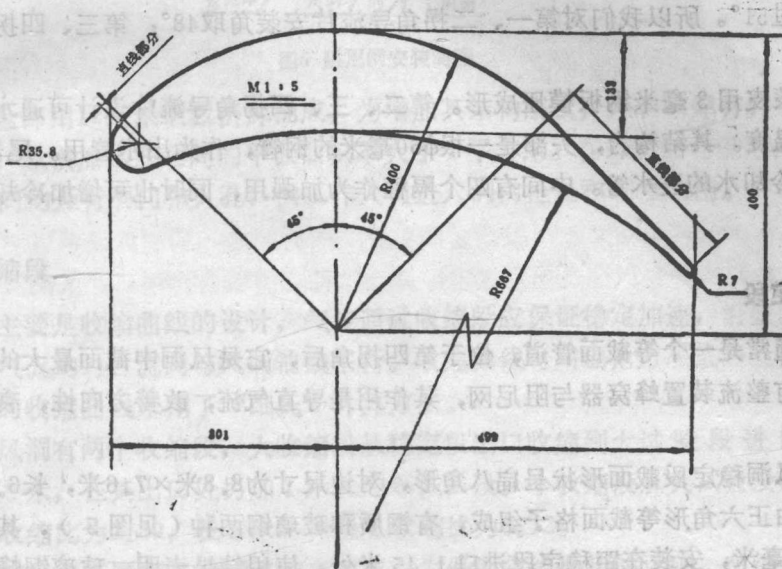


图3 圆弧带直线型导流片

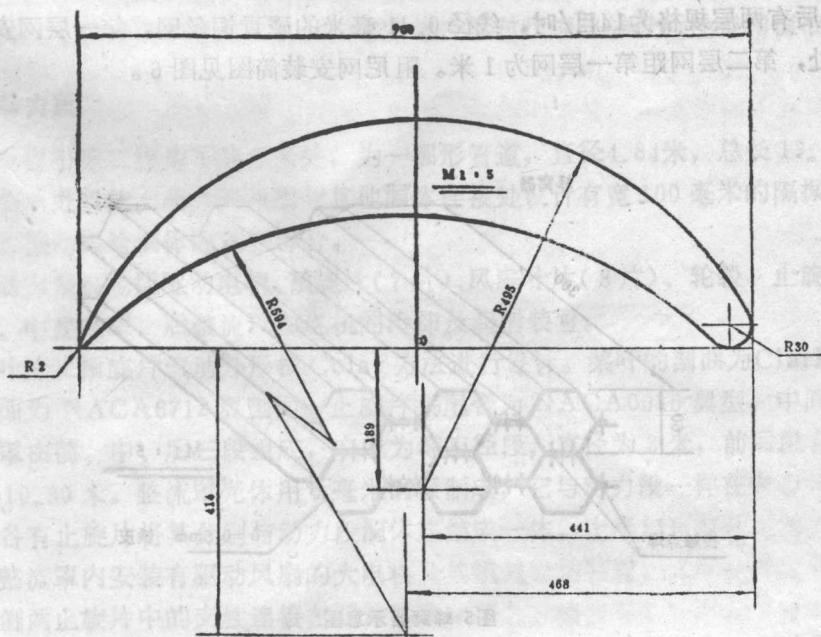


图4 双圆弧型导流片

关于G的选择应考虑到基本上可以让人通过进行检查维修。现将第一、四拐角的G选为400毫米，第二、三拐角的G定为450毫米。则将第一拐角导流片弦长定为800毫米，第二、三、四拐角导流片弦长定为900毫米是合适的。

导流片在拐角中安装得准确是比较难的。由实验证实，不论何种形式导流片，要求头部与来流间夹角在 $0^{\circ} \sim 5^{\circ}$ 之间。根据文献[8]推荐，当导流片上流过的气流是均匀分布以及具有固定横截面的拐角情况下，可取来流与导流片弦线之间的夹角 48° 为导流片的最佳安装角，最大不能超过 51° 。所以我们对第一、二拐角导流片安装角取 48° ；第三、四拐角导流片安装角取 49.5° 。

导流片蒙皮用3毫米钢板模压成形。第二、三、四拐角导流片设计可通水循环流动来降低洞内气流温度。其结构为，头部是一根 $\phi 60$ 毫米的钢管，作为出水管用。尾部有一根 $\phi 38$ 毫米钢管作为冷却水的进水管。中间有四个隔框作为加强用，同时也可增加冷却水在导流片中的流程。

5. 稳定段

稳定段通常是一个等截面管道，位于第四拐角后，它是风洞中截面最大的地方。稳定段内一般安装有整流装置蜂窝器与阻尼网，其作用是导直气流，改善方向性，衰减旋涡，降低紊流度。

NH-2 风洞稳定段截面形状呈扁八角形，对边尺寸为8.8米 $\times$ 7.6米，长6.8米。

蜂窝器由正六角形等截面格子组成，有钢质和玻璃钢两种（见图5），其对边尺寸为60毫米，深300毫米，安装在距稳定段进口1.45米处。使用结果表明，玻璃钢蜂窝器优于钢质蜂窝器。

蜂窝器后有两层规格为14目/时，线径0.41毫米的磷青铜丝网。第一层网安装在蜂窝器下游1.2米处，第二层网距第一层网为1米。阻尼网安装简图见图6。

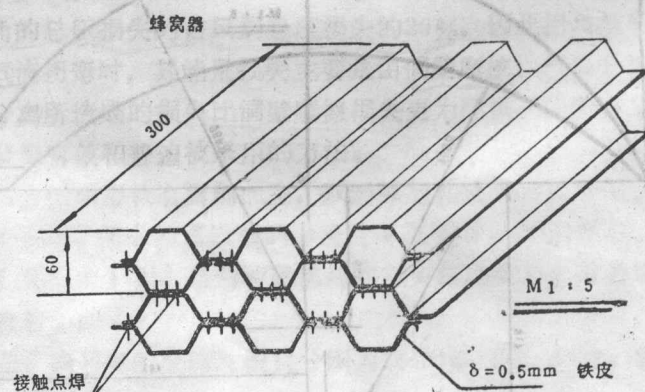


图5 蜂窝器示意图

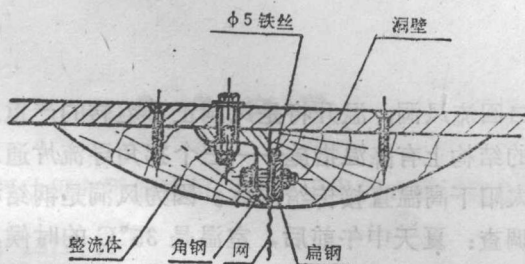


图6 阻尼网安装简图

稳定段全部用12毫米钢板拼焊而成，为增加其结构刚度，外表面焊有井字形加强筋，筋高150毫米，纵横加强筋之间的平板面积不大于1平方米。在蜂窝器与阻尼网之间以及两层阻尼网之间均开有洞门和人孔，供工作人员进入洞内检查和维修之用。

6. 收缩段

收缩段主要是收缩曲线的设计，气流通过收缩段应保证稳定加速，沿壁面不发生分离，出口截面上气流均匀，流向与风洞轴线平行。收缩曲线可用理论方法或经验公式计算得到。NH-2风洞的收缩曲线采用了“维氏”计算方法。

NH-2风洞有两个收缩段，大收缩段从稳定段出口收缩到大试验段进口，收缩比为2.81，长6.5米，在其出口处另加1米长的等截面段。小收缩段从大试验段出口收缩至小试验段进口，收缩比为2.89，长5米。风洞总收缩比为8.12。

两个收缩段均用厚10毫米钢板焊接而成。为保证曲线形状的正确，在结构设计中其纵横加强筋布置较密，筋高为200毫米。在工艺上应强调由加强筋来保证其曲线形状。制作时应严格控制其尺寸和形状偏差，可用全尺寸曲线样板对收缩曲线进行检查和校准。

7. 动力段

动力段位于第二拐角下游3米处，为一圆形管道，直径4.84米，总长13.01米。此段内安装有风扇动力系统。动力段两端与其他洞体连接处设计有宽100毫米的隔振缝，以防止电机及风扇的振动传给洞体的其它部分。

风扇动力系统包括驱动电机、预旋片(7片)、风扇叶片(8片)、轮毂、止旋片(5片)、前整流罩、中整流罩、后整流罩和电机的冷却及润滑装置。

风扇叶片及预旋片气动外形按Colar方法进行设计。桨叶的剖面为Clark Y翼型，预旋片的剖面为NACA6712翼剖面，止旋片头尾合为NACA0015翼型，中间为等绝对厚度段。整流罩由前、中、后三段组成，中段为等直径段，直径为3米，前后段合为飞船形，整流罩全长10.30米。整流罩壳体用4毫米钢板制成，它与动力段一样在中心线水平面上分上下两半，各有止旋片将其分别与动力段洞体连结成一体。上半部可打开对动力部分进行拆装和维修。整流罩内安装有驱动风扇的大电机及其机械传动装置，大电机固定在框架上，框架由通过下侧两止旋片中的支柱连接在洞外的钢支架上。整流罩前后两段下方均开有人孔^[3]。

大电机由一台10千瓦的离心鼓风机进行强迫冷却，电机的轴承除采用油令润滑外，还装有循环油路润滑装置。

8. 风洞的冷却

NH-2 风洞是一个闭口回流风洞, 温升将是风洞正常运转的严重威胁, 我们对此给予了足够的重视, 不仅在风洞的结构上有降温措施——三个拐角导流片通水冷却, 而且给风洞盖起了遮阳装置, 避免夏季太阳下高温直接传给洞体。因为风洞是钢结构, 热容量小, 导热系数较大。我们曾做过一些调查: 夏天中午前后, 室温是 35°C 的时候, 在阳光下的洞体内温度达 51°C , 这就是说遮阳装置使温度下降了 16°C 。另外, 由于是钢洞体, 导热较快, 洞内温度会很快通过洞体传到外面大气里, 对降低洞内温度也起到了积极的作用。

9. 风洞洞体的胀缩问题

NH-2 风洞总长 68 米多, 而且南京地区冬夏温差可达 50°C , 因此洞体的胀缩量是相当可观的。在风洞设计中如不充分考虑由胀缩量而引起的应力问题, 则洞体或者风洞支座都有造成破坏的可能。我们认为在风洞支架上来考虑消除这种应力较为合理。在风洞支架设计中, 除试验段和动力段采用较强的固定支架外, 其余的均采用弹性支架、柔性支架和滚动支架。原则上让离开固定支架愈远的其他支架自由度愈大。尽量使洞体和支架不受或少受由于温度改变、洞体伸长或缩短受到限制时所产生的应力。

10. 风洞的防振问题

在钢结构风洞设计中, 风洞的振动问题不应疏忽, 不管是积极措施或消极措施应有一个周密的考虑。我们考虑振动是由两个方面引起的, 其一是风洞动力部分的振动传给洞体, 其二是洞内气流脉动而引起的洞体振动。为了防止振动源动力段的振动传递给洞体其他部分, 除了动力段基础与其它部分基础隔开外, 在动力段两端还设置了隔振缝 (见图 7)。

隔振缝宽 100 毫米, 在缝两边洞体端面各焊上一圈厚为 5 毫米, 宽 85 毫米的钢板, 这两个圈的直径不一样大而套在一起又不能相碰, 两圈之间间隙为 5 毫米。在洞体内壁贴一层厚 1 毫米的软橡胶板作密封用。

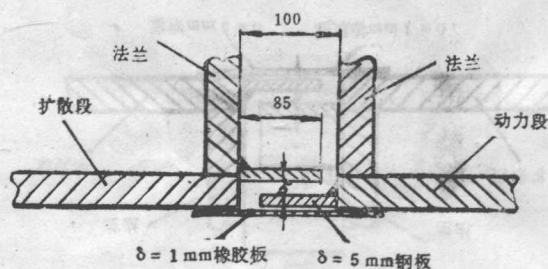


图7 隔振措施简图

至于气流脉动引起的洞体振动问题, 在风洞整个试验风速范围内, 由于气流脉动频率与洞体的固有振动频率相差较大, 故风洞洞体的振动很小。如果两者频率很接近, 则应由改变洞体固有振动频率的办法来解决洞体的振动问题。

参 考 文 献

- [1] 南京航空学院气动研究所低速组: “关于串列式双试验段低速风洞中前置试验段的扩散角问题”, 1977.10
- [2] 南京航空学院: “关于将南航 2.5 米 $\times$ 2.5 米低速风洞改建成回流式双试验段(串列)低速风洞方案论证报告”, 1973.2
- [3] 陈明岩、张文华: “NH-2 风洞风扇系统设计与安装报告”, 1981
- [4] 姚惠中: “NH-2 风洞的气动设计”, 1982.3
- [5] 龚允强: “NH-2 风洞的结构设计”, 1982.3
- [6] Alan Pope and John J. Harper: “Low-Speed Wind Tunnel Testing”, 1966
- [7] Jappa, R. G. and Ganzer, V. M.: “An Aerodynamic Feasibility Study of Two-Testing”, AIAA Aerodynamic Testing Conference, 1964
- [8] И. Е. Идельчик: “Гидравлические Сопротивления”, 1945
- [9] J. ARC, TR VOL IV, 1945

风扇系统的气动设计

陈明岩 张文华

摘 要

本文介绍南航NH-2风洞风扇系统(包括预旋片、风扇、止旋片)的气动设计方法。该风扇是按电机转速为500转/分、电机功率为1000千瓦、小试验段风速为85.66米/秒、采用Colar方法进行设计的。

实测结果表明,实际与设计基本相符,设计合理,效率较高。

符 号 说 明

- a' 半径 r 处的旋转干扰因子
- p_2 预旋片后、风扇前的静压
- p_3 风扇后、止旋片前的静压
- Q 驱动风扇所需的功率
- ρ 半径 r 处, 风扇前后空气的平均密度
- v 半径 r 处, 风扇前后轴向空气速度的平均值
- φ 空气相对于风扇叶片处合速度相对于风扇旋转平面的倾斜角
- B 风扇叶片数目
- W 半径 r 处, 空气相对于风扇叶片的速度。
- R_0 风扇梢端的半径
- R_1 风扇整流体的半径
- C 风扇叶片或预旋片的弦长
- C_D 翼型的阻力系数
- C_L 翼型的升力系数
- $t_{\max}$ 翼剖面的最大厚度
- β 半径 r 处, 风扇叶片或预旋片的弦长相对于风扇旋转平面的倾斜角
- θ 半径 r 处, 风扇叶片或预旋片的迎角
- θ_0 风扇叶片或预旋片的零升力迎角
- α_1 半径 r 预旋片入口处, 气流相对于风扇轴的倾斜角
- α_2 半径 r 处预旋片后, 风扇前气流相对于风扇轴的倾斜角
- N 预旋片的数目

一、前 言

NH-2 风洞风扇系统主要包括电机、预旋片(7片)、风扇叶片(8片)、轮毂、止旋片(5片)等。

风扇叶片外形的设计过程曾考虑了 Patterson 方法^[1]和修正的 Colar 方法^[2]。前者无预旋片,结构简单,由选定最大效率出发进行设计。后者除止旋片外,风扇前需增加预旋片,结构较复杂,从选定叶片数目、弦长、 C_L 进行设计。实际计算结果发现,按 Patterson 方法设计所得到的风扇,其弦长过长,且叶片处于负迎角下工作, C_L 值较低,同时在止旋片失速迎角验算时,发现止旋片的迎角大于失速迎角,而修正的 Colar 方法设计所获得的风扇,其弦长小些, C_L 值也较大。此外,因风扇前配有预旋片故风扇后止旋片不存在失速问题。根据两种设计方法利弊比较,本设计最后决定选用修正的 Colar 方法进行。

二、风扇叶片的气动设计

对于无预旋片情况,设风扇的旋转角速度为 ω , 风扇所在平面半径 r 处的空气角速度为 $\omega a'$, 风扇下游半径为 r 处的空气角速度为 $2\omega a'$ 。风扇叶片处的速度图如图 1 所示。

经过风扇半径为 r 处的微元 dr 所产生的推力

$$dT = 2\pi r dr (p_3 - p_2)$$

推力梯度为

$$\frac{dT}{dr} = 2\pi r (p_3 - p_2) \quad (1)$$

根据动量矩原理,力矩梯度等于角动量变化率,得

$$\frac{dQ}{dr} = 4\pi \rho v \omega a' r^3 \quad (2)$$

设叶片各剖面上的轴向速度 v 为常数,叶片的阻力略去,将推力和力矩梯度以环量 K 的形式表示

$$dT = dL \cos \varphi = B \rho K W \cos \varphi dr$$

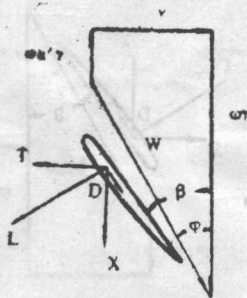


图1 风扇叶片处的速度图