

南 航 NH-2 低 速 风 洞

姚惠中 章子林 陈振民 李江河 龚允强

合 编

南 京 航 空 学 院

1981. 10.

V211.74
1022-1

前

言

“南航NH-2风洞”这本讲义是按空气动力学专业风洞实习教学大纲的要求编写的。供本专业学生在学完“风洞实验技术”这门课程后，具体熟悉和了解低速风洞的设计与使用之用。此外，也可供低速风洞实验技术人员参阅。

本讲义系集体编写而成。参加编写的人员有：龚允强、章子林、陈振民、李江河、姚惠中等。张文华、陈明岩、丘法等对本讲义的有关章节进行了校核。最后由姚惠中负责总编工作。

由于时间仓促、水平有限、加之NH-2风洞尚未全面投入使用，故讲义内容不尽完整，且难免有错误及不妥之处。希望大家提出批评和意见，以便今后逐步加以修改和补充。



目 录

第一章 NH-2 风洞的设计

概述

§ 1-1 NH-2 风洞的主要尺寸和性能数据

§ 1-2 低速风洞设计的一般程序

§ 1-3 低速风洞简要介绍

1. 低速风洞的分类及其试验发展概况

2. 低速风洞的基本工作原理

§ 1-4 NH-2 风洞的设计和构造

1. NH-2 风洞的设计依据

2. NH-2 风洞的气动设计

3. NH-2 风洞的构造设计

§ 1-5 NH-2 风洞的流场性能

第二章 风洞天平

概述

§ 2-1 天平主要技术性能

1. 天平测力范围

2. 天平静校公式、精度、灵敏度

3. 模型支杆型式及间距

4. 模型姿态变化许用范围、精度及速率

§ 2-2 天平主要结构和传力原理

1. 模型支撑和变态机构

2. 力(矩)的分解和传递系统

3. 力(矩)的感应和平衡系统

4. 力(矩)的显示和记录系统

§ 2-3 天平调校

1. 天平调整

2. 天平校准

3. 校准装置

§ 2-4 天平使用和维护

1. 天平使用常规

2. 天平维护

第三章 NH-2 风洞主动力控制系统

概述

§ 3-1 低速风洞中直流电动机的调速方法

1. 发电机——电动机无级调速系统

2. 可控硅——电动机无级调速系统

3. 两种无级调速系统的比较

§ 3-2 NH-2 风洞主动力控制系统概况

§ 3-3 NH-2 风洞主动力控制系统的保护

1. 大电机的过电流保护

2. 大电机的轴承保护

3. 大电机的励磁保护

§ 3-4 NH-2 风洞主动力自动调节系统

§ 3-5 NH-2 风洞主动力控制系统运行实测

参数及特性

§ 3-6 NH-2 风洞主动力控制系统的技术指标

第四章 低速风洞模型试验与数据处理

概述

§ 4-1 试验大纲的拟定

§ 4—2 数据处理梗概

§ 4—3 支架干扰的修正

§ 4—4 洞壁干扰的修正

1. 阻塞效应的修正

2. 升力效应的修正

§ 4—5 洞壁干扰修正公式与自修正风洞概念

§ 4—6 试验数据的表示法

1. 列表法

2. 图线法

3. 经验公式法

§ 4—7 试验报告的一般内容

附 录:

一、 重心位置的转换

二、 坐标轴系的变换

第一章 NH-2 风洞的设计

概 述

“所谓”风洞，就是在一个特殊设计的管道内，用动力设备（如风扇或高压气源）产生一股近似大气情况而又可以控制的气流，以进行飞行器模型气动力试验的一种设备。

到目前为止，风洞试验一直是飞行器研制中的一个重要手段。它除能模拟复杂流动外，还具有经济、安全、易于控制和测量等优点。对它的使用虽然有了近百年的历史，但迄今还是广为应用，而且有了新的发展。特别是近20年来，飞机日趋复杂，飞行器机动性要求增加，动态特性的测定尤为迫切，加之航天技术的突飞猛进，新气动力布局及其机理的深入探索以及快速大型计算机在风洞试验中的使用，这都对风洞的试验内容、测试技术和使用要求等方面提出了更高的要求。为此，通过风洞试验尽快地向风洞试验任务委托单位提供精确、可靠、稳定、经济的风洞试验数据，仍是我们风洞试验工作者为之奋斗的目标。

本章首先给出NH-2风洞的主要尺寸和性能数据。其次，简单介绍低速风洞及其工作原理。重点是讲述NH-2风洞的气动设计和结构设计。最后给出NH-2风洞流场性能的校测结果。至于鉴定本风洞常规测力实验数据精确度的标模试验（因尚未进行，暂缺），留待以后再作补充介绍。

§ 1-1 NH-2 风洞的主要尺寸和性能数据

1. 风洞型式：

闭口双试验段（串列）单回流式低速风洞，见图（1-1）

2 风洞结构形式：

风洞洞体及支承风洞的支架均系钢结构形式。

3. 风洞主要尺寸及性能：

(1) 风洞结构尺寸

总 长:	69.10 米
总 宽 (最大宽度):	22.84 米
风洞轴线展开长度:	150.86 米

(2) 大试验段

截面形状:	矩形切角
截面尺寸 (宽×高):	5.10 × 4.25 米 ²
长 度:	7 米
最大风速:	30.3 米/秒

(3) 小试验段

截面形状:	矩形切角
截面尺寸 (宽×高):	3.0 × 2.5 米 ²
长 度	6 米
最大风速:	87.7 米/秒

(4) 稳定段

截面形状:	扁八角形
截面尺寸 (宽×高):	8.80 × 7.60 米 ²
长 度:	6.80 米

(5) 大收缩段

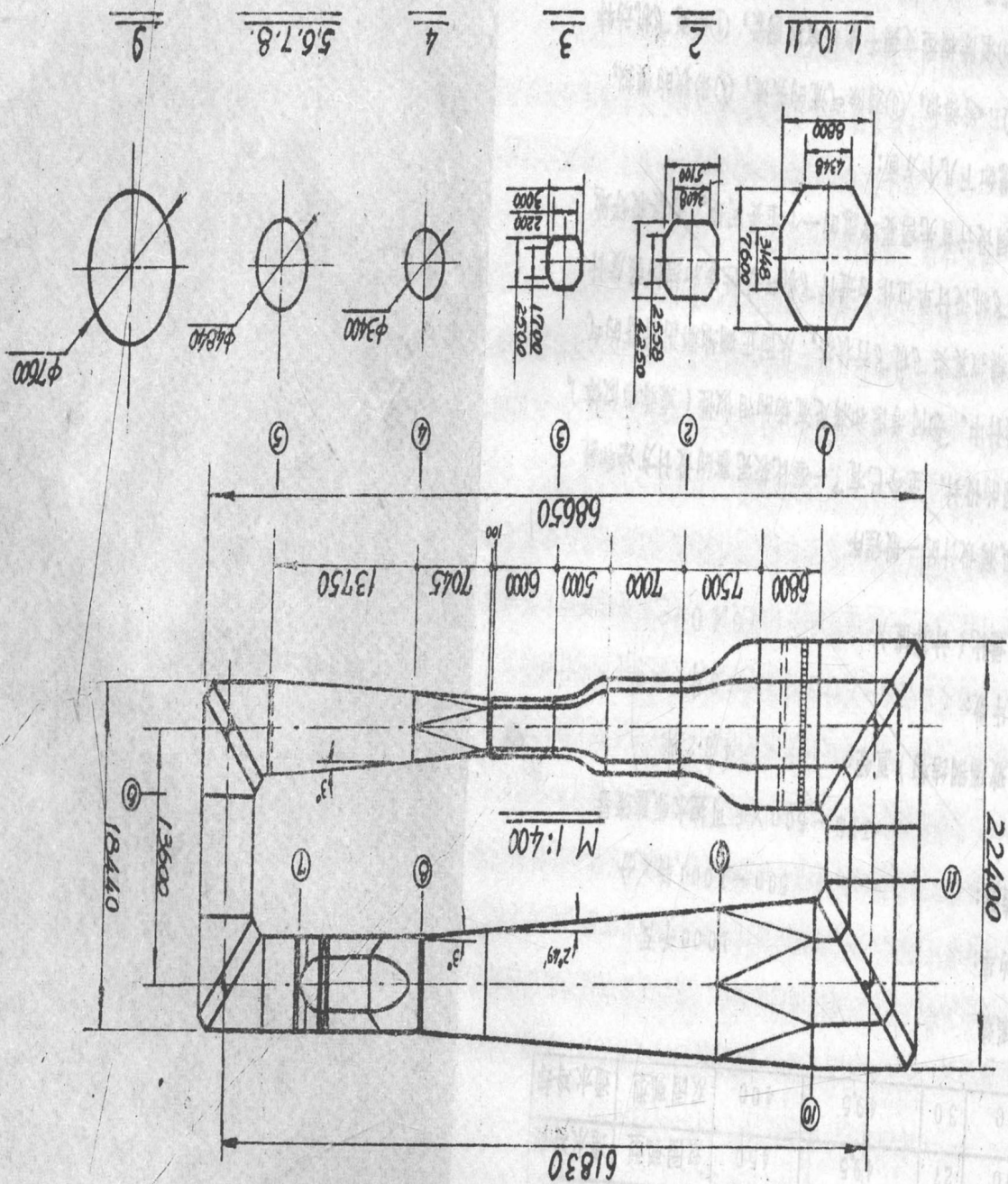
收缩比:	2.81
长 度:	7.5 米

(6) 小收缩段

收缩比:	2.89
长 度:	5 米

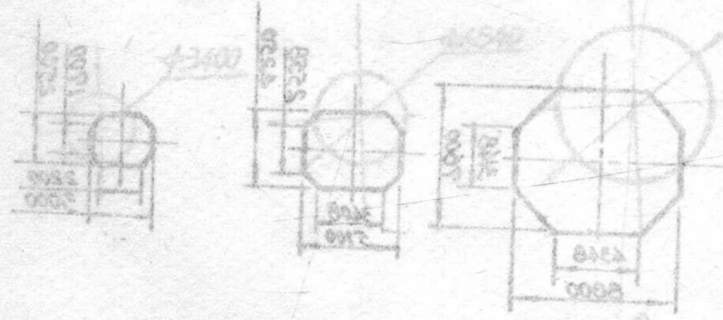
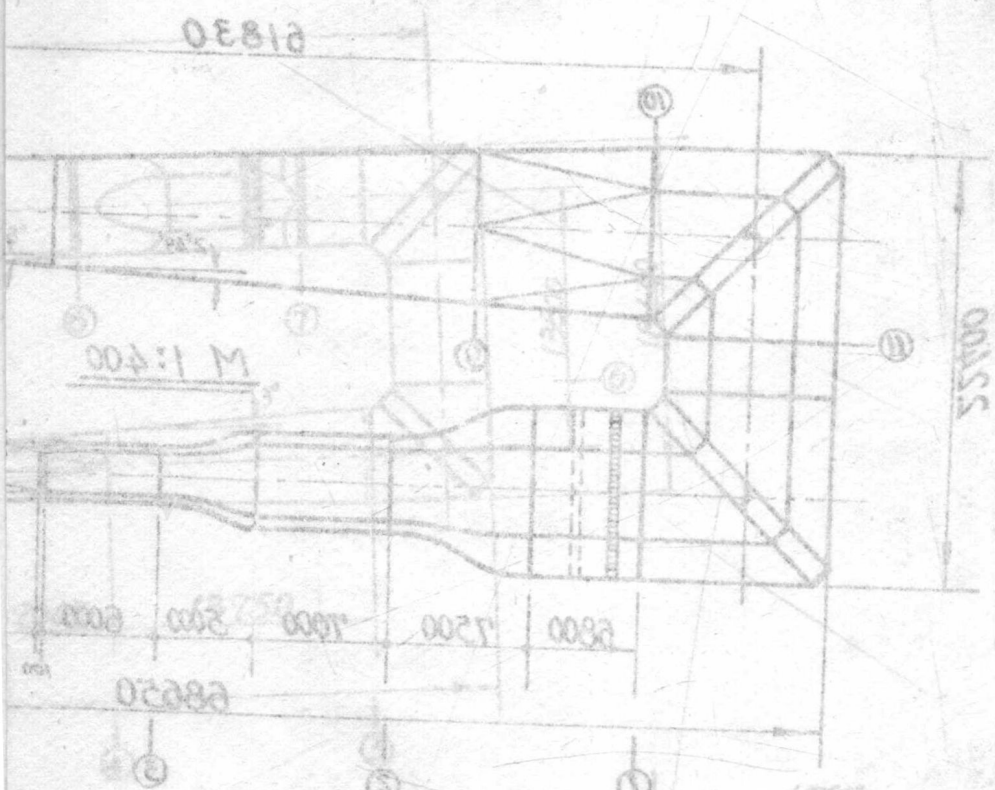
(7) 拐角及拐角导流片

图(1-1) NH-2 风洞试验模型图



- 3 -

- 4 -



E 2.57.8 11.01.1

拐角	导流片弦长 (毫米)	数量 (片)	导流片安装角 (度)	导流片间距 (毫米)	导流片形状	备注
1	900	16	48	400	圆弧带直线型	不通水冷却
2	900	14	48	450	双圆弧型	通水冷却
3	900	27	49.5	450	双圆弧型	通水冷却
4	900	30	49.5	400	双圆弧型	通水冷却

4. 动力系统

电机功率: 1000 千瓦

电机转速: 500 ~ 1000 转/分

电源: JBS - 500 X-6 可控水银整流器

风扇(玻璃钢结构)直径: 4.82 米

风扇叶片数: 8 片

5. 风洞能量比(计算值) 3.40

§ 1-2 低速风洞设计的一般程序

常规低速风洞的设计, 至今已有了一套比较完整的设计方法和经验。在低速风洞设计中, 如何考虑和满足流场的相似性(或称相似律), 使风洞实验尽量地模拟真实飞机飞行状态, 从而正确地测出所需的气动力系数, 以提供飞机设计单位作为进行飞机气动性能和结构强度计算的依据, 这是风洞设计首先需要考虑的一个主要问题。若要较好地模拟的话, 必须考虑如下几个方面:

① M 数模拟; ② R 数模拟; ③消除气流的紊流; ④形状的模拟; ⑤消除洞壁干扰; ⑥消除模型支架干扰等有害因素; ⑦研究飞机动特性时的动态模拟, 等等。其中, ①、②、③与风洞的总体设计参数有关; ④、⑤与模型尺寸及试验段尺寸等有关; ⑥、⑦虽说也与风洞的总体设计有关, 不如说主要是与解决试验装置和测试仪器问题有关。

对低速风洞来说, 由于速度比较低。最大风速一般小于135米/秒 ($M \leq 0.4$), 气流的流动可看作是不可压缩的, 所以 M 数模拟可以不考虑。而②、③、④、⑤诸方面则应按主要试验对象的不同要求分别给予相应的考虑和保证。

具体地说, 低速风洞设计的一般程序为:

1. 根据上级或委托单位提出的风洞设计任务书, 草拟初步设计方案, 并就方案提出论证报告。在该报告中应对照国内外同类风洞的设计实例, 分别对初步设计方案的优缺点作出比较与说明。同时还需对方案实施的可能性(如基建投资、施工条件和建设周期等)本着“勤俭办事, 加速建设”的原则作出客观的估计和分析。

2. 将初步设计方案及论证报告一并提交上级或委托单位审查, 确定其中某一可行方案或对方案有关部分提出设计修改意见。

3. 风洞设计单位(或人员)对已审查确定的方案或要求进行修改设计的意见, 逐一进行复核和更改, 调整并最后确定风洞的总体设计参数, 画出风洞气动外形图。

4. 根据最终方案, 再详细计算一次气动性能, 求出洞体内沿程的气流参数分布, 画出整个风洞的速度和静压分布曲线, 进而算出风洞各部件的压力损失, 求得风洞能量比。由此计算, 确定风洞所需的电机功率, 最后写出风洞设计计算报告。

5. 由风洞气动设计得到的最大气动载荷、总体设计尺寸与技术要求, 进行风洞风扇系统的气动设计和风洞各部件的强度及结构设计。同时进行风洞的支架设计。

6. 与此同时, 根据电机功率大小及风洞调速范围与调速精度要求, 进行风洞主动控制系统的设计。

7. 按风洞试验模型的要求, 设计或确定风洞的主要测试设备及

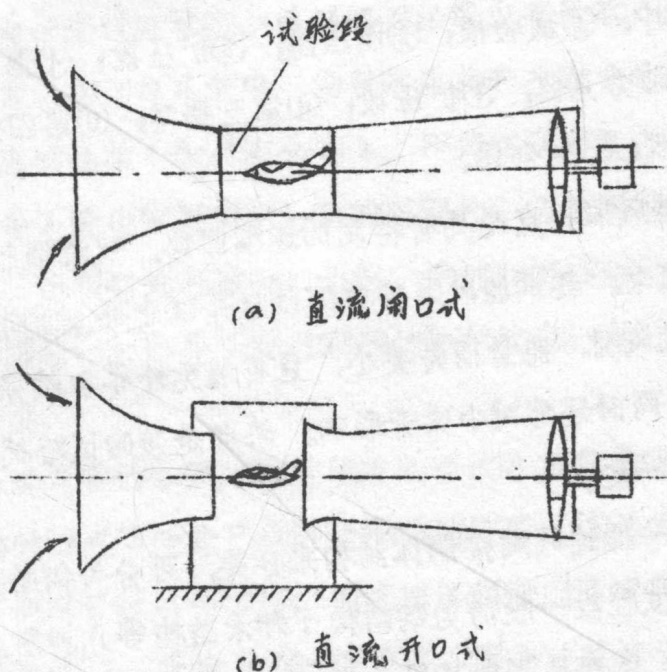
附属设备。(如测力天平及其校正装置, 风洞气流冷却系统, 等等)。

8. 根据风洞使用要求, 拟定风洞土建施工的工艺文件, 提交土建设计单位进行设计。其中对试验大厅、控制操作室、模型装配间及辅助用房等应全面考虑, 合理布置, 以方便工作为原则。

§ 1-3 低速风洞简要介绍

1. 低速风洞的分类及其试验发展概况

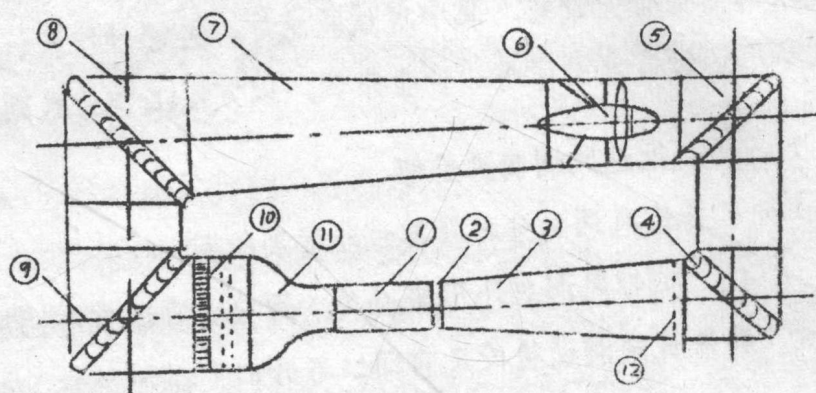
(1) 低速风洞按外形来分类, 可分为直流式和回流式两种基本型式。直流式风洞试验段又有闭口与开口(需加驻室)之分。如图(1-2)所示。这种型式风洞没有特定的连续回路, 气流通过试验



图(1-2) 直流式风洞

段后即经过扩压段减速而最后排到大气中去。由于具有一定能量的空气被白白地排出风洞之外, 因此, 动力消耗多而效率却不高。然而, 它却具有结构比较简单、造价低等优点。回流式风洞如图(1-3)

所示。它可分为单回流式、双回流式和环形回流式风洞三种型式。



图(1-3) 单回流式风洞

图中：①试验段；②调压缝；③扩压段；④第一拐角；⑤第二拐角；⑥动力系统；⑦扩压段；⑧第三拐角；⑨第四拐角；⑩稳定段；⑪收缩段；⑫安全网。

这类风洞特点是具有特定的连续回路。气流通过试验段后经回路作连续流动。其试验段同样有闭口与开口之分。就单回流风洞来说，它比之直流式风洞，能量损失要小。且可避免外界自然条件的干扰，气流脉动小，同时还能减小噪音影响。缺点是装卸试验模型不方便，风洞造价也高一些。

(2) 低速风洞按洞体结构来分类，可分为钢结构、钢筋混凝土结构（试验段一般仍为钢结构）和木结构等几种形式。

(3) 低速风洞按其用途来分类。又有二元风洞，三元风洞，烟风洞，自由飞风洞，汽车风洞以及其它用途的特殊风洞。如冰风洞，低紊流度风洞，等等。

尽管低速风洞型式多样，且试验研究对象也各有不同。但是，其工作原理基本上是一样的。

从世界各国航空发展的历史来看，关系飞机空气动力学的研究，

其风洞试验大部分是在试验段直径为2~3米，风速30~50米/秒的普通低速风洞中进行的。这种风洞还比较多的在世界上存在。但是，近20年来，低速风洞的口径已开始从过去的2~3米中摆脱出来而发展到现在的5~10米以至全尺寸的大型风洞，且风洞所需用的功率也已由过去的几十或几百千瓦发展到今天的30~40万千瓦这样的量级。例如，美国NASA正在设计中的一个全尺寸直流式风洞，其试验段尺寸为 39.5×60.8 米²，风速可达77米/秒，而动力系统所需功率竟高达324000千瓦。设计这种大型的低速风洞，主要是为了进行V/STOL飞机的试验研究。我们知道，V/STOL飞机的临界飞行状态是一个过渡状态。这时速度很低以至于零（悬停），而升力系数却很大。在闭口风洞中，洞壁效应将产生过大的诱导下洗，有可能破坏风洞内的流动（如气流分离）。即使在风洞气流不遭受破坏的前提下，诱导下洗也应限制在一定的范围内，以免洞壁干扰太大，不好修正，影响实验数据的可靠性。为此，设计和建造全尺寸的风洞，就能减小或基本消除过大诱导下洗对洞壁的干扰效应，从而大大提高实验数据的精确度。

在飞机向高速发展的今天，利用低速风洞试验来获得飞机在巡航状态或高速飞行时的气动性能已是远远不能满足了，该大部分的试验任务已转移到了跨超音速风洞方面，而低速风洞则以高速飞机的低速气动性能及飞机的起飞、着陆为其试验重点。但是，对于像上面所讲到的V/STOL机过渡飞行状态（从垂直上升到水平飞行）的试验研究，直升机旋翼动态特性的试验研究以及非航空领域里，如风力发电机的试验研究等等，低速风洞还是极为重要而必不可少的。

从上可知，低速风洞虽然在尺寸、速度或试验内容和范围等方面都有了新的发展和要求。但是从风洞结构本身来说，组成它的各个主

要部件却仍无本质上的变化。因此，我们在学习或进行风洞设计时，对风洞的各主要部件，如试验段、扩压段、拐角及拐角导流片、稳定段（包括整流装置）、收缩段及风扇动力系统等的作用和设计原理仍应很好地掌握和运用。关于这方面的内容将在§ 1—4“NH—2风洞的设计和构造”中加以介绍。

2 低速风洞的基本工作原理

低速风洞中空气的流动将遵循空气动力学中连续方程和伯努里方程这两个最基本的方程所确定的流动规律。具体内容不再赘述，但是要知它们的实际应用。

下面我们以闭口单回流低速风洞为例。见图（1—3）。扼要说明其工作原理。

安置在风洞第二拐角后的风扇由整流罩内的电动机带动旋转，由于风扇的作用，其后静压升高，风扇滑流（被风扇加速之轴向气流）沿动力段后面的扩压段运动而逐渐减速（由风扇旋转激起的周向气流，经风扇后止旋片导直，同时沿轴向向后运动），当气流到达第三拐角前，因该处截面较大，故流速较低，然后经第三、第四拐角导流片（其作用是减少气流分离，改变气流运动方向）后进入装有整流装置（蜂窝器和阻尼网）的稳定段（该段截面最大，流速最低）。气流通过该装置后就变为速度均匀的平行流。尔后在收缩段被加速，再进到试验段（该处截面最小，风速最大，且速度分布均匀）。为了让试验段出口的气流速度尽快地降低下来，以减少能量损失（气流在风洞管道内的能量损失与气流速度的三次方成正比），故试验段后应为扩散管道，气流通过扩压段而减速，最后，经第一、第二拐角导流片，再被导回到风扇处（风扇前设计有予扭片，作用是改善风扇工作状态，提高风扇效率）。这样，气流就不断地从风扇那里获得运动能量。克

服风洞内沿程压力损失，使气流沿回路作连续流动。这就是风洞工作的基本原理。

§ 1—4 NH—2 风洞的设计和构造

1. NH—2 风洞的设计依据

NH—2 风洞（串列双试验段单回流低速风洞）的设计依据是三机部（73）三技五号文件。文件中提出将原有试验段尺寸为 2.5×2.5 米²（正八角形）的直流式低速风洞改造为闭口单回流式低速风洞，以满足歼击机设计选型的常规及研究性试验及中小型直升机的基础理论研究的需要。根据这个改造要求，我们开始曾考虑了几种设计方案。但经计算、分析、权衡各方面利弊，本着充分利用原有风洞设备、节约投资和加速建设的方针，最后确定将直流式风洞改建为双试验段（串列）单回流式低速风洞。

2. NH—2 风洞的气动设计

由于NH—2风洞是在原直流式风洞的基础上改建而成的，所以原风洞的动力系统等仍将继续沿用并加以改进完善。原风洞电机功率为1000千瓦。为此，必须根据以上给定条件进行NH—2风洞的气动设计。从而确定该风洞的总体设计参数。

(1) 试验段设计

试验段是安装模型及进行气动力试验的地方，它是整个风洞的中心。试验段内的气流品质是反映风洞性能或风洞气动设计好坏的指标之一。但试验段气流的好坏又是风洞各组成部件性能好坏的综合体现。

① 试验段截面形状及尺寸的确定

试验段截面的形状有很多种，如圆形、椭圆形、正方形、矩形、八角形等。选择哪一种形状，主要是根据试验要求而定。总的原则是

在满足试验模型的形状和试验要求的前提下采用最小面积的横截面，以减少风洞的需用功率。

NH-2 风洞小试验段试验的主要对象是歼击机和轰炸机等，其展弦比不尽相同，前者小而后者大，因此在考虑试验段截面形状时，应兼顾两者的试验要求。

此外，试验段的尺寸（形状）和风速主要取决于所需要的试验雷诺数（ R_e ），根据歼击机常规测力试验的要求，一般认为，当 $R_e > 2 \times 10^6$ （以机翼的平均弦长为特征长度计算），由雷诺数引起的试验误差可以进行有效的修正。

综合以上诸方面的要求，小试验段截面形状采用矩形较为合适。此外，矩形截面对上下β转盘安装及工作人员在洞内装卸模型也较为方便。

为保证模型与实物的形状相似，模型不宜做得太小。同时，为了使模型的试验雷诺数（ R_e ）能达到二百万以上，我们决定取小试验段截面的宽度为3米，高度为2.5米（高度的确定，一方面根据模型试验的要求，另一方面应尽量减小洞壁效应影响。对于矩形截面来说，一般高宽比取7:10为宜，也可取为4:5）。按此截面尺寸及给定的电机功率（1000千瓦）计算，小试验段的最大风速可达88米/秒。另外，对小展弦比（ $\lambda \leq 3$ ）飞机模型，按机翼平均弦长计算得到的雷诺数 $R_{eb} = 3 \times 10^6$ ，已基本满足飞机模型常规试验所需要的雷诺数。

② 试验段长度的确定

小试验段截面形状及尺寸确定后，还需确定它的长度。为了使模型能处在一个气流较为均匀的流场中，模型的头部和尾部都应试验段入口及出口保持一定的距离。一般来说，如果闭口试验段截面的当量直径为D，则闭口试验段长度可取为（2~2.5）D。NH-2