

南航 NH-1 三音速风洞

程仁全 韩步璋 陆永定 韩珠凤 王琳

合 编

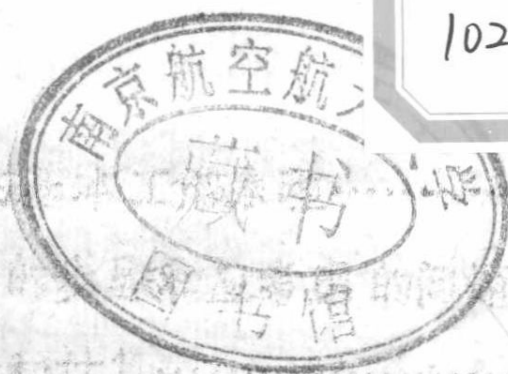
南京航空学院

1981.8.



30895276

V211.74
1021-1



前言

第一章 概述1-1

§ 1-1 风洞概述1-2

§ 1-2 NH-1 风洞简介1-3

§ 1-3 风洞工作原理和主要参数1-5

§ 1-4 主要试验项目1-6

第二章 气源系统的组成及功用

§ 2-1 空气压缩机2-2

§ 2-2 净化系统2-3

§ 2-3 贮气容器2-8

第三章 洞体的构造及原理

§ 3-1 总闸3-1

§ 3-2 快速阀3-1

§ 3-3 调压阀3-2

§ 3-4 稳定段3-3

§ 3-5 喷管段3-3

§ 3-6 实验段3-4

§ 3-7 扩压段3-9

§ 3-8 消音塔3-10

前三章参考文献及复习参考题3-11

第四章 应变式天平

§ 4-1 概述4-1

§ 4-2	应变测力器的基本工作原理.....	4-2
§ 4-3	天平总体设计的步骤和应考虑的问题.....	4-10
§ 4-4	典型元件分析和计算.....	4-17
§ 4-5	补偿电路.....	4-32
§ 4-6	应变天平的工艺问题.....	4-34
§ 4-7	应变天平的校正.....	4-35
本章参考资料及复习思考题.....		4-45

第五章 控制系统

§ 5-1	概述.....	5-1
§ 5-2	阀门系统的工作情况、结构选择及控制方式.....	5-1
§ 5-3	风洞压力的控制与调节.....	5-3
§ 5-4	自动印录装置及“ α ”机构传动原理.....	5-13
§ 5-5	高速风洞气流 M 数测量仪器.....	5-14

第六章 数据测量系统

§ 6-1	概述.....	6-1
§ 6-2	NH-1 风洞数据测试系统.....	6-1
§ 6-3	温度传感器及其配套部分.....	6-13

第七章 数据处理

§ 7-1	概述.....	7-1
§ 7-2	试验大纲.....	7-1
§ 7-3	对模型的要求.....	7-2
§ 7-4	与模型有关的原始数据.....	7-6
§ 7-5	座标轴系.....	7-7
§ 7-6	模型和天平载荷方向的规定.....	7-9

§ 7 — 7	天平静校公式及其求解方法	{7—10}
§ 7 — 8	纵向测力试验的角度定义	{7—13}
§ 7 — 9	轴系转换	{7—15}
§ 7—10	原始数据的获得	{7—16}
§ 7—11	实验数据的修正	{7—18}
§ 7—12	气动力和力矩系数的计算	{7—23}
§ 7—13	气动力导数、焦点和压力中心位置计算	{7—24}
§ 7—14	重复性误差计算公式	{7—28}
§ 7—15	有效数字的取舍和绘图比例	{7—29}
§ 7—16	绘制曲线	{7—30}
§ 7—17	整理实验报告	{7—31}
	思考题	{7—32}

前 言

本讲义是为适应空气动力学专业同学的风洞实践需要而编写的。

有关风洞的构造、原理、风洞实验技术及数据处理方法等风洞实际知识，对空气动力学专业的同学来讲是必不可少的。它不仅是对所学的理论空气动力学知识是一个很好的巩固，更重要的，它还是空气动力学的一个重要方面，同学们将来在从事科研、生产或教学工作关系极为密切。

根据空气动力学专业的培养目标，本讲义着重介绍 NH-1 高速风洞各组成部分的构造特点、功用及天平、巡检、控制等测试系统的特点、作用原理及高速风洞实验的数据处理方法。

本讲义同样也适用于其他专业同学了解 NH-1 高速风洞的需要。

本讲义第一、二、三章由程仁全同志编写，第四章由韩步璋同志编写，第五章由陆永定同志编写，第六章由韩珠凤同志编写，第七章由王琳同志编写。编写过程中得到许多同志的帮助，陆建同志校阅了第六章，谷嘉锦同志校阅了第七章。杨菊红同志描绘了一、二、三章插图，咸庆英同志描绘了第五章插图，特此致谢。

由于编写时间仓促，加之编者水平有限，本讲义错误之处在所难免，敬请批评指正。

南航 NH-1 三音速风洞

第一章 概述

§ 1-1 风洞概述

为了解决飞机或其它飞行器所碰到的各式各样的气动问题，必须把理论计算方法和模型实验方法密切结合起来，以便得到一般的规律性或具体的气动数据。

由于飞机或其它飞行器外形和流场现场都比较复杂，可靠的统计和使用数据只能从实验中得到。因此，一个现代式飞机或其它飞行器在研制过程中不仅要进行大规模的理论计算，更重要的是还要进行数以千计甚至万计实验小时的模型实验。因此，模型实验在飞机或其它飞行器的生产过程中占有相当重要的地位。

而风洞实验法已有数十年的历史，比较成熟和完善，因此在飞机或其它飞行器的气动力实验中应用更普遍、最有成效。可以说，在今天，不论在气动力问题的基础研究、应用研究以及飞机或其它飞行器的研制过程中都离不开风洞实验，它已成为气动力研究中最强有力的实验工具。

风洞就是利用一股人造气流流经模型来达到模拟飞机或其它飞行器在空中运动的设备。

风洞实验法的特点是：利用各种不同方法在一种特殊的管道内造成人工空气流动，然后把要做实验的模型用天平支架固定在这个管道中气流最均匀，风速最大的实验段中，气流吹过模型时作用在模型上的气动力通过天平传到测量仪器上去，从而取得作用在模型上的各种气动力实验数据。

风洞的分类。从风洞速度范围大小可分为：低速风洞（一般 $V \leq$

100米/秒)、高亚音速风洞(一般 $0.3 \leq M \leq 0.8$)、跨音速风洞(一般 $0.5 \leq M \leq 1.5$)、超音速风洞(一般 $1.5 \leq M \leq 4.5$)、高超音速风洞(一般 $4.5 \leq M \leq 10$)、极高速风洞(激波风洞)(一般 $M > 10$)；从风洞的结构型式来看可分为：直流式风洞、半回流式风洞、回流式风洞等；从驱动风洞的方法可分为：用高压气罐中的高压空气下吹，用大真空容器下吸，或用旁边引射的方法等；从风洞工作时间的长短可分为：暂冲式(间歇式)风洞、连续式风洞等。
.....

§ 1-2 NH-1 风洞简介

南京航空学院 NH-1 风洞系属直流暂冲下吹式的跨音速风洞。该风洞参考了 AT-1 半回流暂冲下吹式跨音速风洞设计而成。设计工作于 1958 年开始，1959 年下半年开始正式筹建，1964 年建成。NH-1 风洞示意图见图(1-1)。NH-1 风洞大体上由三大部分所组成。即气源系统(包括空气压缩机、除水、除油、除尘装置和贮气容器等)，洞体(从阀门一直到排气口的整个管道)和自动控制和测示系统(包括阀门控制、压力控制、模型状态控制和天平测试、巡回检测系统、计算机以及纹影仪装置)。

1. NH-1 风洞的气源系统包括动力站(空气压缩机房)，气源净化系统(净化间)和贮气容器(气球和气罐)等三部分。

NH-1 风洞有二个空气压缩机房。1[#]空气压缩机房配置了二台 1-40/8 型和一台 1-20/8 型的空气压缩机。2[#]空气压缩机房配置了四台 L8-60/8 型空气压缩机。该机冷却由水池、冷却塔组成。

从空气压缩机排出的气体，必须经过净化处理，即除去水、油和

灰尘，才能成为试验气体。NH-1风洞有二个净化间，分别与二个空气压缩机房配套，自成系统。净化系统由后冷却器、油水分离器、除油器、干燥器及除尘器所组成。

由空气压缩机排出的气体，都以压力的形式贮存在贮气容器内。NH-1风洞的贮气容器共有四个 $\varnothing 8$ 米的贮气球和十四个 $\varnothing 3$ 米的贮气罐所组成。总容积为 2120米^3 ，表压为8大气压。

2. NH-1风洞的洞体部分是由总管、总闸、快速伐、调压伐、稳定段、喷管段、试验段、扩压段和消音塔所组成。风洞的全长有40米（不包括总管的长度）。

总闸是贮气容器通向风洞洞体的第一道闸门，通常处于关闭状态以切断气源而起到保护快速伐的作用。

吹风前打开总闸。在吹风时瞬间打开快速伐（约4秒钟），形成一股强大的气流，通过调压伐的自动控制，可以使风洞在不同 M 数条件下，调压到需要的稳定段压力，并在吹风过程中自动保持恒定。经过稳定段，使高速气流的流速在该段慢下来，并使气流均匀。具有一定压力的均匀气流流经喷管段，以致在实验段中能获得试验所要求的不同速度的气流。

喷管安装在插入箱内。NH-1风洞共分南、北两个插入箱，交替使用。在插入箱内安装 $0^\# \sim 8^\#$ 共十对喷管。 M 数范围为 $0.5 \sim 3.5$ 。

NH-1风洞实验段截面尺寸为 $600\text{mm} \times 600\text{mm}$ ，长度为 1580mm ，实验段上下为可调动的壁板，在超音速试验时用实壁，在跨音速试验时用变开孔壁板。开孔壁板的作用是为了获得跨音速气流。在实验段的两侧，装有 $\varnothing 235\text{mm}$ 的观察窗，可以进行激波流态的观察和照相。换上钢窗，可以进行半模试验以及其它特殊试验。天

平和刚性支架均安装在实验段的后部。模型位置正好在观察窗可以观察到的部位。

最后气流流经扩压段后排出。扩压段的作用是减少能量损失提高风洞的经济性。在亚音速排气口的周围，建造了消音塔。消音塔的作用是减少环境噪声。

3. NH-1 风洞配置有自动控制和测示系统。在试验中能准确地自动采集、记录数据，并进行数据自动处理。根据不同的程序可从计算机中即时算得可靠的有关的气动数据。

以上就是 NH-1 风洞的概况。总之，口径为 $600\text{ mm} \times 600\text{ mm}$ 的 NH-1 风洞，其试验马赫数可以从 $0.5 \sim 3.5$ 。在这 M 数范围内既可以做一般性常规试验，也可以做特殊试验。经过流场校测和标模校测的鉴定，证用了 NH-1 风洞性能良好。适合于为我国国防生产，科学研究和教学服务。

§ 1-3 风洞的工作原理和主要参数

NH-1 风洞的工作原理，就是能量以压力的形式贮存在贮气容器内，即空气压缩机不断地把空气（通过净化）向贮气容器里充气，使贮气容器里压力不断增加，NH-1 风洞的贮气容器一般充到 7—8 大气压（表压）。把长时间蓄存的能量在很短时间里释放出来，即快速伐瞬间打开，形成气流。鉴于稳定段的自动调压使稳定段和排气口外的大气压在一定时间里形成恒定的压力比。气流通过不同的拉瓦尔喷管在实验段内形成对应的超音速气流，通过音速喷管及开孔壁板，在实验段内形成跨音速气流。并且可通过改变稳定段的前室总压来分别获得所要求的对应的跨音速气流。这就是 NH-1 风洞的工作原理。

NH-1 风洞的主要参数：

风洞类型：直流冲击下吹式跨音速风洞。

实验段尺寸：600 mm × 600 mm

喷管：二元固壁喷管。

马赫数范围：1.50；1.75；2.00；2.25；2.50；3.00
3.25；3.50 （超音速）

0.5 ~ 1.20；1.35 （跨音速）

动压范围：5600 ~ 7000 [公斤/米²] （超音速）

2200 ~ 5500 [公斤/米²] （跨音速）

单位雷诺数范围 [R_e/米]：2.3 ~ 4.2 × 10⁷ （超音速）

1.3 ~ 2.3 × 10⁷ （跨音速）

风洞工作时间：1.5 ~ 2.0 [分]

贮气容器的容积：2120 [米³]

吹风间隙时间：30 ~ 45 [分]

§ 1-4 主要试验项目

NH-1 风洞实验段截面尺寸虽不大，但它几乎可以进行大型跨、超音速风洞所能进行的全部试验并得出可靠的结果。

NH-1 风洞的主要试验项目可分成三类：第一类是常规性试验，第二类是特殊性试验，第三类是基本理论的研究。下面作一扼要的介绍。

1. 常规性试验：这一方面的主要内容有①测力试验；②测压试验；③进气道试验。

(1) 测力试验：包括纵向、模向试验，部件干扰试验等。对飞机设计来说，它是风洞气动力实验项目中最基本、最重要的一个项目。把模型偏转 90°，可进行模向试验。

通过此项试验可以得到模型在不同飞行状态 ($M, \alpha, \beta \dots$) 下最基本的气动力系数, 如 $C_x, C_{y1}, C_z, m_x, m_y, m_z$ 。根据这些系数, 可以准确地算出飞机的主要性能, 从而确定最合理的气动力布局。

(2) 测压试验: 测压试验对 $NH-1$ 风洞来说, 也是大量的和十分重要的。测压试验主要是得到飞机各主要部件 (如机翼、机身、尾翼、减速板、悬挂物等) 表面的压力分布, 作为强度计算的原始数据。

(3) 进气道模型试验: 主要测出进气道总压恢复系数 σ 与流量比 φ 的关系, 测出进气道出口处的速度分布与压力分布是否均匀, 测出进气道的外阻与附加阻力, 测定进气道在一个相当大的工作范围内保持稳定流动情况下的特性。用以验证设计性能。

2. 特殊性试验

(1) 铰链力矩试验: 通过试验可测出模型各操纵面铰链力矩系数的导数 $m_{\dot{\alpha}}, m_{\dot{\alpha}\dot{\alpha}}, m_{\dot{\alpha}\dot{\beta}}, m_{\dot{\alpha}\dot{\gamma}}, m_{\dot{\beta}}, m_{\dot{\gamma}}$, 以及各翼面的压力中心随 M 数的变化, 作为飞机设计时稳定操纵计算的原始数据。

(2) 弹射座椅试验: 为了确保飞行员生命安全, 高速飞机必须装有紧急救生设备——弹射座椅。弹射座椅试验是通过测压和测力试验来确定人体上所受的气动载荷, 以及座椅离开飞机后的运动稳定性, 弹射轨迹等。

(3) 动安定性试验: 通过动安定性试验, 可测得飞机的 $m_x^{\omega_x}, m_{\dot{\alpha}}, m_y^{\omega_y}, m_z^{\omega_z}$ 等动安定性导数, 作为科研和飞机设计的原始数据。

(4) 颤振试验: 在飞机设计时, 为了使飞机在最大速度范围内不出现颤振现象, 因而就要求飞机有足够的刚度以及合理的质量分布, 刚度分布。通过颤振试验可得到各种不同飞行高度下的临界 M 数。

(5) 热传导试验: 此项试验技术要求较复杂, 通过它可以测出飞

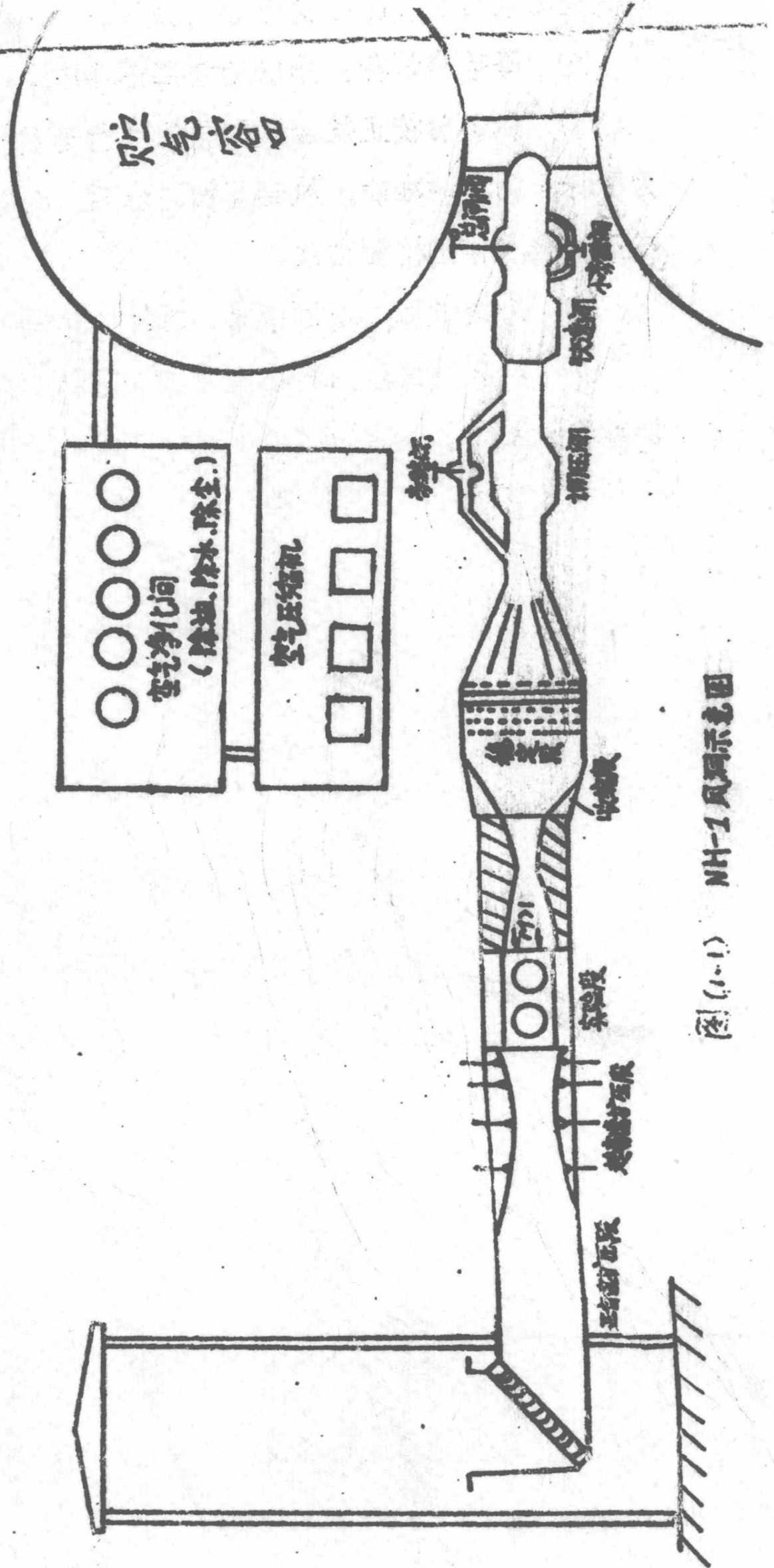
机模型的表面温度分布及热导数系数。

(6) 降落伞试验：用以测量降落伞的 C_x 值。

(7) 风速管校正试验：飞机的飞行速度一般都用风速管进行测量。为了保证测量的准确，风速管制造好后，必须进行校正，在风洞中进行校正试验，作出校测曲线。

(8) 抖振试验：通过试验，得到临界马赫数和抖振边界。

(9) 声环境试验：测定模型上的脉动压力系数，以提供给声环境设计。保证飞行器的工作人员在安全噪声下工作。



图(1-1) NH-1风洞示意图



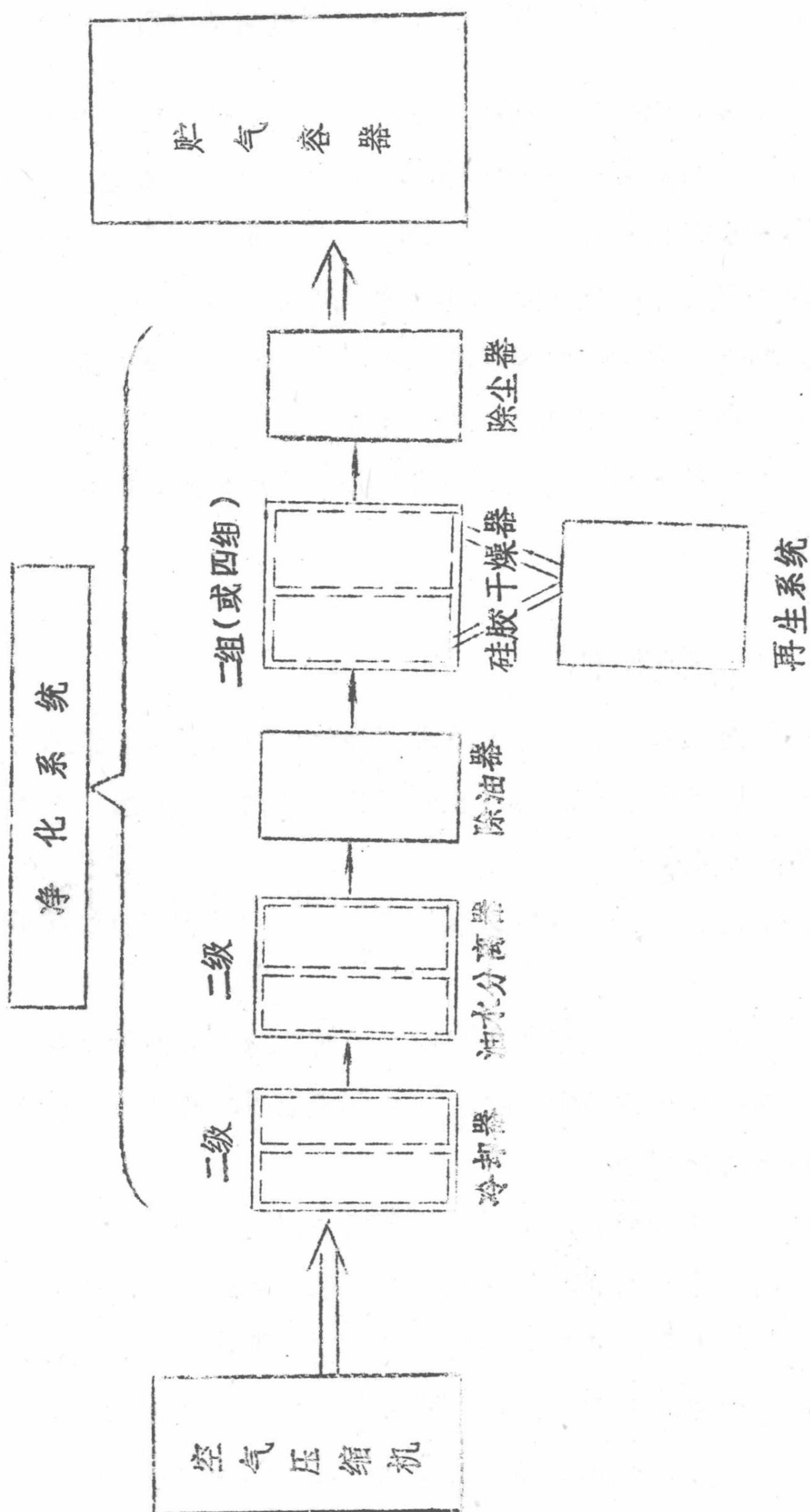


图 2-1-1 NH-1 风洞气源系统示意图

第二章 气源系统的组成及功用

为了维持风洞的正常运转，对于进入风洞的实验气流有以下基本要求：①它必须具有一定的能量，即需要足够的压力比。这个能量是用来克服风洞各段的损耗；②它必须具有一定的流量；③该气流必须是干净的气体，即气体必须经过净化处理。

为风洞提供合乎上述要求的气流的设备称为气源系统。

正如典型的下吹式风洞一样，NH-1 风洞的气源系统包括空气压缩机、净化系统和贮气容器等三部分，下面分别加以介绍。见图(2-1)。

§ 2-1 空气压缩机

空气压缩机是风洞的气流源泉。通过电机转动带动活塞往复运动来压缩气体，为风洞不断的供应以一定压力的工作介质。NH-1 风洞的工作介质是空气。

空气压缩机的工作原理。现以 L8-60/8 型空气压缩机为例说明之。

L8-60/8 型空气压缩机为 L 型二级双缸复动水冷式，立式为一级汽缸，卧列为二级汽缸。由同期电动机之转子直接按装在曲轴一端，以驱动压缩机。

当启动装置开启后，电机和压缩机都进入正常运转。压缩机通过曲轴，连杆，十字头使活塞在汽缸内作往复运动。当活塞由外死点向内死点开始移动时，汽缸内活塞外侧处于低压状态，空气通过进气阀进入汽缸；当活塞由内死点向外死点移动时，吸气阀门关闭，汽缸内的空气则被压缩而提高压力，当压力超过排气阀外空气压力时，排气

伐打开,开始排出压缩空气。当活塞达到死点时排气完毕。到此完成一个工作循环。如此活塞重复往复运动,则不断的排出压缩空气。气体经过一级气缸压缩,再经过中间冷却器冷却后,进入二级气缸,同样经过再次压缩经过净化系统进入贮气容器。

L 8 - 6 0 / 8 型是复动式的,活塞的外侧和内侧同时工作。外侧进气时,内侧为压缩与排气;内侧为进气时,外侧为压缩与排气。

N H - 1 风洞配置一台 1 - 2 0 / 8 型空气压缩机,二台 1 - 4 0 / 8 型空气压缩机和四台 L 8 - 6 0 / 8 型空气压缩机。

§ 2 - 2 净化系统

从空气压缩机排出的气体必须经过净化处理。即除去水、油和灰尘,才能成为试验气流。净化系统的作用具体来说:①使空气含水量降低,以免水汽凝结对风洞流场所造成的影响大于风洞本身的流场偏差;②要无油,以免沾污试验设备;③含尘量低,保证价格高昂的试验模型不致于被打坏。

净化系统由后冷却器、油水分离器、除油器、干燥器及除尘器所组成。

1. 后冷却器

作用原理:后冷却器位于净化系统之首,其作用是冷却来自压缩机的高温空气,冷却后的空气温度要求降低到 25°C 以下。因根据 N H - 1 风洞多年的工作实践,当 25°C 以下的空气温度才能比较有效地除水和除油。冷却的目的有二:一是通过冷却使压缩空气中部分水汽被凝结出来。这是因为空气中含有大量气态水汽,经压缩后水分压提高,当高于当地饱和蒸汽压时就会凝结出来。但压缩后空气温度提高,饱和蒸汽压也提高,这妨害了水汽凝结,所以压缩机后需要后