

# 第 1 章 概论

## 1.1 风洞及其用途

### 1.1.1 风洞在飞行器研制与发展中的地位和作用

风洞在气动力研究和飞行器气动设计中一直起着非常重要的作用。空气动力学的许多重要理论，如俄国科学家儒科夫斯基（Н.Е. Жуковский）的空气螺旋桨理论，德国科学家普朗特（L. Prandtl）的边界层理论，都是在风洞试验中经过大量观测后才提出来的，并且它们的应用又得到了风洞试验的验证。在飞行器的研制和发展中，风洞的作用更为明显。从 1930 年世界上出现第一架飞机以来，所有飞行器的研制都离不开风洞。很多气动布局的新技术，都是在大量的风洞实验中取得的。例如，从 1927 年到 1941 年，飞机的最大飞行速度大约由 180 km/h 提高到 600 km/h 左右，增加到 3 倍多。如果单靠提高发动机功率来取得速度增长，则需把发动机功率提高到 27 倍以上，但实际上发动机功率仅增加了 3 倍。飞行器速度的增加，主要是由于减小了飞机的废阻力，尤其是各部件之间的干扰阻力。当时这些减阻措施都是经过风洞试验后提出的。又如 1940 年后的层流翼型，1950 年后的后掠翼、三角翼布局，1960 年后的变后掠翼和超临界翼型，1970 年后的边条翼等，都是先在风洞中进行了大量的试验后才运用到飞机设计中去的。

1871 年英国弗兰克 H·韦纳姆（Frank H. Wenhan）在格林威

治建造了世界上第一座风洞。它是一个截面为  $45.7\text{ cm} \times 45.7\text{ cm}$ ，长为  $3.05\text{ m}$ ，两端开口的木箱。用蒸汽马达驱动风箱，使空气以  $17.9\text{ m/s}$  的速度通过风箱。1914 年法国的艾菲尔（Eiffel）建造了没有回路的开路式风洞。1917 年德国的普朗特（Prandtl）设计了闭口回流式风洞。第一次世界大战以后，由于使用了金属结构材料，出现了单翼机，再加上翼剖面和机翼平面形状的改进，飞机速度有了很大提高，同时，发动机功率也有了很大提高。因而提出了一系列空气动力问题，例如，如何提高螺旋桨的效率；在较高雷诺数下翼剖面及其他模型的特征；如何减小飞机的废阻力等等。为了解决这些问题，从 1925 年至 1933 年期间，低速风洞向大型和高速两个方向发展。一些比较大型的风洞可以进行全尺寸的螺旋桨试验，用以改进螺旋桨的叶片几何形状及其与发动机、飞机之间的相互位置等等。1933 年美国建成了第一个全尺寸风洞，可以在真实飞机或全尺寸模型上研究如何减小飞机各部件以及它们之间相互干扰所引起的废阻力。同时也出现了高速风洞，用以研究螺旋桨转速增高和直径加大所引起的尖部气流的压缩性影响的问题。1944 年在美国阿姆斯（Ames）研究中心建成了一座  $12.2\text{ m} \times 24.4\text{ m}$  大型风洞，1982 年为满足直升机和新型垂直短距起落飞行器的需要，对该风洞又作了重大改造，增加了一个  $24.4\text{ m} \times 37.6\text{ m}$  的新试验段。直到今天，此风洞仍是世界上尺寸最大的风洞。

早在 1932 年，为了解决炮弹的气动力问题以及研究超声速流动的一般规律，阿克雷特（G. Ackerret）教授在瑞士建造了一个连续式的超声速风洞，试验马赫数为 2。为了克服驱动功率不足困难，风洞采用了低于大气压力的工作状态，虽然雷诺数低，但降低了功率。在这种类型的风洞中进行的试验研究工作为超声速飞行器的设计打下了基础。1956 年，美国空军阿诺德工

程发展中心建成了当今世界上最大的超声速风洞，试验段尺寸为  $4.88\text{ m} \times 4.88\text{ m}$ ，马赫数范围为  $1.5 \sim 4.75$ ，风洞功率达  $161\ 000\text{ kW}$ 。

跨声速风洞的出现是在超声速风洞之后。1947年，美国航空航天局（NASA）兰利研究中心采用试验段洞壁开槽的方法，研制成功世界上第一座跨声速风洞。正是根据这个风洞所取得的试验资料，1948年飞机第一次突破了“音障”。目前世界上约有30座大型跨声速风洞，大多是1950年后建造的。其中最大的是美国兰利研究中心的LRC  $4.88\text{ m}$  风洞、TDT  $4.88\text{ m}$  风洞及美国空军阿诺德工程发展中心的AEDC  $4.88\text{ m}$  风洞。能获得最高雷诺数的是1984年建成的美国兰利研究中心  $2.5\text{ m} \times 2.5\text{ m}$  国家跨声速设备（NTF），最高雷诺数可达  $1.20 \times 10^8$ 。

迄今为止，世界上已建有各种尺寸，不同速度范围，各种类型的风洞数百座。其中美国约114座主要为NASA和工业部门所有。苏联拥有60多座，主要集中在中央流体动力研究院（TSAGI）、中央机械制造研究所（RIBM）及新西伯利亚航空研究所（SIBNIA）。英、法、加、德、荷、日等6个国家约有70余座风洞。

我国第一座风洞是1934年清华大学自行设计的  $1.52\text{ m}$  低速风洞。该风洞于1936年建成，后因日本侵华战争爆发，北京沦陷，此风洞被毁。从1958年我国开始建造生产性风洞，经过40余年的发展，目前已有低速风洞13座，跨超声速风洞15座，高超声速及超高速试验设备16座。中国空气动力研究与发展中心（CARDC）的  $8\text{ m} \times 6\text{ m}/12\text{ m} \times 16\text{ m}$  双试验段直流式低速风洞、 $2.4\text{ m} \times 2.4\text{ m}$  引射式跨声速风洞、2 m 激波风洞及200 m 自由飞弹道靶等设备均居亚洲第一。另外，还建成了一批用于教学、研究的小型风洞。国内现有的这些风洞为我国自行研制各类飞机、导

弹、飞船、卫星及火箭提供了大量试验数据，为独立自主发展我国航空航天事业作出了很大贡献。

### 1.1.2 风洞在工业空气动力学方面的应用

随着科学技术的发展，风洞已拥有越来越广泛的应用空间。不仅飞行器研制离不开风洞，如今，环保、建筑、桥梁，汽车、乃至运动员也要在风洞里进行试验。风洞试验技术已从航空航天领域拓展到各行各业。

工业空气动力学主要是研究在大气边界层中的风与地球表面上人类活动及其劳动成果间的相互作用。它是经典的空气动力学与气象学、气候学、结构动力学、建筑工程等互相渗透和促进而形成的。当大气流过地面时，地面上的粗糙元，如草、庄稼、树木、房屋、结构物、高低不平的地形等给大气以摩擦阻力。这种摩擦力向上传递，随高度增加而逐渐减弱直到某一高度处便可忽视。这高度随气象条件、地形、地面粗糙度等因素而变化，这样一层受地面摩擦力影响的大气层称为大气边界层，大约距地面 300 m 至 2 000 m。大气边界层的特性对风工程或工业空气动力学问题的研究及工程实践有非常重要的意义。

早在 1930 年左右，英国国家物理实验室就已经利用航空风洞进行有关建筑物和构筑物受风的影响的研究工作。1940 年，美国塔科姆（Tacoma）桥的倒毁，对桥梁的风振研究起了很大的推动作用。20 世纪 60 年代初期，美国的塞马克（Cermak）教授建成大气边界层风洞，对风工程的实验室研究有一定的促进。1965 年英国渡桥（Ferrybridge）电站的 8 个大型冷却塔在大风中倒塌了 3 座，风载荷和风振问题更引起了各国有关人士的注意。

随着工业技术和经济水平大规模的迅速发展，新的城市不断出现，城市人口过度集中，工厂企业林立，居民生活用燃烧石化

燃料排出的煤烟、各种类型工矿企业排放出的烟气、各类交通工具排放出的尾气构成了对大气的污染源。因而各国都极为重视对大气污染的防治，为对工业区进行大气环境质量评定，进行大气污染扩散与质量迁移的研究工作，相继建造了一批大气边界层或环境风洞。

我国风工程与工业空气动力学研究在 1950 年后就已开始，大发展则始于 1980 年。最早是研究风对建筑 and 结构的作用，风的作用表现在平均风载荷、脉动风载荷、风振、通风和热损失等。这些大都是利用风洞进行缩尺模型试验，如广东茂名电厂双曲线自然通风冷却塔的风洞缩尺模型试验，测量了平均风压、脉动压力和内压分布；成都万人体育馆、“珠江帆影”高层建筑和五和塔等模型的风载荷试验，上海锦江宾馆分馆钢结构高楼气动弹性模型动态响应的风洞试验；各种桥梁的节段模型静态和动态、全桥气动弹性模型风洞试验等。

1980 年后我国陆续建成了 20 余座试验段截面 1 m 以上量级的大气边界层（或环境）风洞，进行大气污染扩散与质量迁移的风洞模型试验，对大气污染扩散与质量迁移进行模拟研究，对所在地区的大气环境质量作出评价。用这些风洞还可进行深凹露天矿自然通风的模拟试验；进行防风固沙林风洞模拟试验；对铁路防护工程进行风洞实验研究，可测定阻沙带有效挡风沙的距离，开展风雪流形成机制、运行规律、各种路基的雪堆积过程及预防措施的模式研究。

汽车、火车等交通工具一般利用航空风洞进行缩尺模型或实车的空气动力试验。通过测力试验及流态观察试验，研究车头和车尾部的彤设计、车篷对减阻的贡献、汽车发动机冷却流及汽车附件和车厢布局的影响，以减小阻力，提高横摆稳定性。

在体育运动中，为了提高比赛成绩也常进行风洞试验。如对

标枪进行了风洞测力试验和分析，在此基础上提出标枪气动设计的原则和标枪飞行性能的优化条件；对铁饼投掷运动的低速风洞试验，以确定最佳的投掷角、投掷倾角及旋转速度；对自行车及头盔的风洞试验，可以得出最佳的骑行姿势和跟骑距离及车体整形减阻效果；风洞试验也用于对游泳阻力影响的研究；滑雪运动员的最佳姿态及比赛用帆船的最佳驶帆角也都由风洞试验来研究。

## 1.2 风洞的分类、组成及其设计特点

### 1.2.1 风洞的分类、组成

风洞设计的主要任务是在动力装置功率最小和成本最低的情况下，提供各种速度范围内模型试验所必需的气动力环境，即希望在一个简单的风洞中能大范围地改变各种相似参数。然而经验表明，在技术上和经济上这都是不现实的。通常将马赫数  $Ma$  划分为 4 个范围，从而导出 4 种基本类型的风洞： $Ma \leq 0.4$  的低速风洞； $Ma = 0.4 \sim 1.4$  的跨声速风洞； $Ma = 1.5 \sim 4.5$  的超声速风洞及  $Ma \geq 5$  的高超声速风洞。工业空气动力学研究用的风洞都属低速风洞范畴。

风洞主要由洞体、驱动系统和测量控制系统组成，各部分的形式因风洞类型而异。

洞体有一个能对模型进行必要测量和观察的试验段。试验段上游有提高气流匀直度、降低湍流度的稳定段和使气流加速到所需流速的收缩段或喷管。试验段下游有降低流速、减少能量损失的扩压段和将气流引向风洞外的排气段或导回到风洞入口的回流段。为了降低风洞内外的噪声，往往在稳定段和排气口等处装有

消声器。

驱动系统有两类，一类是由可控电机组和由它带动的风扇或轴流压缩机组组成。风扇旋转或压缩机转子转动使气流压力增高来维持管道内稳定的流动。改变风扇的转速或叶片安装角，或改变对气流的阻尼，可调节气流的速度。它的运转时间长，运转费用低，多在低速风洞中使用，使用这类驱动系统的风洞称为连续式风洞，但随着气流速度增高所需的驱动功率急剧增大，例如产生跨声速气流每平方米试验段面积所需功率约为 4 000 kW，产生超声速气流则约为 16 000 kW 到 40 000 kW。另一类是用小功率的压气机将空气压缩储存在储气罐中，或用真空泵把与风洞出口管道相连的真空罐抽真空，试验时快速开启阀门，使高压空气直接或通过引射器进入洞体或由真空罐将空气吸入洞体，因而有吹气、引射、吸气以及它们相互组合的各种型式。使用这种驱动系统的风洞称为暂冲式风洞。暂冲式风洞建造周期短，投资少，通常  $Re$  数较高，它的工作时间可由几秒到几十秒，多用于跨声速、超声速和高超声速风洞。

测量控制系统，其作用是按预定的试验程序，控制各种阀门、活动部件、模型姿态，并通过天平、压力和温度等传感器，由数据采集与处理系统测得气流参数、模型姿态和有关的物理量。

### 1.2.2 各类风洞的设计特点

低速风洞内气流速度较低，可按不可压缩流动来设计计算，设计的主要问题是合理组合收缩比与整流装置，使风洞具有高的能量比、低的湍流度、低的造价；设计高效率的风扇装置；设计没有气流分离的收缩曲线以保证流动品质。低速风洞的设计实践和制造经验比较成熟，因而常规的低速风洞完全可以遵循现有性

能优良的风洞所建立的设计准则进行设计。为了提高试验雷诺数，20世纪70年代发展了4 m量级的增压低速风洞，如法国的F<sub>1</sub>风洞，英国的5 m增压风洞，80年代的德国KKK低速低温风洞，试验雷诺数均大于 $8 \times 10^6$ 。

跨声速风洞的设计除驱动装置、喷管和试验段以外，本质上同低速风洞相同。但是，在跨声速风洞中围绕模型混合的亚声速和超声速流动极为复杂，导致流动的“壅塞”问题并产生严重的洞壁、支架干扰。采用开孔或开缝的通气壁试验段消除了“堵塞”，使试验段流动更均匀，减轻了激波反射问题。跨声速风洞设计的主要问题是改进通气壁试验段，减小洞壁和支架干扰，提高风洞动态气流品质，降低气流的湍流度和噪声以适应非正常试验的需要。跨声速时飞行器的气动特性对雷诺数十分敏感，提高风洞试验雷诺数一直是改进跨声速风洞的努力目标，各国相继建造了一批增压风洞和低温风洞。为了消除洞壁干扰，发展了自适应壁试验段，通过调整壁面条件，使模型处于无限流场，从而既模拟了模型周围的复杂流动又得到了没有洞壁干扰的气动数据。

超声速风洞设计的主要问题是调压阀、喷管、试验段和第二喉道或扩散段。超声速流动纯粹由收敛—扩张喷管的几何形状产生。马赫数完全由试验段面积对喷管的最小喉道面积比决定，而且只要稳定段到亚声速扩散段末端管道之间的气流压力比在必须的最小值以上，一般是与稳定段总压无关的。试验段气流的平直度和速度均匀度取决于喷管的几何形状和制造精度。按不同的要求，喷管可以采用适用于某一马赫数范围的挠性喷管，或者采用一个喷管只对应于某一马赫数的几个固块喷管。

超声速风洞直到 $Ma = 2$ 时，可以不采用第二喉道扩散段；但是当 $Ma > 2$ 时，就必须有一个可变形状的第二喉道扩散段。扩散段的设计技巧很重要，因为运转风洞所需的压力比或功率，

主要取决于试验段气流动能恢复的效率。超声速风洞设计的另一个附加问题是，供给风洞的空气要除去几乎全部的水蒸气，否则在高马赫数时喷管膨胀产生大的温度降使水蒸气凝结为水滴，并在试验段中产生不希望的两相流动。

高超声速风洞运转时，由于喷管的膨胀使试验段内气流温度急剧下降，致使空气本身的成分开始液化，在喷管中产生不希望出现的两相流动现象。为避免空气凝结，需要将供给空气加热到很高的温度，例如马赫数 10 时约 1 000 K。高超声速运转所需的风洞压力比较高， $Ma = 10$  时约为 330。试验段的静压应较高以便能进行精确的测量，这样供气压力必须很高，在  $Ma = 10$  时约  $1.00 \times 10^7$  Pa。因此，除超声速风洞的问题外，高超声速风洞设计将面临由于需要高的供气压力和温度所产生的新问题。高的供气压力对结构产生大的负荷和高的应力，也引起洞体固定的和可动部段之间严重的密封问题及高压容器和管路的安全问题。常用电或某种气体燃烧加热器使空气加热到高温，高压容器内部的高温加热器是一个重要的工程设计项目。为避免风洞结构中的高温应力和变形，喷管喉道段、扩散段第二喉道及喷管本身都需要内部水道冷却；模型和气动力天平在很多情形下也需要内部冷却。风洞的许多部分，特别是喷管喉道段要采用特殊的耐高温材料和专门的制造技术。

### 1.3 风洞设计

风洞气流品质是衡量风洞性能优劣的重要指标，它直接影响风洞试验数据的精确度。在风洞设计时要采取提高气流品质的措施，并在加工、安装、调试时都予以足够的重视，才能获得良好的气流品质。

根据国内高、低速风洞流场实际情况并参照了国外风洞气流品质以及国外有关文献提出的风洞流场均匀性的标准，1991年国防科学技术工业委员会批准颁布了中华人民共和国国家军用标准 GJB1179-91 《高速风洞和低速风洞流场品质规范》。风洞设计必须合理布局，仔细设计计算气动轮廓，精心设计风洞结构，使建成的风洞流场符合上述规范。

随着计算流体力学的发展和测控技术水平的提高，满足上述流场规范的风洞可以设计成各种型式和各种布局。设计人员应该从建造费用、运行费用、生产效率及使用维护等诸因素综合考虑，来选定最合适的风洞方案。在满足预定的试验项目的要求、良好气流品质的前提下，经济性是决定风洞方案的关键因素。

大风洞的造价是昂贵的，现以 CARDIC 的几个风洞为例：

1)  $8\text{ m} \times 6\text{ m}$  是直流式、串联双试验段、三风扇驱动的大型低速风洞，第一试验段  $12\text{ m} \times 16\text{ m}$ ，第二试验段  $8\text{ m} \times 6\text{ m}$ 。建筑面积  $11\,170\text{ m}^2$ ，共用木材  $2\,423\text{ m}^3$ ，水泥  $4\,100\text{ t}$ ，钢材  $4\,885\text{ t}$ 。按 1980 年统计价格，土建工程费用 537 万元（其中土建 320 万元，照明、通风、供配电共 217 万元），设备工艺费用 1 017 万元，共计 1 554 万元。

2)  $4\text{ m} \times 3\text{ m}$  回流式低速风洞，共用木材  $1\,444\text{ m}^3$ ，水泥  $2\,400\text{ t}$ ，钢材  $695\text{ t}$ 。按 1980 年统计价格，土建费用 166 万元，设备工艺费用 247 万元，总计 413 万元。

以上两座风洞均为混凝土与钢结构混合型式。

3)  $0.6\text{ m} \times 0.6\text{ m}$  半回流引射式跨声速风洞，建造费用约为 660 万元（1968 年价格）

4)  $1.2\text{ m} \times 1.2\text{ m}$  半回流引射式跨声速风洞，1979 年的统计价格为 2 700 万元，其中挠性喷管的造价约为 600 万元。

5) 1999 年投入使用的  $2.4\text{ m} \times 2.4\text{ m}$  多喷嘴引射式跨声速风

洞，建造费用总计约 1.8 亿元，其中土建约 0.5 亿元，洞体约 1 亿元，测控系统约 0.3 亿元。

### 1.3.1 风洞的建造地点

由于建造大型风洞及购置附属设备的投资是巨大的，而且建造后使用的年限一般在 20 年以上，所以风洞的建造地点应慎重考虑。一般应考虑的因素有：

1) 当地的电力资源是否足够，要考虑将来发展，扩建其他风洞的可能。

2) 当地水资源丰富，大型风洞特别是高速风洞，需要大量的冷却用水。

3) 交通方便，便于设备的运输、器材供应和物资的运输，建造地点最好邻近城市和工业区。

4) 建造地区的地质条件好，远离洪水和地震频繁发生地区。

5) 风洞建造地点在国防上的安全性，不应建在边境、沿海地区。

### 1.3.2 风洞型式的选取

风洞有多种型式，驱动装置可以是多种多样的。无论是什么型式的风洞，动力装置的建设费用往往均占有很大的比重。欧美国家轴流式压缩机设计制造技术发达，因而往往建造连续式风洞，宁可增大建造投资，来换取低的运行费用。高速风洞最经济的动力系统，要算是几个暂冲式风洞共用的压缩空气储气罐系统。当前测控技术的发展，使风洞的工作时间以秒计算就可获得需要的试验数据，更为暂冲式风洞开辟了广阔的前景。因而，或为了利用现有的气源或为了节省建造投资、缩短建设周期，第二

次世界大战后，各国建造了一大批暂冲式风洞。

高速风洞的洞体都是钢结构，而低速风洞的洞体可以是钢结构或钢-混凝土混合结构。就我国而言，混凝土结构洞体的造价只需钢结构洞体造价的一半左右，制造精度达毫米量级，因而常压、常温的低速风洞常采用混凝土和钢混合结构，试验段和风扇段是钢结构，其余洞体用混凝土制成。

设计风洞时，在满足同样的气动性能技术要求及强度等条件下，采用何种方案，应根据资源条件、工业基础、制造能力及周期、已有的风洞设计与运行技术经验来确定。

我国  $8\text{ m} \times 6\text{ m}$  低速风洞采用 3 台风扇驱动颇具特色。20 世纪 70 年代初期，我国的直流电动机制造水平还不发达，制造  $7\ 800\text{ kW}$  的大电机需专门研制，不但研制周期长，制造费用也很可观；若采用单台风扇驱动，风扇直径约  $10\text{ m}$  左右，为防止翼型失速，风扇翼尖速度不能太大，限制了电机的转速不能高，低转速大功率的电机更难设计。当时国内已有  $2\ 600\text{ kW}$  电机的系列产品，只需稍加修改即可满足要求，因而决定采用 3 台  $2\ 600\text{ kW}$  的电机带动 3 台风扇驱动风洞，既节省了投资又缩短了建设周期。

### 1.3.3 采用成熟技术，不断发展新技术

风洞是研究气动力问题的基础性设备，包含着复杂的工程问题。风洞设计时其气动外廓是经过气动计算来选定的，但是计算方法及参数的选取可以是多种多样的。机械及结构设计方案、技术细节，会因设计师个人因素而异，设计成功与否，要靠实践来检验。因此，新风洞在气动布局与结构设计时，都应该借鉴现有风洞成功与失败的经验教训，尽量采用在类似风洞上经实践证明获得成功的、成熟的技术，以避免在风洞建设中出现波折。例

如，常规低速风洞的设计已趋成熟，新风洞在气动设计时，可采用现有流场品质好的风洞的设计参数，如德国、荷兰合建的DNW风洞。只要试验段形状相似，虽然尺寸不同，但无量纲的设计参数完全可采用相同的。这样设计的风洞，建成后其流动品质必然比较好。

风洞设计技术的不断创新，改善了气流品质，降低了运行费用，提高了试验数据的精准度。例如在提高风洞试验雷诺数、获得低的湍流度、降低风洞试验段气流的噪声、减小洞壁干扰等方面都不断涌现出新技术、新方法。在采用新的布局、新技术时，都应开展充分的预先性研究，并经模型风洞试验验证其可行性，证实技术成熟后，才将该技术应用到大风洞的设计中去，以确保风洞设计的成功。

## 1.4 风洞设计程序

风洞是空气动力学地面试验基础设施，其技术指标要求高、技术含量高、使用寿命长和建设投资大，因此，风洞的设计必须谨慎，确保万无一失，决不允许颠覆性的错误。风洞设计应按如下程序进行：立项论证、可行性研究、初步设计、技术设计、施工设计、风洞调试。

### 1.4.1 立项论证

对拟建风洞，根据其在空气动力研究中将承担的试验内容及用途，论证其必要性及作用，进而提出风洞的主要技术指标和基本性能，如风洞型式、试验段尺寸、马赫数范围、雷诺数范围、总压范围及一次运行时间等。提出拟建的规模和建设地点的初步设想、投资估算、拟建风洞所具备的条件、进度安排和社会、经

济效益及环境保护的分析等。编制项目建议书报上级部门批准立项，纳入建设计划。

### 1.4.2 可行性研究

根据批准的项目建议书，对拟建风洞的主要技术指标，对照国内外同类风洞现状及发展趋向，分析其可实现性、先进性、需要解决的技术关键及采取的解决措施。确定风洞方案时，在确保试验段气流品质的前提下，综合考虑能量消耗、风洞运行效率、使用和维护等因素，进行多方案分析比较。也就是从可行性、安全可靠、可维护性和经济性等因素综合考虑来确定风洞方案。

风洞进行飞行器模型试验时，试验模型的尺寸应足够大，以便模拟飞行器的细节，如活动面、扰流板、鼓包、襟翼滑轨、起落架、机翼与机身的整流包皮等，使较小的零件相对容易加工。风洞试验段的尺寸将由所需的试验模型尺寸及姿态角范围、马赫数和雷诺数来决定。

风洞试验段的横截面尺寸基本上决定了设备的总体尺寸。风洞的驱动型式、试验段尺寸、速度范围和设计方案将确定所需要的动力。风洞洞体的建造费用及风洞运行所需要的动力都随试验段横截面积按比例增加。动力和运转时间将决定风洞运行的能源费用。对风洞建造者来说，建造投资是最关心的方面。而对风洞的用户来说，运行费用是最关心的一方面。风洞设计时必须同时考虑建造费用和运行费用。

目前世界各国的生产性常规风洞，其试验段尺寸一般为：低速风洞 3 m 量级以上，跨声速风洞 1.2 m 到 2 m 量级以上，超声速风洞 0.6 m 到 1.2 m 量级以上，高超声速风洞 0.5 m 量级以上。

一座暂冲式跨超声速回流式风洞的建造费用，其设备费用各

部分比例大致为：若风洞设备费总额为 100%，则气源装置占 20%，风洞本体占 65%，测控设备占 15%。

编写可行性研究报告（或设计任务书）的内容应包括：风洞技术方案和建设规模，风洞工程建设的落实情况，风洞工程的建设地址和条件，技术引进和关键设备进口，环境保护、试验研究室的组织、劳动定员和人员培训设想、建设工期和施工进度、投资估算和年投资强度及提出预研课题等。可行性研究报告可以有附件，以详细说明风洞方案，风洞建设地址和布局，风洞建设投资估算，供气、供电、供水情况，设备加工及运输，环境影响等。可行性研究报告要有一定的深度和准确性，如投资估算与以后的初步设计概算误差应不大于 10%，所列设备清单应能满足大型、专用设备调研的要求等。

可行性研究报告由上级部门组织评估，通过后方可转入初步设计。

### 1.4.3 初步设计

风洞工程的初步设计一般由具有总图、结构、水、电、气、通风采暖、通信、测量等专业的综合性设计院、所承担。其中的风洞工艺设计，因专业性强，又是非标准设计，则应由风洞设计单位承担。本节只叙述风洞工艺设计。

风洞设计涉及的专业面广，包含气动、结构、测量、控制、液压、天平设计及计算机软件等专业。初步设计主要内容是风洞各组成部分的总体设计。气动专业人员经仔细计算，设计出风洞气动轮廓图，经各专业人员认真思考、相互协调，经多方案比较及技术经济性分析，确定风洞的总体方案，编制出满足设计任务中主要技术指标的风洞设计技术条件，作为各专业开展设计的依据。初步设计要完成风洞结构总体方案图、关键部段的结构总

图、风洞工艺布置方案图、风洞测控系统原理框图，提出土建设计技术条件、初步设计设备清单、钢材、木材、水泥用量估算，给出风洞设备投资的初步设计概算、年投资强度及建造周期。根据设计需要提出预先性研究课题。

风洞的初步设计是设计工作中最重要的环节，因为风洞各组成部分的方案，都必须在初步设计阶段确定。倘若设计展开后，发现方案有不可克服的缺陷，则设计将前功尽弃，所有的工作都要重新开始。因此，应在多方案比较的基础上，进行技术关键的分析，确定出先进、安全、可靠、经济和实用的技术方案。初步设计要有一定的深度，初步设计是根据设计任务书所作的具体实施方案，应能满足项目投资、招标承包、材料、设备订货、土地征用和施工准备等要求。风洞工程初步设计完成后要报上级部门批准。

引导风洞的建造与用此进行的模拟试验，是验证风洞技术方案可行性的重要环节。虽然风洞设计技术已日益成熟完善，有很多成功风洞的经验可以借鉴，但对于新型风洞、新的技术方案，仍有不少仅仅依靠理论分析、已有的经验或计算机仿真还不能有效地解决的技术关键问题。常常在风洞初步设计前，建造引导风洞或部段的试验装置，它是原型的缩尺小模型，按预定的研究方案，更换或修改试验件，进行模拟试验研究以得出能达到技术指标的技术措施，从而为确定风洞技术方案提供依据。美国 NTF2.5 m 低温跨声速风洞是在兰利研究中心 0.3 m 低温跨声速风洞的基础上设计建造的。瑞典宇航研究院 FFA T1500 1.5 m 跨声速风洞设计时，为了解决试验段下游噪声上传的影响，将原有翼剖面结冰研究用的开路式引射式跨声速风洞 C5 改成 T1500 风洞试验段、模型支架段及栅指喉道段的缩尺模型风洞，进行了试验研究，根据试验结果，对原设计进行了修改。CARDIC 设计 2.4 m

引射式跨声速风洞时，建造了一座 1/10 缩尺的引导风洞，对引射器性能、栅指喉道特性及降噪措施等进行了试验研究；研制  $\Phi 5\text{ m}$  立式风洞时，建造了一座 1/15 缩尺的引导风洞，对气流速度的快速调节、蝶形速度场的形成和降低试验段射流脉动方案进行了试验研究。

#### 1.4.4 技术设计

在技术设计阶段，应进行气动设计、风洞结构设计和测控系统设计。气动设计部分应完成气动设计说明书，对重要部段计算出特性曲线，对收缩段、喷管型面应进行内流计算。风洞结构设计部分要设计出各部段总图及重要组件图，确定风洞支座及布置、分析计算风洞结构的强度和刚度、进行结构的动态分析。测控系统设计部分应在分析、计算的基础上，经多方案比较，绘制出系统总图，完成各子系统的设计，并进行必要的计算机仿真研究及模拟试验。

#### 1.4.5 施工设计

绘制风洞各组成部分的组件图，零件图，各辅助系统、辅助装置图。完成风洞结构总图，安装总图，风洞总工艺布置图，风洞测控系统总图，电缆、管线敷设图及屏、台、柜施工图。完成各系统的设计说明书、使用维护说明书、风洞调试大纲。编制施工设计概算及设备清单、用料清单。

#### 1.4.6 风洞调试

风洞建造竣工后，设计单位应与使用单位一起对风洞进行调试，直至风洞的各项主要技术指标达到设计任务书的要求。设计