
风洞 (wind tunnel), 是能人工产生和控制气流, 以模拟飞行器或物体周围气体的流动, 并可量度气流对物体的作用以及观察物理现象的一种管道状实验设备, 它是进行[空气动力实验](#)最常用、最有效的工具。

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

它有一个能对模型进行必要测量和观察的实验段。实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。实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出段或导回到风洞入口的回流段。有时为了降低风洞内外的噪声, 在稳定段和排气口等处装有消声器。

驱动系统

它有两类, 一类是由可控电机组和由它带动的风扇或[轴流式压缩机](#)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。直流电动机可由交直流电机组或可控硅整流设备供电。它的运转时间长, 运转费用较低, 多在低速风洞中使用。使用这类驱动系统的风洞称连续式风洞, 但随着气流速度增高所需的驱动功率急剧加大, 例如产生跨声速气流每平方米实验段面积所需功率约为 4000 千瓦, 产生超声速气流则约为 16000~40000 千瓦。另一类是用小功率的压气机事先将空气增压贮存在贮气罐中, 或用真空泵把与风洞出口管道相连的真空罐抽真空, 实验时快速开启阀门, 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形式。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, 一般[[雷诺数]]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](#)。对于实验时间小于 1 秒的脉冲风洞还可通过电弧加热器或激波来提高实验气体的温度, 这样能量消耗少, 模拟参数高。

测量控制系统

其作用是按预定的实验程序, 控制各种阀门、活动部件、模型状态和仪器仪表, 并通过天平、压力和温度等[传感器](#), 测量气流参量、模型状态和有关的物理

量。随着电子技术和计算机的发展,20世纪40年代后期开始,风洞测控系统,由早期利用简陋仪器,通过手动和人工记录,发展到采用电子液压的控制系统、实时采集和处理的数据系统。

分类

风洞种类繁多,有不同的分类方法。按实验段气流速度大小来区分,可以分为低速、高速和高超声速风洞。

低速风洞

实验段气流速度在130米/秒以下(马赫数 ≤ 0.4)的风洞。世界上第一座风洞是F.H.韦纳姆于1869~1871年在[中国](#)建造的。它是一个两端开口的木箱,截面45.7厘米 \times 45.7厘米,长3.05米。[德国](#)的O.莱特和W.莱特兄弟在他们成功地进行世界上第一次动力飞行之前,于1900年建造了一个风洞,截面40.6厘米 \times 40.6厘米,长1.8米,气流速度为40~56.3千米/小时。以后,许多国家相继建造了不少较大尺寸的[低速风洞](#)。基本上有两种形式,一种是法国人A.-G.埃菲尔设计的直流式风洞;另一种是德国人L.普朗特设计的回流式风洞,图1是这两种风洞结构示意图。现在世界上最大的低速风洞是美国国家航空和航天局(NASA)[埃姆斯](#)(Ames)研究中心的12.2米 \times 24.4米全尺寸低速风洞。这个风洞建成后又增加了一个24.4米 \times 36.6米的新实验段,风扇电机功率也由原来25兆瓦提高到100兆瓦。

低速风洞实验段有开口(见图1实验段)和闭口两种形式,截面形状有矩形、圆形、八角形和椭圆形等,长度视风洞类别和实验对象而定。60年代以来,还发展出双实验段风洞,甚至三实验段风洞。图2为美国气动力研究与发展中心的8米(宽) \times 6米(高)、16米(宽) \times 12米(高)闭口串列双实验段开路式风洞示意图。

高速风洞

实验段内气流马赫数为0.4~4.5的风洞。按马赫数范围划分,高速风洞可分为亚声速风洞、跨声速风洞和超声速风洞。

亚声速风洞

风洞的马赫数为0.4~0.7。结构形式和工作原理同低速风洞相仿,只是运转所需的功率比低速风洞大一些。

跨声速风洞

风洞的马赫数为 0.5~1.3。当风洞中气流在实验段内最小截面处达到声速之后,即使再增大驱动功率或压力,实验段气流的速度也不再增加,这种现象称为壅塞。因此,早期的跨声速实验只能将模型装在飞机机翼上表面或风洞底壁的凸形曲面上,利用上表面曲率产生的跨声速区进行实验。这样不仅模型不能太大,而且气流也不均匀。后来研究发现,实验段采用开孔或顺气流方向开缝的透气壁,使实验段内的部分气流通过孔或缝流出,可以消除风洞的壅塞,产生低超声速流动。这种有透气壁的实验段还能减小洞壁干扰,减弱或消除低超声速时的洞壁反射波系。因模型产生的激波,在实壁上反射为激波,而在自由边界上反射为膨胀波,若透气壁具有合适的自由边界,则可极大地减弱或消除洞壁反射波系。为了在各种实验情况下有效地减弱反射波,发展出可变开闭比(开孔或开缝占实验段壁面面积的比例)和能改变开闭比沿气流方向分布的透气壁。第一座跨声速风洞是美国航空咨询委员会(NACA)在 1947 年建成的。它是一座开闭比为 12.5%、实验段直径为 308.4 毫米的开缝壁风洞。此后跨声速风洞发展很快,到 50 年代就已建设了一大批实验段口径大于 1 米的模型实验风洞。

超声速风洞

洞内气流马赫数为 1.5~4.5 的风洞。风洞中气流在进入实验段前经过一个拉瓦尔管而达到超声速。只要喷管前后压力比足够大,实验段内气流的速度只取决于实验段截面积对喷管喉道截面积之比。通常采用由两个平面侧壁和两个型面组成的二维喷管。喷管的构造型式有多种,例如:两侧壁和两个型面装配成一个刚性半永久性组合件并直接与洞体连接的固定喷管;由可更换的型面块和喷管箱侧壁组成喷管,并将喷管箱与洞体连接而成的固块喷管;由两块柔性板构成喷管型面,且柔性板的型面可进行调节的柔壁喷管(图 3)。实验段下游的超声速扩压器由收缩段、第二喉道和扩散段组成(图 4),通过喉道面积变化使超声速流动经过较弱的激波系变为亚声速流动,以减小流动的总压损失。第一座超声速风洞是普朗特于 1905 年在德国格丁根建造的,实验马数可达到 1.5。1920 年 A. 布泽曼改进了喷管设计,得到了均匀超声速流场。1945 年德国已拥有实验段直径约 1 米的超声速风洞。50 年代,世界上出现了一批供飞行器模型实验的超声速风洞,其中最大的是美国的 4.88 米×4.88 米的超声速风洞。

现在建设的许多风洞,往往突破了上述亚声速、跨声速和超声速单一速度的

范围，可以在一个风洞内进行亚声速、跨声速和超声速实验。这种风洞称为三声速风洞。中国气动力研究与发展中心的 1.2 米×1.2 米跨声速、超声速风洞（图 5）是一座三声速风洞。

60 年代以来，提高风洞的雷诺数受到普遍重视。跨声速风洞的模型实验雷诺数通常小于 1×10^9 ，大型飞行器研制需要建造雷诺数更高（例如大于 4×10^9 ）的跨声速风洞，因而出现了增高驻点压力的路德维格管风洞，用喷注液氮降低实验气体温度、提高雷诺数的低温风洞等新型风洞。低温风洞具有独立改变马赫数、雷诺数和动压的能力，因此发展很快。

高超声速风洞

马赫数大于 5 的超声速风洞。主要用于[导弹](#)、[人造卫星](#)、[航天飞机](#)的模型实验。实验项目通常有气动力、压力、传热测量和流场显示，还有动稳定性、低熔点模型烧蚀、质量引射和粒子侵蚀测量等。高超声速风洞主要有常规高超声速风洞、低密度风洞、[激波风洞](#)、热冲风洞等形式。

常规高超声速风洞

它是在超声速风洞的基础上发展起来的。图 6 为高超声速风洞示意图。图 7 为一座实验段直径为 0.5 米的暂冲式高超声速风洞照片。

常规高超声速风洞的运行原理与超声速风洞相似，主要差别在于前者须给气体加热。因为在给定的稳定段温度下，实验段气流静温随马赫数增加而降低，以致实验段气流会出现液化。实际上，由于气流膨胀过程很快，在某些实验条件下，存在不同程度的过饱和度。所以，实际使用的稳定段温度可比根据空气[饱和曲线](#)得到的温度低。根据不同的稳定段温度，对实验气体采用不同的加热方法。在通常情况下，气体燃烧加热器加热温度可达 750 开；镍铬电阻加热器可达 1000 开；铁铬铝电阻加热器可达 1450 开；氧化铝卵石床加热器可达 1670 开；氧化锆卵石床加热器可达 2500 开；以高纯度氮气为实验气体的钨电阻加热器可达 2200 开；石墨电阻加热器可达 2800 开。早期常规高超声速风洞常采用二维喷管。在高马赫数条件下，喉道尺寸小，表面高热流引起的热变形使喉道尺寸不稳定，边界层分布也非常不均匀，都会影响气流均匀性。所以，后期大多数高超声速风洞安装了锥形或型面轴对称喷管。锥形喷管加工容易，但产生锥型流场，所以后来逐渐被型面喷管代替。在马赫数大于 7 的情况下，对高温高压下工作的喷管喉道，

一般用水冷却。

常规高超声速风洞的典型气动性能以实验马赫数和单位雷诺数来表征。以空气作实验气体的典型风洞的实验马赫数为 5~14, 每米雷诺数的量级为 3×10^6 。为进一步提高实验马赫数和雷诺数, 采用凝结温度极低(4 K)的氦气作实验气体, 在室温下马赫数可达到 25; 加热到 1000 K 时马赫数可达到 42。

世界上第一座常规高超声速风洞是德国在[第二次世界大战](#)时建造的。这是一座暂冲式风洞。马赫数上限为 10, 实验段尺寸为 1 米×1 米。德国战败, 风洞未能完全建成。战后, 美国建造了多座尺寸在 0.45 米以上的常规高超声速风洞。

低密度风洞

形成稀薄(低密度)气体流动的高超声速风洞。它为研制[航天器](#)提供高空飞行的气动环境, 也是研究稀薄[气体动力学](#)的实验工具。低密度风洞主要进行滑移流态和[过渡流态](#)下的实验, 主要模拟克努曾数、马赫数、物面平均温度和滞止温度(气体速度变成零时的温度)之比(约为 0.06~1)等参数, 以及高温低压下的[真实气体效应](#)。低密度风洞的原理和结构同常规高超声速风洞相仿。同常规高超声速风洞相比, 它有以下特点: 稳定段压力和实验模型尺寸均较常规高超声速风洞成量级地减小; 具有庞大的真空抽气系统和优良的风洞密封性能; 普遍采用深冷拉瓦尔管或小孔自由射流实验技术, 以解决由于低雷诺数、高马赫数而引起的喷管边界层加厚问题, 从而能在更大的克努曾数下获得供实验用的、足够尺寸的稀薄气流区域; 在相同的马赫数下预防工作气体液化的加热要求较一般高超声速风洞为低。但在低密度风洞实验中, 由于气流密度小, 实验模型尺寸小, 所以模型的气动力、热、压力等均甚微弱, 测量技术难度大。[电磁悬挂](#)天平、电子束装置等非接触测量技术已用于有关测量。

激波风洞

利用激波压缩实验气体, 再用定常膨胀方法产生高超声速实验气流的风洞。它由一个激波管和连接在它后面的喷管等风洞主要部件组成。在激波管和喷管之间用膜片(第二膜片)隔开, 喷管后面被抽成真空。图 9 为反射型激波风洞原理示意图。激波风洞的工作过程是: 风洞启动时主膜片先破开, 引起驱动气体的膨胀, 产生向上游传播的膨胀波, 并在实验气体中产生激波。当此激波向下游运动达到喷管入口处时, 第二膜片被冲开, 因而经过激波压缩达到高温高压的实验气

体即进入喷管膨胀加速，流入实验段供实验使用。当实验条件由于波系反射或实验气体流完而遭到破坏时，实验就结束。激波风洞的实验时间短，通常以毫秒计。激波风洞的名称是赫兹伯格于 1951 年提出的。它的发展与中、远程导弹和航天器的发展密切相关。50 年代初至 60 年代中期，由于急需研究高超声速飞行中出现的高温真实气体效应，激波风洞主要用于模拟高温条件。60 年代中期以后，由于需要战略弹头在低空作机动飞行，它即转向于模拟高雷诺数，并于 1971 年首先实现了这种模拟的运行。早期的激波风洞采用直通型（入射激波在喷管入口处不反射而直接通过喷管）运行，因而实验时间非常短（甚至短于 1 毫秒），难以应用，因此又发展出反射型激波风洞。这种风洞有不同的运行方法，如适当选择运行条件，通常可取得 5~25 毫秒的实验时间。激波风洞实验已确立为一种标准的高超声速实验技术，并已成为高超声速气动力数据的主要来源。实验项目通常是传热、压力、气动力测量和流场显示，此外还有电子密度测量等特殊项目。现有激波风洞运行的最高参数是：驱动压力约为 3400 大气压（1 大气压等于 101325 帕）；可以模拟 6.7 千米/秒的飞行速度；气流马赫数达 24；雷诺数达 108（当马赫数为 8 时）。

热冲风洞

利用电弧脉冲放电定容地加热和压缩实验气体，产生高超声速气流的风洞。基本结构如图 10 所示。运行前储能装置储存电能，弧室充入一定压力的气体，膜片下游各部位被抽吸到真空状态（一般不低于 10⁵ 帕）。运行时，储存的电能以千分之一毫秒到几十毫秒的时间在弧室内通过电弧放电释放，以加热和压缩气体；当弧室中压力升高到某个预定值时，膜片被冲破；气体经过喷管膨胀加速，在实验段中形成高超声速气流；然后通过扩压器排入真空箱内。与常规高超声速风洞和激波风洞不同，热冲风洞的实验气流是准定常流动（见非定常流动），实验时间约 20~200 毫秒；实验过程中弧室气体压力和温度取决于实验条件和时间，与高超声速风洞和激波风洞相比大约要低 10~50%。所以要瞬时、同步地测量实验过程中实验段的气流参量和模型上的气动力特性，并采用一套专门的数据处理技术。热冲风洞的研制开始于 20 世纪 50 年代初，略后于激波风洞。原来是要利用火花放电得到一个高性能的激波管驱动段，后来就演变成热冲风洞。“热冲”这个词是 R. W. 佩里于 1958 年提出来的。

热冲风洞的一个技术关键是将材料烧损和气体污染减少到可接受的程度。采取的措施有：以氮气代替空气作为实验气体；减小暴露在热气体中的弧室绝缘面积；合理设计析出材料烧损生成微粒的电极和喉道挡板结构；适当选取引弧用的熔断丝；限制风洞在弧室气体温度低于 4000 开下运行等。热冲风洞的储能装置有电容和电感两种方式。前者常用于储存 10 兆焦耳以下的能量，后者多用于储存 5~100 兆焦耳的能量。还有一种方式是电网直接供电，其能量一般为 10 兆焦耳量级，不同的电能利用方式要求有相应的充电放电系统。热冲风洞的模拟范围一般可以达到：马赫数 8~22，每米雷诺数 $1 \times 10^5 \sim 2 \times 10^8$ 。长达上百毫秒的实验时间，不仅使它一次运行能够完成模型的全部攻角的静态风洞实验，而且可以进行风洞的动态实验，测量动稳定性，以及采用空气作实验气体（温度一般在 3000 开以下）进行高超声速冲压发动机实验。

除上述风洞外，高超声速风洞还有氮气风洞、氦气风洞、炮风洞（轻活塞风洞）、长冲风洞（重活塞风洞）、气体活塞风洞、膨胀风洞和高超声速路德维格管风洞等。

产生人工气流并能观测气流或气流与物体之间相互作用的管道装置。风洞是空气动力学研究和试验中最广泛使用的工具。它的产生和发展是同航空航天科学的发展紧密相关的。风洞广泛用于研究空气动力学的基本规律，以验证和发展有关理论，并直接为各种飞行器的研制服务，通过风洞实验来确定飞行器的气动布局 and 评估其气动性能。现代飞行器的设计对风洞的依赖性很大。例如 50 年代美国 B-52 型轰炸机的研制，曾进行了约 10000 小时的风洞实验，而 80 年代第一架航天飞机的研制则进行了约 100000 小时的风洞实验。

设计新的飞行器必须经过风洞实验。风洞中的气流需要有不同的流速和不同的密度，甚至不同的温度，才能模拟各种飞行器的真实飞行状态。风洞中的气流速度一般用实验气流的马赫数(M 数)来衡量。风洞一般根据流速的范围分类： $M < 0.3$ 的风洞称为低速风洞，这时气流中的空气密度几乎无变化；在 $0.3 < M < 0.8$ 范围内的风洞称为亚音速风洞，这时气流的密度在流动中已有所变化； $0.8 < M < 1.2$ 范围内的风洞称为跨音速风洞； $1.2 < M < 5$ 范围内的风洞称为超音速风洞； $M \geq 5$ 的风洞称为高超音速风洞。风洞也可按用途、结构型式、实验时间等分类。

专用风洞

为了满足各种特殊实验的需要,还可采用各种专用风洞,冰风洞供研究飞机穿过云雾飞行时飞机表面局部结冰现象。尾旋风洞供研究飞机尾旋飞行特性之用。这种风洞的实验段垂直放置,气流上吹呈碟形速度分布,而且风速可以迅速改变,能托住尾旋模型使其不致下坠。

风洞是飞行器研制中必不可少的设备,风洞的规模和完善往往反映[航空航天科学技术](#)的发展水平。全世界的风洞总数已达千余座,最大的低速风洞是[美国国家航空航天局](#)艾姆斯中心的国家全尺寸设备(NFSF),实验段尺寸为 24.4×36.6 米²,足以实验一架完整的真飞机;雷诺数最高的大型跨音速风洞是美国兰利中心的国家跨音速设备(NTF),它是一座实验段尺寸为 2.5×2.5 米²的低温风洞,采用了喷注液氮的技术,用以降低实验气体温度,从而使风洞实验的雷诺数达到或接近飞行器的实际飞行值。现代最大的高马赫数、高雷诺数气体活塞式风洞还配有先进的测量显示仪器和数据采集处理系统。风洞的发展趋势是进一步增加风洞的模拟能力和提高流场品质,消除跨音速下的洞壁干扰,发展自修正风洞。计算机在风洞中的广泛使用和[计算空气动力学](#)的发展将大大提高风洞的实验能力。

汽车风洞

汽车风洞中用来产生强大气流的风扇是很大的,比如奔驰公司的汽车风洞,其风扇直径就达 8.5m ,驱动风扇的电动功率高达 4000kW ,风洞内用来进行实车试验段的空气流速达 270km/h 。建造一个这样规模的汽车风洞往往需要耗资数亿美元,甚至 10 多亿,而且每做一次汽车风洞试验的费用也是相当大的。

汽车风洞有模型风洞、实车风洞和气候风洞等,模型风洞较实车风洞小很多,其投资及使用成本也相对小些。在模型风洞中只能对缩小比例的模型进行试验,其试验精度也相对低些。实车风洞则很大,建设费用及使用费用极高。目前世界上的实车风洞还不多,主要集中在日、美、德、法、意等国的大汽车公司。气候风洞主要是模拟气候环境,用来测定汽车的一般性能(如空洞性能等)的风洞。国外的汽车公司在进行汽车开发时,其车身大都是先制成 $1:1$ 的汽车泥模,然后在风洞中做试验,根据试验情况对车身各部分进行细节修改,使[风阻系数](#)达到设计要求,再用三维坐标测量仪测量车身外形,绘制车身图纸,进行车身冲压模具的设计、生产等技术工作。

中国川西大型风洞群

中国川西大型风洞群试验能力进入世界先进行列，具有中国[自主知识产权](#)的磁悬浮模型今天在中国空气动力研究基地低速风洞通过试验鉴定。至此，该基地位于川西山区的亚洲最大风洞群已累计完成风洞试验 50 余万次，获得各级科技进步成果奖 1403 项，成为中国规模最大、手段齐备、综合实力最强的国家级空气动力试验、研究和开发机构，其综合试验能力跻身世界先进行列。

改革开放以来，该基地依靠科技进步不断提升综合科研试验能力，先后建成以低速风洞和跨声速风洞为代表的 52 座风洞设备和专用设施，构成了亚洲最大的风洞群，拥有 8 座“世界级”风洞设备；建成峰值运算速度达每秒 10 万亿次的[计算机系统](#)，形成大、中、小配套，风洞试验、数值计算和模型飞行试验三大手段齐备，低速、高速、超高速衔接的设备群，能够进行从低速到 24 倍声速，从水下、地面到 94 公里高空范围，覆盖气动力、气动热、气动物理、气动光学等领域的空气动力试验。

基地科研试验能力大幅跃升，为武器装备发展和国民经济建设作出重大贡献。从“歼-10”、“枭龙”战机和“神舟”系列飞船，到磁悬浮、“和谐号”高速列车；从高达 300 多米的东方明珠塔，到横跨 30 多公里海面的[杭州湾跨海大桥](#)，都在这里进行过风洞试验。至今，基地已累计取得国家级科技成果奖 44 项。



风洞