

高速风洞试验

[美] A. 博普 K. L. 戈因 著

456388

科学出版社

456388

V211.74

06

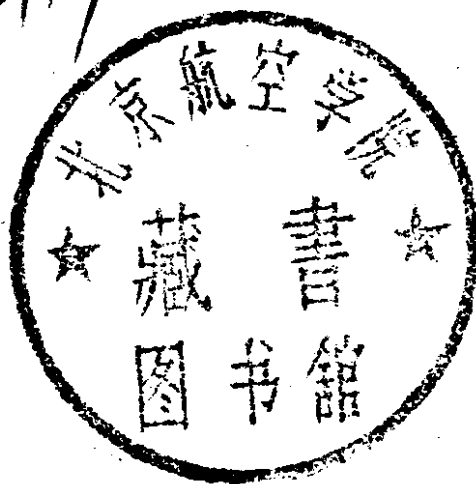
高速风洞试验

[美] A. 波普 K. L. 戈因 著

邓振瀛 李廷林 译

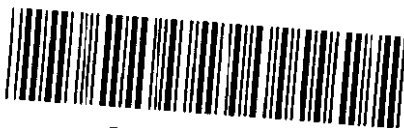
吴承康 校

HK20/17



科学出版社

1980



C0318240

内 容 简 介

本书全面系统地论述了近音速、跨音速、超音速和高超音速风洞的设计、校准及操作等问题。全书分十二章。第一章介绍高速风洞理论；第二、三、四、五章介绍几种类型风洞的设计；第六、七章介绍试验测量装置；第八章介绍模型、试验及数据处理；第九、十、十一章介绍风洞的校准及应用；第十二章介绍超高速设备。书中并提供大量图片和欧美各类风洞一览表。

本书除叙述风洞试验技术外，对基本理论也给予足够重视。可供空气动力学研究工作者、风洞试验方面的工程技术人员、大专院校有关专业师生参考。

A. Pope K. L. Goin

HIGH-SPEED WIND TUNNEL TESTING

John Wiley & Sons, 1965

高 速 风 洞 试 验

[美] A. 波普 K. L. 戈因 著

邓振瀛 李廷林 译

吴承康 校

*

科 学 出 版 社 出 版

北京朝阳门内大街 137 号

中国科学院印刷厂印刷

新华书店北京发行所发行 各地新华书店经售

*

1980 年 4 月第 一 版 开本：787×1092 1/32

1980 年 4 月第一次印刷 印张：17 1/4

印数：0001—3,830 字数：395,000

统一书号：13031·1186

本社书号：1656·13—2

定 价： 2.60 元

前 言

鉴于风洞试验领域已扩展到更高的速度范围，因此有必要将原著《风洞试验》¹⁾一书重新修订，并分编为《高速风洞试验》和《低速风洞试验》两部出版。这本《高速风洞试验》中包括了近音速、跨音速、超音速、高超音速风洞的设计，校准和运行等内容。除近音速试验这一颇为少见的领域之外，本书自成系统，而有关近音速试验中的低速壁面修正问题仍需参阅《风洞试验》。

本书的目的与原著《风洞试验》相同：为使用风洞的工程技术人员提供一本参考书，或作为一部实验室风洞教程，此外对于风洞设计的新手也能有所帮助。

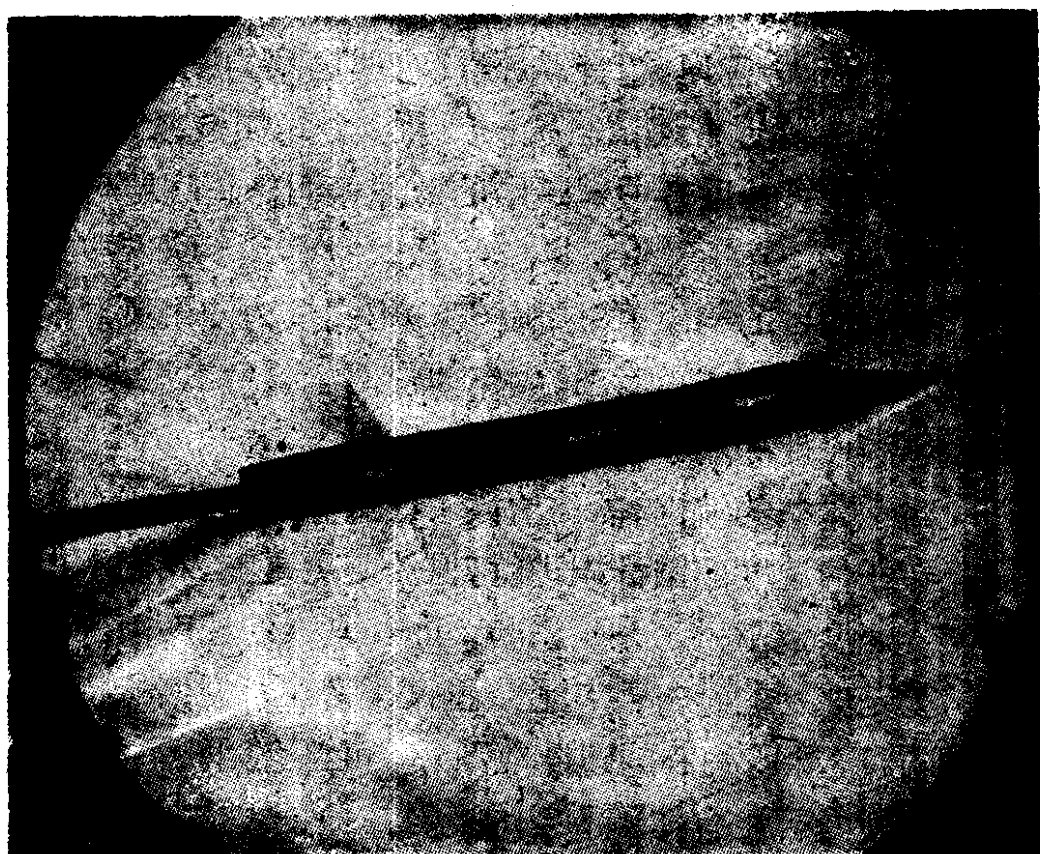
对于本书的编排，需提请读者注意，虽然几乎所有类型的试验在任何速度范围都能进行，但为避免重复，我们不得不选择某一速度范围讨论某一试验，而在其余的速度范围内做一些认为是必要的补充。因此，建议读者在研究某一特殊类型的试验时，除所关心的速度范围外，可再查阅一下其余部分，看看那里是否还有你所需要的资料。

(下略)

A. 波普 K. L. 戈因

1965年6月

1) A. Pope, *Wind Tunnel Testing*, 1954.——译者注



X-15 型飞机周围流场的纹影照片
(马赫数 3.24 , $\alpha = 8^\circ$, $\beta = 0^\circ$) (美国航空和宇航局赠稿)

目 录

第一章	高速风洞理论·····	1
第二章	暂冲式吹气风洞设计·····	71
第三章	暂冲式吸气风洞设计·····	149
第四章	压力·真空风洞设计·····	162
第五章	连续封闭回路风洞设计·····	186
第六章	空气测量装置·····	224
第七章	力和力矩测量装置·····	273
第八章	模型、试验及数据处理·····	320
第九章	近音速和跨音速风洞的校准及应用·····	343
第十章	超音速风洞的校准和应用·····	395
第十一章	高超音速风洞的校准和应用·····	462
第十二章	超高速设备·····	509
附录	·····	536
缩写	·····	541

第一章 高速风洞理论

1.1 风洞的种类和应用

风洞是这样一种装置，它可以提供在控制条件下流动的空气流，以便对航空技术人员所关心的项目进行试验。所谓高速风洞，就本书而言，是指那些在通常运行速度下必须考虑可压缩气流效应的风洞。这表明，在高速领域内我们通常提到“马赫数”——给定速度与物体周围空气音速之比——这是一个比速度更为典型的参数。“高速”的下限，可考虑为马赫数在 0.5 左右——相当于标准海平面条件下时速为 380 英里。

低速风洞的驱动功率随风洞速度的三次方变化。虽然这一规律并不适用于高速范围，但所需功率随试验速度的增加而急剧增加这一推论仍然是正确的。由于功率的要求，高速风洞往往做成“暂冲”式。在这种风洞中，能量以压力或真空或二者兼有的形式贮存，并在每个抽(压)气小时内仅能驱动风洞几秒钟。

图 1.1, 1.2, 1.3 和 1.4, 分别表示了“连续”风洞和三种“暂冲”式风洞的主要特点。连续风洞(图 1.1)用于整个速度范围。暂冲式吹气风洞和吸气风洞(图 1.2 与 1.3)一般应用在马赫数从 0.5 到 5 之间，而暂冲式压力-真空风洞(图 1.4)通常用于更高的马赫数范围。暂冲式风洞和连续风洞各有其优缺点。

暂冲式风洞据认有下列优点：

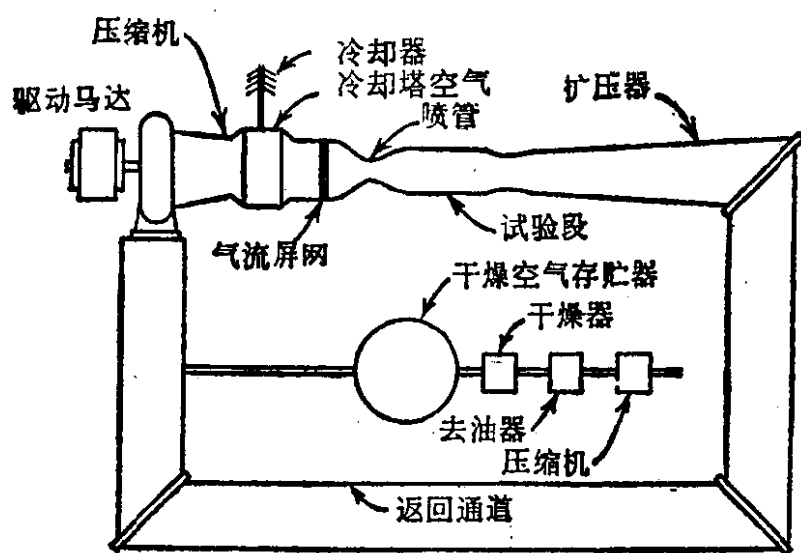


图 1.1 封闭迴路连续气流超音速风洞示意图

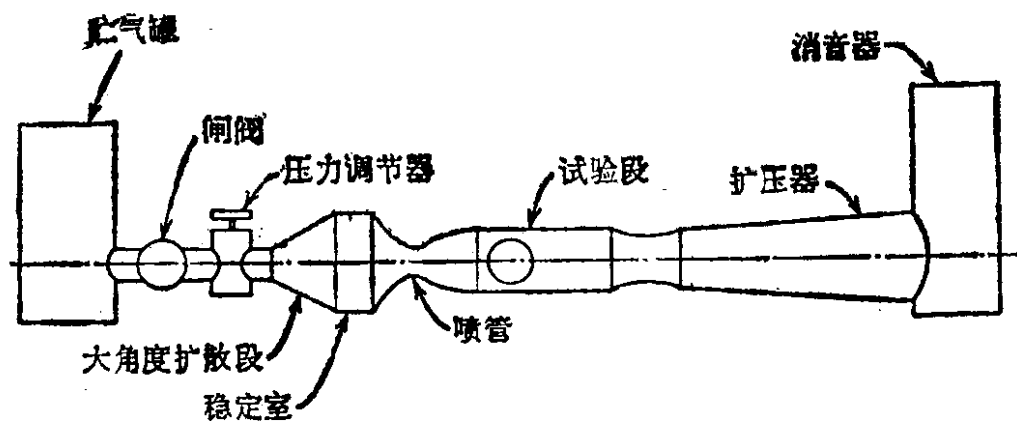


图 1.2 暂冲式吹气风洞示意图

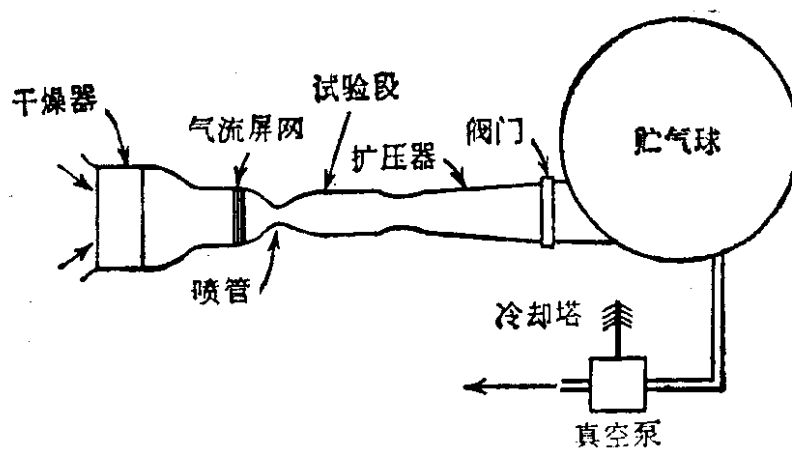


图 1.3 暂冲式吸气风洞示意图

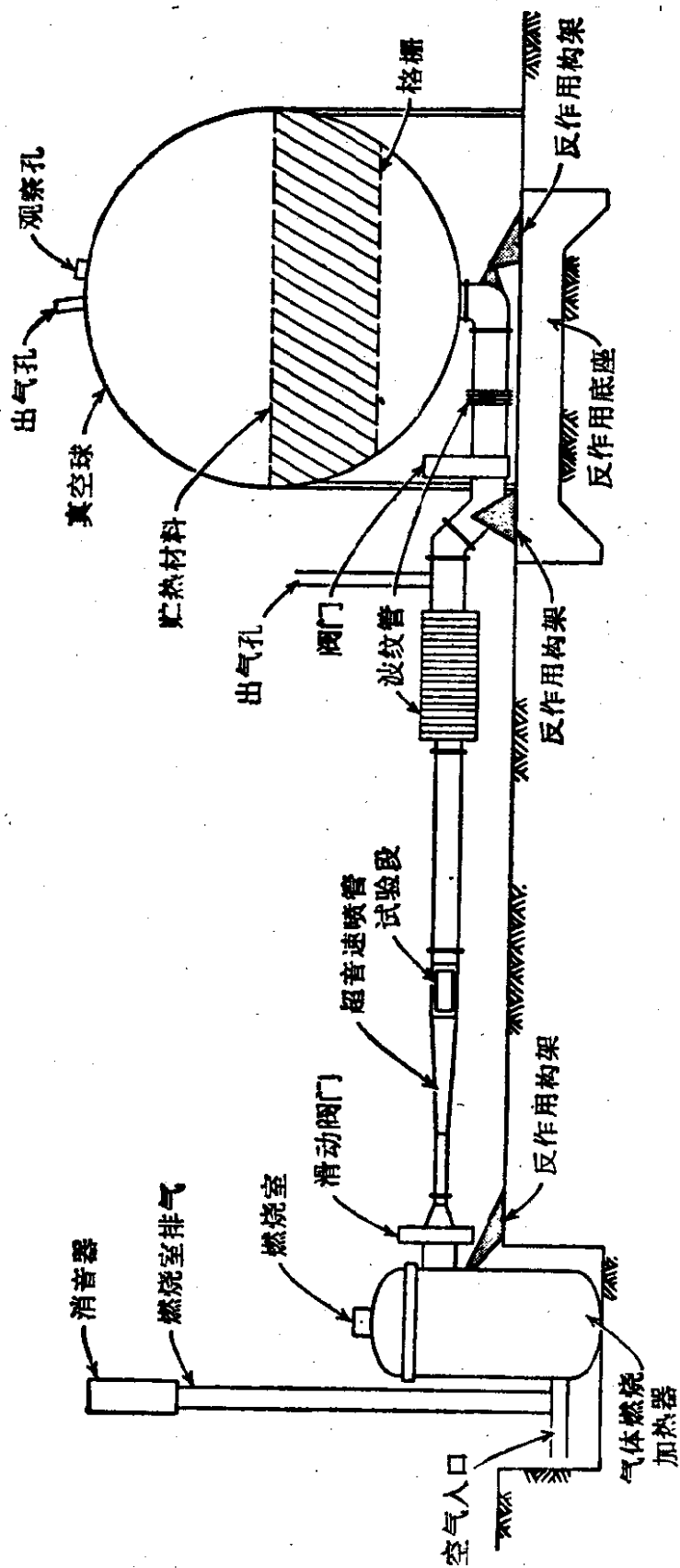


图 1.4 桑迪亚 (Sandia) 公司带卵石加热器的高超音速压力-真空风洞示意图

1. 设计简单, 造价低廉.
2. 一个驱动装置可以便利地运转几个不同性能的风洞.
3. 模型试验比较方便, 因为不要花费很多时间来对整个回路抽气, 并使驱动马达达到运转速度.
4. 模型破坏一般不致引起风洞受损.
5. 具有启动风洞所需的额外“功率”.
6. 由于启动较快, 因而在高速流动建立过程中施于模型的负荷(启动负荷)不太严重.

连续风洞据认有下列优点:

1. 可以更好地控制气流条件, 并经常能更精确地重复某一给定流动条件.
2. 由于排除了快速试验中带有的“慌乱”现象, 因而更易于得到检测点.
3. 试验条件可以长时间保持不变.

尽管暂冲式风洞看来有更多的优点, 事实上, 若不考虑造价的话, 人们是很少去建造暂冲式风洞的. 我们还注意到, 即使风洞是连续的, 也不能担保它一定会比暂冲式风洞测出更多的数据. 首先, 快速测试仪器往往只用在暂冲式风洞, 即使连续风洞有了这样的设备(很奇怪, 从未看到连续风洞使用此类设备), 风洞充压、卸压, 使驱动系统达到运行速度和停止等所花费的时间, 足可以抵消它能长时间运行的优越性. 特别是把一个连续风洞回路充到所需要的压力就是个问题, 有些风洞需要两个小时或更多的时间.

有时听听一个暂冲式风洞操作者和一个连续风洞操作者讨论问题是很有趣的. 他们之间几乎没有共同语言. 特别当讨论题目涉及启动风洞较运行风洞需要更高的压缩比(供气压力与排气压力之比)时, 更是如此. 暂冲式风洞——特别是吸气或压力-真空风洞——几乎自动地提供了这些压缩比.

当一个此类风洞的阀门突然打开时，面对滞止压力的是一个近真空，于是压缩比很大。这就使得风洞的启动根本不成问题。另一方面，连续风洞操作者也很清楚这样一个事实，对于某一特定的质量流量，他的压缩机只能给出一个特定的压缩比。

在更高的马赫数下，对于暂冲式风洞的型式没有什么可选择的余地。其压缩比的要求是如此之高，以致必须使用压力-真空风洞。在大气入口压力下运行是不现实的（如吸气风洞）。然而，也有许多高速风洞是在对吸气和吹气风洞都很实际的马赫数下运行的。现将这两种风洞相互比较的优点列述于下。吸气风洞较吹气风洞之所长在于：

1. 运转期间供气条件下的空气总温（滞止温度）不变。

2. 运行中间供气条件下的空气总压（滞止压力）不变，即使它可能低于所希望的压力。不存在像压力调节器可能引起的那种总压变化。

3. 气流避免了压缩机油之类的污染物（但可能含有来自干燥器中干燥剂的灰尘）。

4. 排除了压力调节器的麻烦和危险。

5. 高速气流建立过程中，施于模型的负荷（启动负荷）较小。

6. 在管理上，真空较压力更为安全。

7. 噪声较低。

8. 风洞中易于得到低的空气密度（相当于高海拔高度）。

9. 在为防止空气膨胀到高速时液化而需要加热之前，吸气风洞可以在较高的马赫数下运行。

10. 在给定造价下，吸气风洞的尺寸较大。

吹气风洞较吸气风洞的优越性在于：

1. 在一个特定的马赫数下，雷诺数能够大范围地变化。某

些情况下,可达到相当于全尺度飞行的数值.

2. 与相同雷诺数的吸气风洞相比,造价可稍低乃至低到它的四分之一以下.

3. 通常可以进行短时间的燃烧实验.

虽然可能得罪那些极其信赖吸气风洞的朋友们,但我们还是要冒昧地说,除非具有强烈的外因刺激——像有赠送的设备或免费的真空泵——人们是很少建造这种风洞的.

1.2 可压缩气流理论概述

在低速空气动力学研究中,我们假设空气是一种不可压缩流体,即当它流过正在飞行的飞行器或流经风洞时,其密度不变.从工程观点来看,当马赫数在 0.2 以下时,上述假设完全可以满足.因为在此速度以下的气流密度仅有很小变化.当马赫数大于 0.2 时,密度变化加大,但在流场中某一点的局部速度超过音速以前,压缩性的最重要影响还没有显示出来.实际上,在 $M = 0.5$ 以下,这种局部速度超过音速的现象几乎从不发生.但在 $M = 0.85$ 以上,我们可以断定,它必然要发生.

压缩性的严重影响之原因在于,气流速度一旦超过音速,它的特性就会发生显著的变化.这包括:(1)物体的影响划分成“扰动区”和“静寂区”;(2)控制流线流动的亚音速定律在此恰恰相反;(3)形成激波.我们将描述这些影响,讨论它们与机翼绕流的关系,并扼要地介绍控制其应用的气流定律.

“扰动区”和“静寂区” 对此现象的理解,基于这样一个基本概念,即流体中的扰动,从扰动点出发,将以当地音速向周围传播.此效应可用图 1.5 描述.该图说明了音波的传播与处于不同速度范围的飞行粒子的关系.图 1.5a,可以看成在零时刻一颗粒子从步枪内以半音速 ($M = 0.5$) 射入静止

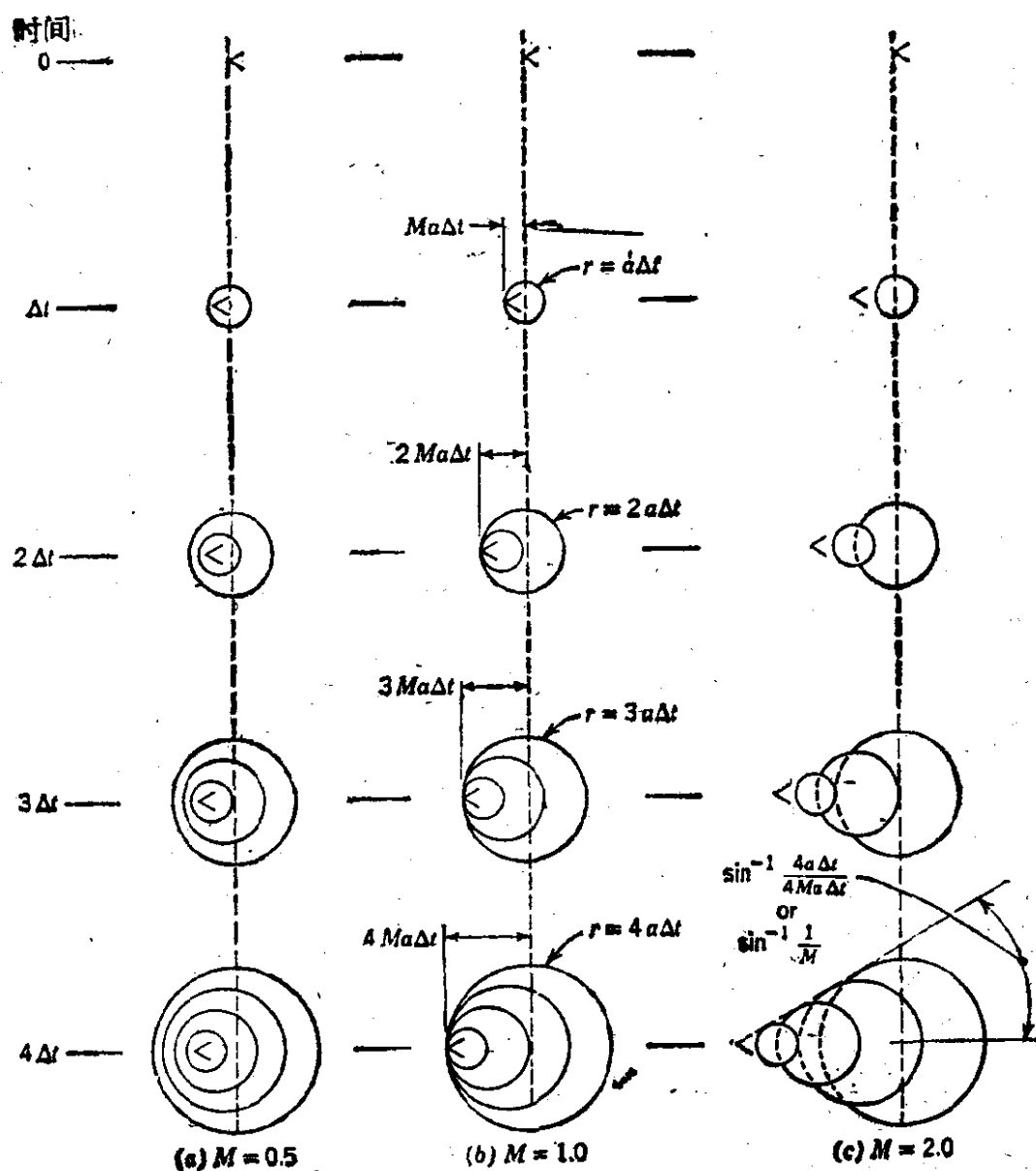


图 1.5 不同马赫数下飞行时扰动波(声波)的传播(M = 马赫数, a = 音速)

的空气。在零时刻,射入空气的粒子产生一个扰动,此扰动又以音速向周围传播。 Δt 时间之后,初扰动所影响的区域就以半径为 $a\Delta t$ 的球面为边界。这时,以半音速运动的粒子仅移动了 $0.5a\Delta t$ 的距离,于是初扰动波就跑到了粒子的前面。在 Δt 时刻,另外一个扰动又产生了。在 Δt 与 $2\Delta t$ 之间,由零时刻产生的扰动所影响的球半径扩展为 $2a\Delta t$,而 Δt 时刻产生的扰动球半径就扩展为 $a\Delta t$ 。粒子为两波所超过。在图 1.5a

中,按照这一方式继续下去,我们看到,粒子前面的空气在它未到达之前已经受到了扰动波的影响。这就是亚音速气流的典型情况。扰动波是一些压力脉冲,它跑到物体的前方,并使那里的空气准备移开。与此相似,物体后部或其后面的压力也可传到前面,并对流型做出贡献。于是,全部流场都将受到亚音速流场中其他各点的影响,因而就没有“静寂区”。

再看图 1.5 b,它描绘了粒子以音速 ($M = 1$) 从枪内射出的情况。我们看到,扰动传播的图型与前者稍有不同。这时,各次扰动都聚合在粒子的头部,并形成一個集结的波阵面。对于这种马赫数为 1.0 的情况,粒子将以前进波的速度在空气中运动,因此粒子前方的空气就不再会收到粒子将要到来的讯号。于是,粒子前面的区域成为静寂区。

图 1.5c 给出粒子以大于音速的速度运动时,扰动传播的图型。在这种情况下,每个扰动波半径的增长速度都小于粒子运动速度。结果扰动波聚合成一个锥形包络,这就是以粒子为顶点的马赫波。圆锥外面的区域是静寂区。如图 1.5c 所示,其锥半角为 $\sin^{-1}(1/M)$ 。

流线流动 当空气以马赫数小于 1.0 的速度沿管道流动时,其马赫数的增加,将伴随着速度的增加和密度的减小。空气速度的增加比密度的减小要快;譬如说,速度增加百分之十,密度减少百分之八。在这种情况下,每秒流过每平方英尺管道截面的重量将随马赫数的增加而增大。因此,如果仍需气流充满管道,那末其截面积就要减小(参阅文献 1.15)。

$M = 1.0$ 以上,情况恰好相反。如果马赫数增加,譬如说速度增加百分之十,则密度就可能降低百分之十二。在这种情况下,每秒钟流过每平方英尺管道截面的重量就减少了。因此,必须增大管道截面,才能适应气流马赫数的增加。反之,欲降低超音速气流的马赫数,就必须减小管道的截面积。

而这种做法在亚音速气流中会增加马赫数。

在自由空气中，我们采用“流管”代替管道。所谓流管，是一些想像的管子，通过其中的流量认为是不变的。“流线”则是指构成二维流管边界的线。流管(乃至流线)有如设计形状完美的管道，其截面在加速亚音速气流时减小，而在加速超音速气流时增大。这样，当速度超过音速时，就与控制流线流动的亚音速定律恰恰相反。

激波 如上所述，并由图 1.5 所示，粒子在空气中以马赫数等于或大于 1.0 的速度运动时，将形成集结的波阵面。如果这些波很弱，以致当它们通过时，空气特性仅发生无限小的变化，这种波叫做“马赫波”，且与气流方向呈 $\sin^{-1}(1/M)$ 角倾斜。有限强度的波(通过它空气性质有显著变化)是由若干马赫波集结而成，称为“激波”。

图 1.6 比较了由超音速气流的压缩和膨胀而形成的两种马赫波。气流方向的改变需要一个很短的(虽然是有限的)时间。于是到达拐角的空气就趋向于沿拐角流动。如图 1.6a 所示，若拐角倾向于压缩气流，则产生扰动波。一个弱扰动(马赫波)的产生，使气流速度稍稍减缓，并略微偏转一个角度。后面的一系列弱扰动都与此相同。气流速度的降低和方向的改变是这样进行的，即各连续扰动波逐次相对于原始气流方向具有更大的倾斜，致使大量弱压缩扰动聚合成激波。如果拐角形状使气流膨胀(图 1.6 b)，一连串弱扰动波也会发生。然而，在这种情况下，各连续扰动相继产生于更高的马赫数。这更高的马赫数和气流方向的变化使扰动波发散，结果形成一系列膨胀波，称为“普朗特 (Prandtl)-麦耶 (Meyer) 膨胀扇面”。

图 1.6a 中的激波称为“斜激波”，因为它相对于气流方向有一个斜角度。如果气流的转角很小，则斜激波下游的气流

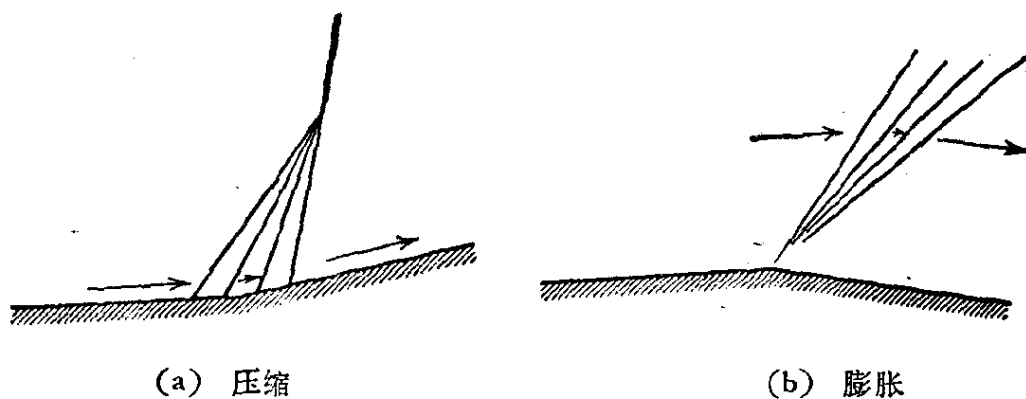


图 1.6 超音速气流压缩和膨胀时的扰动波形成

速度小于主气流速度,但仍保持超音速。如果转角很大,则激波将垂直于气流并脱离角缘,同时“正激波”下游气流速度变为亚音速。在这两个极端转角之间,斜激波变得较陡峭,其下游速度则随转角的增大而减小。

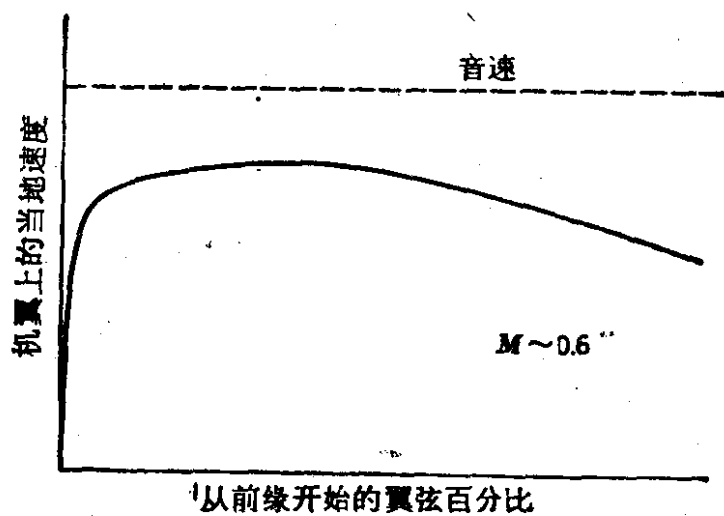
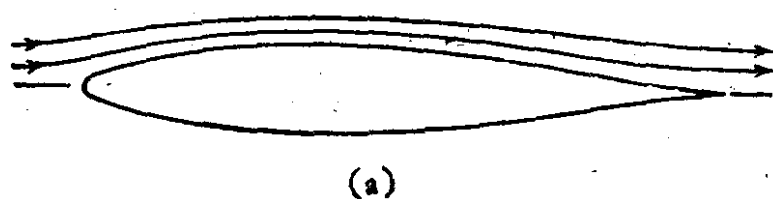
在介绍了正激波与斜激波之后,我们比较细致地讨论一下激波的性质。通过一个激波,空气的性质几乎在一瞬间发生了变化。其压力、温度和密度增加,而速度降低。熵的增加致使总压不能恢复到激波上游的原状。空气可以滞止到激波上游的总温,而滞止压力却只能小于初始压力。

当绕体气流速度是超音速时,总会有激波形成。若气流马赫数稍高于 1.0,则为正激波,并且通过激波的损失很小。若气流速度更高,则激波可能是斜的,也可以是正的,这取决于空气随物体偏转的角度。在给定马赫数下,通过正激波的损失总是大于通过斜激波的损失。在通过管道的超音速气流中(譬如风洞),当要求空气减速到亚音速时,会发生正激波。正激波对于风洞运行的重要性将在后面讨论。

让我们先讨论一下上述现象与图 1.7a 内机翼绕流的关系。沿机翼表面流过的空气,平均地说必须比主气流快一些,因为它在相同的时间内需要走过较长的距离。在亚音速气流中,机翼前半部周围,由于机翼厚度增加,气流的有效截面减

少, 因此速度增大, 流管减小。而在机翼的后半部, 由于机翼厚度减小, 气流的有效截面增加, 因此速度减小, 流管增大。对马赫数等于 0.6 的气流当地速度沿机翼的分布, 示于图 1.7b 中。我们注意到, 对于理想情况, 把马赫数等于 0.6 的压力负荷, 沿机翼剖面积分, 在气流方向上将得到零作用力(零“阻力”)。机翼前半部分的高速度, 伴随着压力的减小, 把机翼向前推。与此相似, 机翼后半部的较高速度所伴随的压力减小, 把机翼向后拉。这两个方向的力正好彼此抵消。实际上, 机翼仍将受到微小的压力阻力。但机翼阻力主要是由表面与邻近空气(也就是附面层)的摩擦引起的。

当相同的机翼处于马赫数约 0.85 的气流中时(图 1.7c), 沿机翼前半部的流管内之气流速度再一次快速地增加, 并且达到进而超过马赫数 1.0。在此情况发生的地方, 机翼表面是转离当地超音速气流方向的, 这相当于流管截面的增加, 因而



(图 1.7)