

低速风洞试验

〔美〕艾伦·波普 约翰·哈珀 著

彭锡铭 严俊仁 石佑伦 等译

韩志华 柳恩敏 等校

国防工业出版社

内 容 简 介

本书是专门介绍低速风洞试验的一本著作。内容主要包括低速风洞种类和基本设计原理、风洞试验方法、测试技术、试验数据的修正与应用以及风洞在非航空方面的应用等，对直升机的试验也作了简要叙述。

本书可做大学有关专业的工农兵学员和教师的参考书使用，也可供从事低速风洞试验和设计工作的工程技术人员参考。

LOW-SPEED WIND TUNNEL TESTING

Alan Pope John J. Harper
John Wiley & Sons, Inc. 1966

*

低速风洞试验

〔美〕艾伦·波普 约翰·J·哈珀 著
彭锡铭 严俊仁 石佑伦 等译
韩志华 柳恩敏 等校

*

国防工业出版社出版

北京市书刊出版业营业登记证出字第 074 号

新华书店北京发行所发行 各地新华书店经销

国防工业出版社印刷厂印装

*

850×1168¹/₃₂ 印张14³/₄ 374千字

1977年5月第一版 1978年9月第二次印刷 印数：2,801—7,000册

统一书号：15034·1531 定价：1.85元

译者序

为适应我国航空和宇宙航行科学技术蓬勃发展的需要，遵照伟大领袖毛主席关于“洋为中用”的教导，我们翻译了这本《低速风洞试验》，向有关同志介绍国外风洞设计、风洞试验和测试技术等方面的情况。

利用风洞进行气动力试验和研究，在本世纪初即已开始，到目前为止，世界各国建造的各类风洞数以百计，但系统地论述风洞设计和试验的专门著作却不多。艾伦·波普（Alan Pope）曾在一九四七年编著出版了《风洞试验》一书，可算是这方面的专著之一，此书在一九五四年再版。从那时以来，气动力研究工作有了新的发展，各国又先后建造了一些风洞，用以解决诸如垂直短距起落飞机、直升飞机和复合式直升飞机、再入飞行器、导弹低速稳定性及其在发射位置的风载等方面的新问题。在这样的基础上，作者得以在内容上加以充实，并分成《低速风洞试验》和《高速风洞试验》两书于一九六六年出版。

从一九六六年本书原著出版到现在十年过去了，虽然在这期间又有不少新技术、新经验有待总结整理，但书中所阐述的关于风洞设计和风洞试验方面的基本原理和方法等内容，至今仍有一定的参考价值。在译校过程中，对原著的若干错误观点和不切合我国实际之处则做了删节。

在本书的译校过程中，得到了很多同志的热情支持和帮助，在此，谨向他们表示衷心的感谢！

由于水平所限，译校中定有很多错误和不妥之处，热忱欢迎同志们提出批评指正。

目 录

第一章 风洞	11
1.1 重要的试验参数	11
1.2 专用术语	15
1.3 风洞的类型	16
1.4 单回流风洞	17
1.5 单回流压力风洞	18
1.6 变密度风洞	18
1.7 全尺寸风洞	19
1.8 烟风洞	20
1.9 自由飞风洞	22
1.10 尾旋风洞	23
1.11 直流式风洞	25
1.12 低紊流度风洞	29
1.13 稳定性风洞	30
1.14 二元风洞	30
1.15 结冰风洞	30
1.16 多用途风洞	32
1.17 垂直短距起落风洞	32
1.18 汽车风洞	34
1.19 低速风洞表	35
第二章 风洞设计	50
2.1 试验段	51
2.2 回流道	55
2.3 换气装置	58
2.4 风扇整流系统	58
2.5 驱动电机	76
2.6 整流罩	78

2.7	拐角	78
2.8	蜂窝器和阻尼网	81
2.9	收缩段	83
2.10	风洞结构	84
2.11	功率损失	86
2.12	冷却	93
2.13	试验段插件	96
2.14	安全	99
第三章 试验段的仪器配置及其校准		101
3.1	液体和压力计	101
3.2	多管压力计	105
3.3	皮托管	107
3.4	基尔 (Kiel)管	112
3.5	气流温度	112
3.6	气流方向	113
3.7	测压排管	114
3.8	附面层探头	115
3.9	流谱观察设备	119
3.10	速度调节	123
3.11	试验段里的速度变化	125
3.12	纵向静压梯度	128
3.13	试验段里的流向变化	128
3.14	紊流度	129
3.15	喘振	137
3.16	能量比	138
第四章 模型的力、力矩和压力的测量		141
4.1	天平	141
4.2	挂线式天平	143
4.3	支杆式天平	144
4.4	台式天平	147
4.5	辊式天平	148
4.6	塔式天平	149
4.7	天平设计	154

4.8	天平安装	155
4.9	天平校准	156
4.10	模型安装	160
4.11	变形	170
4.12	天平测量元件和连杆机构	170
4.13	电测装置	173
4.14	应变天平	175
4.15	内式应变天平的校准	181
4.16	天平的干扰	184
4.17	天平调整	186
4.18	支架阻力和干扰的测量	191
4.19	用动量法测量翼型阻力	198
4.20	用测量压力分布来测量升力和阻力	201
第五章 试验方法		206
5.1	模型的设计和制造	206
5.2	试验计划	214
5.3	使用风洞的程序	215
5.4	一般试验方法	216
5.5	三元机翼试验	220
5.6	二元机翼试验	233
5.7	飞机部件试验	235
5.8	操纵面试验:副翼翼段	237
5.9	操纵面试验:方向舵	249
5.10	操纵面试验:升降舵	253
5.11	全模型试验	255
5.12	机身、短舱和旋转体试验	286
5.13	螺旋桨试验	287
5.14	空腔谐振试验	288
5.15	喷气式飞机的模型试验	289
5.16	气动弹性试验	291
5.17	颤振模型的设计和缩尺	294
5.18	尾旋试验	299
5.19	风车发生器试验	300

5.20	带地板的试验	301
5.21	局部载荷试验	303
5.22	小展弦比机翼试验	303
5.23	发动机试验	305
5.24	投放试验	305
5.25	阻力伞试验	308
5.26	外挂试验	309
5.27	垂直短距起落飞机试验	310
5.28	再入着陆飞行器试验	313
5.29	导弹的倾覆和振动弯曲力矩试验	314
第六章 风洞的边界修正		317
6.1	镜像法	318
6.2	二元试验的洞壁修正	322
6.3	浮力(二元情况)	322
6.4	固体阻塞(二元情况)	326
6.5	尾流阻塞(二元情况)	329
6.6	流线弯曲(二元情况)	330
6.7	二元边界修正的小结	333
6.8	二元洞壁修正的实验验证	336
6.9	浮力(三元情况)	337
6.10	固体阻塞(三元情况)	338
6.11	尾流阻塞(三元情况)	340
6.12	流线弯曲(三元情况)	343
6.13	一般下洗修正	345
6.14	升力分布干扰(圆形试验段)	350
6.15	升力分布干扰(椭圆形试验段)	351
6.16	圆形试验段的下洗修正	352
6.17	矩形试验段的下洗修正	353
6.18	圆弧形试验段的下洗修正	357
6.19	椭圆形试验段的下洗修正	360
6.20	闭口八角形试验段的下洗修正	364
6.21	机翼后面气流的下洗修正	365
6.22	翼-身组合体的下洗修正	373

6.23	带动力试验的下洗修正	374
6.24	后掠机翼的下洗修正	374
6.25	襟翼下偏模型的下洗修正	376
6.26	反射板模型的修正	376
6.27	无需修正的试验段形式	380
6.28	螺旋桨试验的边界修正	380
6.29	不对称载荷的下洗修正	382
6.30	垂直短距起落试验的修正	386
6.31	三元边界修正的小结 (闭口试验段)	387
6.32	三元边界修正的小结 (开口试验段)	392
6.33	操纵面铰链力矩的边界修正	393
第七章	风洞数据的应用	394
7.1	附面层	395
7.2	尺度效应对阻力的影响	402
7.3	尺度效应对升力曲线的影响	406
7.4	尺度效应对襟翼特性的影响	410
7.5	尺度效应对俯仰力矩曲线的影响	411
7.6	尺度效应对纵向稳定性和操纵性的影响	412
7.7	尺度效应对方向稳定性和操纵性的影响	412
7.8	尺度效应对横向稳定性和操纵性的影响	413
第八章	小风洞	414
8.1	不受雷诺数影响的一些试验	414
8.2	雷诺数影响可以忽略不计的情况	415
8.3	示教用小风洞	415
8.4	极低雷诺数的流动	419
第九章	风洞在非航空方面的应用	422
9.1	一般试验方法	422
9.2	房屋建筑和标牌上的风载	423
9.3	结构上的风载	425
9.4	非定常空气动力学	427
9.5	桥和烟囱的振动	429
9.6	输电线路	430
9.7	烟囱绕流试验	431

9.8	汽车和货车试验	434
9.9	雷达天线试验	436
9.10	风动装置	437
9.11	大地和园林试验	438
9.12	水下运载工具试验	440
9.13	帆船和轮船试验	442
9.14	蒸发试验	443
9.15	雪堆模型试验	444
9.16	土壤风蚀作用试验	445
9.17	昆虫和飞鸟试验	446
9.18	人力飞行器	447
9.19	气体混合试验	447
第十章	直升机试验	448
10.1	概述	448
10.2	旋翼模型	451
10.3	试验准备	452
10.4	旋翼的专用测量仪器	453
10.5	试验方法	457
10.6	支架产生的附加载荷、干扰和气流偏角	458
10.7	数据处理	460
10.8	旋翼试验的边界修正	460
10.9	直升机机身试验	462
参考资料		464

第一章 风 洞

获取空气动力学方面有用的实验资料可以通过多种途径,如:飞行试验、投放试验、火箭橇、水洞、旋臂机、激波管、水槽、火箭飞行、缩尺模型的飞行、弹道靶场以及亚音速、高亚音速、跨音速、超音速和高超音速风洞等。但是,每种设备都有一定的适用范围,还没有一种设备可以称得上是“全能的”。

本书仅涉及低速风洞的设计和使用。这里所说的低速是指300哩/时以下的速度,换句话说,是指“压缩性可以忽略不计”的速度。

由于风洞可以采用模型来做试验,而且随时都可使用,因而是一种快速、经济和准确地研究空气动力的方法。

由于风洞主要是用来作缩尺模型试验的设备,所以我们先讨论一下怎样进行这种缩尺模型试验,才能使试验结果最有效地应用于全尺寸飞行器。

1.1 重要的试验参数

当物体在介质中运动时,由于介质的粘性、惯性、弹性和重力的作用而产生力。惯性力与受扰动的空气质量 and 这些质量所具有的加速度成正比。由于大量空气受运动物体的扰动(并且每个空气质点受到的扰动量是不同的),所以我们可以认为惯性力相当于使某一“有效”容积的空气产生一恒加速度的结果。令有效空气容积为 kl^3 , 其中 l 是物体的特征长度, k 是与物体形状有关的常数。那么可以写出

$$\text{惯性力} \sim \rho l^3 V/t$$

式中 ρ ——空气密度(斯勒格/呎³)[○];

V ——物体速度(呎/秒);

t ——时间(秒)。

用 l/V 代替 t , 我们得到

$$\text{惯性力} \sim \frac{\rho l^3 V}{l/V} \sim \rho l^2 V^2 \quad (1.1)$$

粘性力, 按其定义, 可写为

$$\text{粘性力} \sim \mu V l \quad (1.2)$$

式中 μ ——粘性系数(斯勒格/呎-秒)。

重力可写成

$$\text{重力} = \rho l^3 g \quad (1.3)$$

式中 g ——重力加速度。

根据定义, 气体的容积弹性模数是产生一个单位容积变化所需要的应力, 用符号 E 代表, 单位是磅/呎²。故

$$\text{弹性力} \sim E l^2 \quad (1.4)$$

空气中的音速 a 与弹性模数之间的关系可表示为

$$E = \rho a^2$$

因此

$$\text{弹性力} \sim \rho a^2 l^2$$

这些重要的力的比值为

$$\text{雷诺数} = \frac{\text{惯性力}}{\text{粘性力}} = \frac{\rho}{\mu} V l \quad (1.5)$$

$$\text{马赫数} = \frac{\text{惯性力}}{\text{弹性力}} = \frac{V}{a} \quad (1.6)$$

$$\text{弗劳德数} = \frac{\text{惯性力}}{\text{重力}} = \sqrt{\frac{V^2}{lg}} \quad (1.7)$$

绝大多数风洞试验对雷诺数效应非常敏感, 因此在进行试验前, 应先参阅 7.1 节, 并与使用风洞的有经验的操作者共同讨论

● 斯勒格 (Slug) 是英制质量单位。——译注

研究。

应该指出，后两个方程用的是比值的平方根，而不是比值的本身。

如果一个模型与全尺寸实物具有相同的雷诺数和马赫数，则模型上作用的力和力矩将与实物上的力和力矩成一定的比例，这两个物体上的流态将完全相似。若所研究的物体是处在自由飞的情况（尾旋或动力模型），模型还应与全尺寸实物有相同的弗劳德数。关于试验参数更详细的讨论可参阅 5.17、5.18 和 5.24 节。

幸好，需要同时满足全部三个相似条件的情况是很少的。对于在风洞中刚性安装的模型，不需考虑弗劳德数相似。马赫数在 0.4 以下时，压缩性的影响也不太重要。雷诺数在 1.5×10^6 以上时，其影响往往可以估计出来。因此，对于大多数问题来说，用模型是能够得出高质量的研究结果的。而且还可以采用一些特

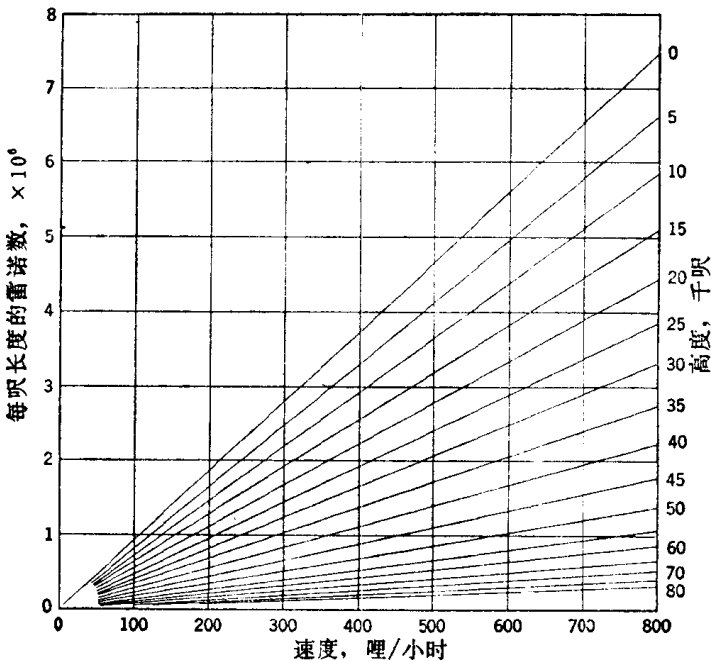


图1.1 在标准大气情况下，不同速度和高度的雷诺数值

殊方法。例如，直接用增加压力的方法来增大雷诺数；采用与空气不同性质的气体能降低介质中的音速和节省风洞功率[●]，当弗劳德数必须相似时，由于速度项是二次幂，因此，稍稍加大速度，就能使弗劳德数大大增加。可以肯定的说，利用风洞模型试验可以使绝大部分空气动力学问题得到启示或解决。

为了便于使用，图 1.1 中给出了标准大气中高度在 80000 呎以下的每呎雷诺数。图 1.2 中给出了在风洞试验条件范围内的 ρ/μ 值，标准海平面的 $\rho/\mu = 6380$ 秒/呎²。

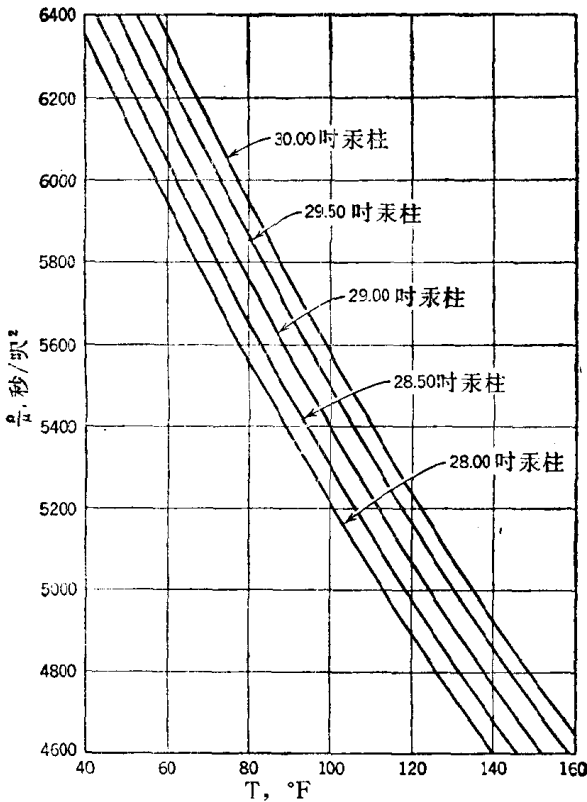


图 1.2 不同温度和压力的 ρ/μ 值

- 在风洞输入功率一定的情况下，用弗利昂 12 (freon 12) 代替空气，能使气流马赫数增大 2.5 倍，雷诺数增大 3.6 倍，但增加了运转操作和数据分析的复杂性。

下面几节讨论专用术语和风洞类型，并给出了每一类型的例子。

1.2 专用术语

一个常规的、单回路风洞的轮廓图表示在图 1.3[●] 中，各组成部分用常用的名称标出。其它的术语也经常会遇到，因为专用术语尚未完全统一。如，风洞 (tunnel) 常被称为“风道”(wind channel)，收缩段 (contracting cone) 可以称为“进气锥”(entrance cone) 或“喷管”(nozzle)，风洞风扇 (fan) 也可称为“螺旋桨”(propeller)，试验段 (testing section) 可以叫做“工作段”(working section)、“喉道”(throat)、“风道”(channel) 或“射流段”(jet)。有时，“射流段”(jet) 这个词意指“开口试验段”(open jet) (无固壁边界)。尽管专用术语多变，但很少引起混淆，因为根据上下文意来判断，可以避免对含义发生误解。

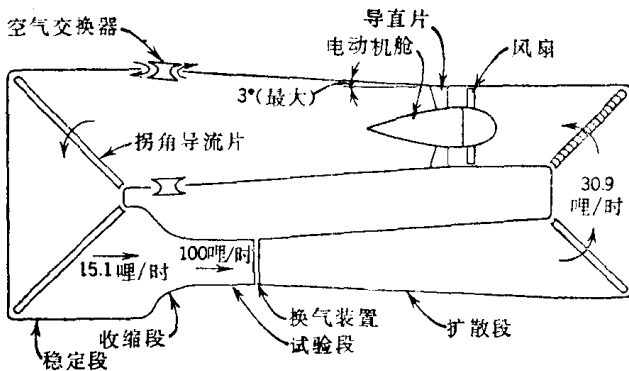


图1.3 普通单回流式风洞。虽然低速风洞一般无需装设冷却用的空气交换器，但仍在图中予以标出。另一种冷却装置是装设在稳定段前靠近拐角导流片的散热器

● 这个图与实际设备有点不相符，因为带有空气交换器 (air exchanger) 的风洞多半没有换气装置 (breather)。

1.3 风洞的类型

风洞有两类基本型式。第一类称为开路式 (open-circuit) 或叫“埃弗尔”(Eiffel) 式或“NPL”[●] 式风洞, 它没有空气导流回路 (见图 1.4), 空气离开扩散段后, 经过迂回曲折的路线再返回进气口。如果风洞直接从大气中吸进空气, 那么使用的是完全新鲜的空气。

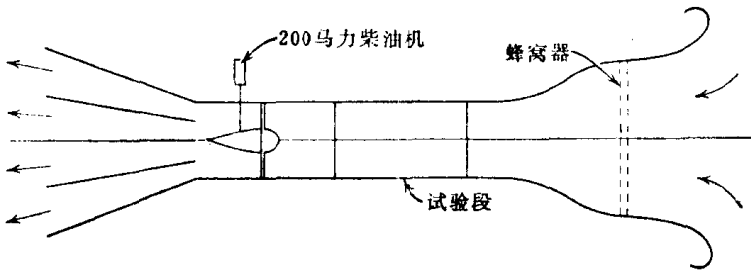


图1.4 新型垂直短距起落直流式风洞草图

第二类称为闭路式 (closed-circuit) 或“普朗特式”(Prandtl)、“哥丁根式”(Göttingen) 或“回流式”(return-flow) 风洞, 如同最后名称的含义那样, 它有连续的空气回路 (见图 1.3), 图中表示的速度是说明回路中的速度变化, 而数值本身没有什么意义。

回流式风洞有三种型式: 单回流式 (图 1.3)、双回流式 (图

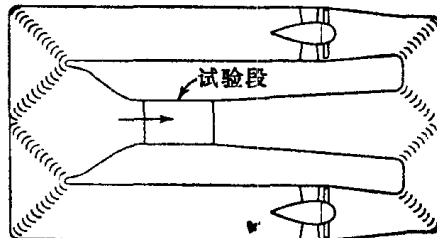


图1.5 双回流式风洞

● 严格地说, 埃弗尔式风洞具有开口试验段, 而NPL式风洞具有闭口试验段, 但二者都是开路式风洞。

1.5) 和环状回流式 (图1.6), 其中只有第一种是目前常用的。在双回流式和环状回流式风洞中, 沿回路洞壁流来的那一部分空气汇集成射流中心, 直接流过模型, 在收缩比不是很大的情况下, 气流是极端紊乱的, 因此给分析试验数据带来困难。双回流风洞的另一个缺点是大模型有偏航时会引起速度分布的变化。在单回流式风洞中, 风扇的混合作用能使模型引起的流动变化稳定下来, 但是在双回流式风洞中, 气流向一边偏转, 影响滚转和偏航数据。

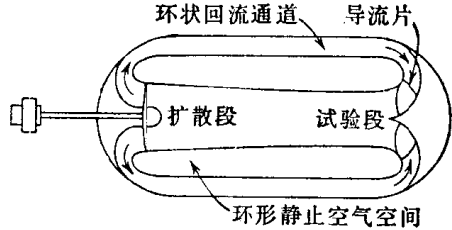


图1.6 环状回流式风洞

此外, 风洞还可以根据试验段的横截面形状区分。试验段的截面形状可以是方形、长方形、带圆角的长方形、八角形、圆形和椭圆形的。试验段可以是完全闭合的 (闭口试验段), 也可以简单地由一个开口空间构成, 空气由收缩段流经这个开口空间进入扩散段。无论实验段是开口的还是闭口的, 边界都影响模型的绕流, 因而试验数据必须修正, 以便与自由气流中的结果一致。修正的原理和修正量将在第六章讨论。

除了低速风洞, 还有接近音速工作的 (高亚音速) 风洞, 跨越音速的 (跨音速) 风洞, 高于音速的 (超音速) 风洞, 以及高超音速范围的 (高超音速) 风洞。这些风洞的设计和使用问题超出了本书的范围, 可参阅参考资料[1.21]。

还有少数特殊风洞, 模型可以在风洞中自由飞行, 用电影摄影机记录模型的运动。NASA 尾旋风洞和 NASA 自由飞风洞属于这一类。

1.4 单回流风洞

在美国有几所学校建造有与图 1.3 所示类型相似的风洞。这