

低湍流度风洞试验

■ 车学科 聂万胜 何浩波 侯志勇 编著



国防工业出版社
National Defense Industry Press

低湍流度风洞试验

车学科 聂万胜 何浩波 侯志勇 编著



国防工业出版社

·北京·

内 容 简 介

本书主要介绍低湍流度风洞的设计研制、试验理论和试验技术。全书共7章,内容包括低湍流度风洞设计关键方法和流场校测,相似理论、误差理论和数据处理方法,15种常规风洞试验,试验测量技术,试验数据修正技术,8种基础试验程序和方法。

本书适合作为航空航天相关专业本(专)科生的试验课程教材或参考书,同时可供相关领域科研人员参考。

图书在版编目(CIP)数据

低湍流度风洞试验/车学科等编著. —北京:国防工业出版社,2018.2
ISBN 978-7-118-11494-2

I. ①低… II. ①车… III. ①低湍流度风洞-风洞试验 IV. ①V211.74

中国版本图书馆 CIP 数据核字(2018)第 026679 号

※

国防工业出版社 出版发行

(北京市海淀区紫竹院南路 23 号 邮政编码 100048)

北京京华虎彩印刷有限公司印刷

新华书店经售

*

开本 710×1000 1/16 印张 11½ 字数 210 千字

2018 年 2 月第 1 版第 1 次印刷 印数 1—1000 册 定价 58.00 元

(本书如有印装错误,我社负责调换)

国防书店: (010)88540777

发行邮购: (010)88540776

发行传真: (010)88540755

发行业务: (010)88540717

前 言

低湍流度风洞是一种湍流度低于 0.05% 的风洞,一般风速较低,其在湍流结构、转捩、流动稳定性、边界层控制等基础理论研究以及低阻翼型研制方面具有重要作用。国内对低湍流度风洞的研究起步较晚,数量和研究成果也比较少,随着我国经济和科学技术的发展,尤其是面临空气动力学基础理论和临近空间飞行器发展的迫切需求,低湍流度风洞越来越受到重视。

本书是对航天工程大学低湍流度风洞研制、使用以及多年教学实践的总结,第一章主要阐述了低湍流度风洞设计中的关键点及技术措施,并对航天工程大学低湍流度风洞进行了介绍;第二章论述了低湍流度风洞流场的校测方法,并将其应用于航天工程大学低湍流度风洞,结果表明该风洞最低湍流度达到 0.013%,并具有 6 挡高精度变湍流度能力;第三章详细介绍了低湍流度风洞的试验理论,包括相似理论和准则、误差理论以及试验数据处理方法,为设计试验、获取试验结果信息提供了理论依据;第四章介绍了可以在低湍流度风洞开展的一些典型试验,其中等离子体流动控制试验是一种新型风洞试验;第五章介绍了常用的测量技术,包括压力、温度、速度测量技术,天平测量技术以及多种流场显示技术;第六章阐述了试验数据修正理论和方法,主要包括天平弹性变形和模型自重影响、风洞气流平均偏转角和轴向压力梯度、支架和洞壁干扰、雷诺数影响等干扰因素的修正;第七章重点介绍了在航天工程大学低湍流度风洞开展的一些教学实践和科学研究,包括各试验的原理、内容、流程,并给出了一些思考题,其中等离子体抑制翼型流动分离试验涉及了等离子体的相似问题,本书在这方面也做了一些初步工作。

本书的出版得到了“2110”工程的资助,编写过程中得到了西北工业大学孟宣市博士的热情支持和帮助,同时作者还大量参考了国内众多同行、专家学者的研究成果,在此一并表示衷心的感谢。

由于作者学识水平有限,不足与疏漏之处在所难免,恳请读者和同行给予批评指正。

作者

2017 年 7 月

目 录

第一章 低湍流度风洞设计	1
1.1 低湍流度风洞	1
1.1.1 低速风洞	2
1.1.2 低湍流度风洞	6
1.2 低湍流度风洞关键设计方法	7
1.2.1 稳定段设计方法	7
1.2.2 收缩段设计方法	9
1.2.3 试验段下游优化设计	11
1.2.4 变湍流度技术	11
1.3 低湍流度风洞设计实例	12
1.3.1 稳定段	12
1.3.2 收缩段	12
1.3.3 试验段	14
1.3.4 动力段	14
1.3.5 扩散段	15
第二章 低湍流度风洞流场校测	16
2.1 流场校测方法	16
2.1.1 总压、静压测量方法	16
2.1.2 试验段动压测量方法	18
2.1.3 气流方向测量方法	20
2.1.4 轴向静压梯度测量方法	20
2.1.5 气流湍流度测量方法	21
2.2 航天工程大学低湍流度风洞流场校测	21
2.2.1 调速性能校测	21
2.2.2 试验段气流稳定性校测	23
2.2.3 试验段轴向静压梯度校测	23
2.2.4 动压场均匀性校测	24

2.2.5	方向场校测	25
2.2.6	侧壁边界层校测	25
2.2.7	低(变)湍流度测试	26
第三章	低湍流度风洞试验基本理论	36
3.1	相似理论与典型相似准则	36
3.1.1	相似	36
3.1.2	量纲	37
3.1.3	相似理论	41
3.1.4	典型相似准则	42
3.2	误差理论	44
3.2.1	误差基本概念	44
3.2.2	误差来源	45
3.2.3	偶然误差	46
3.2.4	系统误差	51
3.2.5	过失误差	52
3.2.6	函数误差	53
3.2.7	测量不确定度的合成	53
3.2.8	动态测量误差的估计	54
3.3	试验数据处理	55
第四章	低湍流度风洞试验技术	60
4.1	全模测力试验	60
4.1.1	飞机纵向气动特性	60
4.1.2	飞机横向气动特性	62
4.1.3	飞机操纵面气动特性	62
4.1.4	地面效应试验	64
4.2	压力分布试验	64
4.2.1	测压试验方法	64
4.2.2	测压试验数据处理	65
4.3	翼型试验	67
4.3.1	建立二元流动的方法	67
4.3.2	翼型试验	68
4.3.3	数据处理	69
4.4	铰链力矩试验	70
4.4.1	试验方法	70

4.4.2	试验结果的处理	71
4.5	进气道试验	72
4.5.1	进气道形式	72
4.5.2	进气道特性参数	73
4.5.3	进气道性能参数测量与数据处理	74
4.6	喷流试验	77
4.6.1	喷流试验装置	77
4.6.2	相似参数	78
4.7	马格努斯力试验	81
4.7.1	试验方法	81
4.7.2	试验模型	82
4.8	颤振试验	83
4.9	动导数试验	84
4.9.1	试验原理	84
4.9.2	试验技术	86
4.10	火箭/导弹风载试验	87
4.10.1	试验方法	87
4.10.2	数据处理	88
4.11	投放试验	88
4.11.1	相似准则	89
4.11.2	模型要求	89
4.11.3	试验方法	90
4.11.4	试验装置	90
4.12	自由飞试验	91
4.12.1	模型要求	91
4.12.2	试验技术	93
4.13	建筑物风载试验	94
4.14	汽车气动力试验	95
4.15	等离子体流动控制试验	96
第五章	低湍流度风洞试验测量技术	100
5.1	压力测量技术	100
5.2	温度测量技术	100
5.2.1	风洞稳定段总温测量	100
5.2.2	气流静温测量	100

5.2.3	壁面温度测量	101
5.3	速度测量技术	101
5.3.1	风速管测量风速	101
5.3.2	压强落差法测量试验段风速	101
5.3.3	热线风速仪测量风速	101
5.3.4	激光多普勒测速	102
5.3.5	粒子图像测速	103
5.3.6	低速气流方向测量	104
5.4	天平与气动力测量技术	104
5.4.1	机械天平	105
5.4.2	应变天平	106
5.4.3	天平校准	110
5.4.4	典型天平简介	112
5.5	流动显示技术	114
5.5.1	基本分类	114
5.5.2	烟流显示技术	116
5.5.3	壁面丝线技术	117
5.5.4	油流技术	118
5.5.5	升华技术	118
5.5.6	米氏散射	119
5.5.7	瑞利散射	119
5.5.8	拉曼散射	120
5.5.9	相干反斯托克斯拉曼光谱	120
5.5.10	激光诱导荧光技术	120
5.5.11	可调谐二极管激光吸收光谱	122
5.6	风洞测量系统	122
第六章	试验数据处理与修正	124
6.1	天平弹性变形、模型自重力影响的修正	124
6.2	风洞气流平均偏转角和轴向压力梯度的修正	127
6.2.1	空风洞气流平均偏转角影响的修正	127
6.2.2	空风洞流场轴向压力梯度影响的修正	129
6.3	支架干扰修正	130
6.4	洞壁干扰修正	132
6.5	雷诺数影响的修正	135

6.6	风洞试验数据与飞行试验数据的相关性	137
第七章	低湍流度风洞基础试验程序与方法	139
7.1	风洞试验模型	139
7.1.1	风洞模型的设计步骤	139
7.1.2	相似理论的应用	139
7.1.3	模型尺寸和模型外形	140
7.1.4	模型结构	141
7.2	压强与速度测量	142
7.2.1	试验目的	142
7.2.2	试验原理及方法	142
7.2.3	试验设备	143
7.2.4	试验内容	144
7.2.5	试验步骤	145
7.2.6	试验报告要求	145
7.2.7	思考题	145
7.3	风洞常数及消耗功率测量	145
7.3.1	试验目的	145
7.3.2	试验原理及方法	146
7.3.3	试验设备	147
7.3.4	试验内容	147
7.3.5	试验步骤	147
7.3.6	试验报告要求	148
7.3.7	思考题	148
7.3.8	数据记录样本	148
7.4	平板边界层测量	149
7.4.1	试验目的	149
7.4.2	试验原理及方法	149
7.4.3	试验设备	150
7.4.4	试验内容	152
7.4.5	试验步骤	152
7.4.6	试验报告要求	152
7.4.7	思考题	153
7.5	二元翼型测压试验	153
7.5.1	试验目的	153

7.5.2	二元翼型测压模型	153
7.5.3	试验原理及方法	154
7.5.4	试验设备	154
7.5.5	试验内容	155
7.5.6	试验步骤	155
7.5.7	试验报告要求	155
7.5.8	思考题	155
7.6	标准模型测力试验	156
7.6.1	试验目的	156
7.6.2	试验原理	156
7.6.3	试验设备	157
7.6.4	试验内容	157
7.6.5	试验步骤	157
7.6.6	思考题	157
7.7	低气压等离子体放电与诱导流动试验	158
7.7.1	试验目的	158
7.7.2	试验原理及方法	158
7.7.3	试验设备	158
7.7.4	试验内容	160
7.7.5	试验步骤	160
7.7.6	思考题	161
7.8	等离子体抑制翼型流动分离试验	161
7.8.1	试验目的	161
7.8.2	试验原理	161
7.8.3	试验设备	165
7.8.4	试验内容	166
7.8.5	试验步骤	166
7.8.6	思考题	167
附录 1	标准大气简表	168
附录 2	空气动力学中常用的有量纲物理量的 SI 单位和量纲	170
参考文献		172

第一章 低湍流度风洞设计

1.1 低湍流度风洞

空气动力学研究有四个基本手段,包括理论研究、数值模拟、风洞试验和飞行试验。

理论研究主要是根据对空气动力学现象的观察分析,将这些现象进行抽象和简化,提出一些假设,构造描述其物理本质的数学模型,建立相应的数学物理方程并根据相应的边界条件求解这些数学方程。

数值模拟即计算流体动力学,是通过计算机数值计算和图像显示,对包含有流体流动、热传导、化学反应等相关过程的系统所做的分析,其基本思想可以归结为:把原来在时间域、空间域上连续的物理量的场,如速度场和压力场,用一系列有限个离散点上的变量值的集合来代替,通过一定的原则和方式建立起关于这些离散点上场变量之间关系的代数方程组,然后求解代数方程组获得场变量的近似值。

风洞试验是在人工构造的流场中,放入飞行器的模型进行试验,然后测量其空气动力,试验结果直观而真实。风洞是传统的空气动力学地面模拟设备,是进行基础性研究和工程性试验的基本设备。我们把产生人工气流的特殊管道称为风洞。在这个管道中,速度最大、最均匀的一段称为风洞的试验段。试验时用支架把模型固定在试验段中,当气流吹过模型时,作用在模型上的气动力通过与支架相连的测力机构传给测量仪器,从而获得模型在各种状态下的气动力。利用风洞试验可以对空气动力学和流体力学的一些基本流动规律进行试验研究,包括翼型表面压力分布、边界层变化情况以及高马赫数飞行的气动热等问题。由于试验模型和观测仪器都是固定不动的,对流动现象的观测和数据测量都很方便安全,测试精度也比较高。许多重大的空气动力学问题正是用风洞试验方法来解决的,风洞试验成果最有力地推动了空气动力学研究和飞行器研制的发展。空气动力学问题的理论计算结果,其可靠程度也要通过风洞试验来验证。目前世界上任何一种航空航天飞行器的产生,从初步设计到机型选择、定型的各个阶段里,总相伴着风洞中成千上万次的模型试验,每一次风洞试验数据都被作为飞行器设计的重要依据。可以

说没有风洞试验就没有新型飞行器上天。风洞试验的不足之处在于不能保证和实际流场完全相似,试验时只能满足某些主要的相似参数。此外,风洞的洞壁和支架等对气流有干扰,与飞行器在无限空间中的自由飞行有所不同,因此试验数据需要适当的修正。

飞行试验是在真实飞行条件下进行科学研究和产品试验的过程,主要包括模型自由飞试验和样机试飞试验。飞行试验方法可用来验证风洞试验数据的可靠性,解决风洞试验难于解决的问题,能克服风洞试验模拟方式上的不真实因素。

空气动力学的发展史表明,试验空气动力学是空气动力学发展的基本手段。空气动力学的基本现象和基本原理都是通过试验逐步认识的,空气动力学研究上的重大突破都首先是试验上的突破,空气动力学的理论本身都是在试验研究的基础上发现和发展起来的。流动机理方面的研究以及数值计算结果的验证,仍然要依靠试验。风洞试验测量方便,试验参数如气流速度、试验状态易于控制,不受外界条件的影响,且费用较低;飞行试验的试验条件不容易控制,测量方法复杂。

因此,作为空气动力学研究的主要手段,理论研究、数值模拟、风洞试验和飞行试验相互补充,相互验证,相互促进。风洞试验方法是空气动力学研究中效果最好、应用最为广泛的方法。风洞试验将伴随科学技术的进步,特别是测量控制技术的发展,在空气动力学研究领域深度和广度的扩展中,愈益发挥其重要的作用。

根据风洞试验段中气流速度的大小,风洞可分为低速风洞($Ma \leq 0.3$)、高亚声速风洞($0.3 < Ma < 0.8$)、跨声速风洞($0.8 \leq Ma \leq 1.5$)、超声速风洞($1.5 < Ma \leq 5$)和高超声速风洞($Ma > 5$)。下面主要介绍一下低速风洞和低湍流度风洞。

1.1.1 低速风洞

一般把试验段风速 $v < 100\text{m/s}$ 的风洞称为低速风洞,此时气流马赫数小于 0.3,所以空气仍可当作不可压缩的。对于一般的飞行器试验,其主要相似准则仅仅是表征粘性影响的雷诺数。在各类风洞中,低速风洞是出现最早、最完善,种类和数量最多的一种风洞。它有着广泛的用途,在航空航天方面,有关低速流的基础性研究,各种低速或高速飞行器的布局 and 性能研究,都在低速风洞中进行试验。不论何种高速飞行器,都要经历起飞或着陆阶段的低速飞行,所以低速试验是不可缺少的。一般工业用的风洞,绝大多数是低速风洞。

1. 低速风洞的特点

1) 尺寸大

由于速度低,单位面积气流所消耗的功率较小,不过总功率仍相当大,一般在几兆瓦量级,大型低速风洞可达几十兆瓦。

2) 连续运转

除特别大的风洞外,低速风洞的功率比跨超声速风洞要低一些,可长时间运转。长时间运转会消耗大量能量,引起气流和风洞的升温。

3) 对气流的性能要求高

根据相似理论,风洞提供的气流应该是充分均匀的,因此风洞中要设置很多整流部件。

2. 低速风洞的种类

按风洞的特点分为二维风洞、三维风洞、压力风洞、低湍流度风洞、低温风洞、全尺寸风洞、大气边界层风洞和特殊风洞。低速风洞按通道的形式可分为开放式风洞和回路式风洞。回路式风洞主要是指气流经过试验段后再沿着一个管道导回到试验段中去。回路式风洞又可分为三种形式,即单回路式、双回路式及环形回路式。回路式风洞所需空间较小,但由于需加回路、四个拐角和导流片等部件,构造较为复杂。

3. 低速风洞的组成和功用

以单回路式风洞为例,其组成如图 1.1 所示。

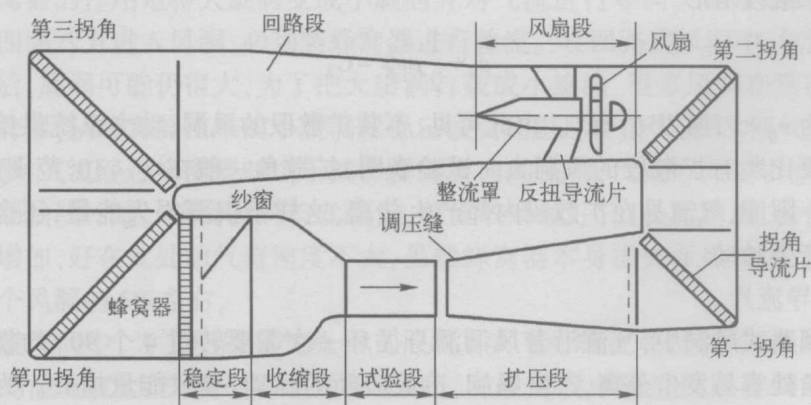


图 1.1 单回路式风洞示意图

1) 试验段

试验段是风洞安放模型进行试验的地方,所以试验段气动力特性的好坏直接影响到测量数据的准确性。风洞对试验段有以下要求:流速、压力、温度等气流各参数在试验段内任一截面上应尽可能达到均匀分布,并且不随时间改变;气流方向与风洞轴线之间的偏角尽可能小;具有合乎实际要求的湍流度;装卸模型与进行试验方便。试验段的大小根据试验时所需达到的雷诺数(Re)以及堵塞比来定, Re 的大小取决于进行哪种类型的试验,堵塞比即模型的迎风面积与试验段横截面积之

比应小于 5%。

2) 扩散段

扩散段是横截面积逐渐扩大的一段管道,其作用是把气流的动能变为压力能,因为风洞损失与气流速度的 3 次方成比例,故气流通过试验段后应尽量减低速度,以减少气流在风洞非试验段中的能量损失。

通常用扩压效率来表示扩散段能量损失的情况,能量损失少,效率则高。影响扩压效率的主要因素是扩散角的大小,此外管道的截面形状对扩压效率也有影响,试验证明,圆截面扩压效率最高,长方形次之。

下面来看看装和不装扩散段的情况。假设两者在试验段的流速 V 都一样,有扩散段时,出口流速为 $v_{\text{扩}}$,无扩散段时出口流速显然为 V ,又因出口处静压均需等于大气压 p_a ,根据伯努利公式可列出两种情况下出口气流的单位质量气体的总能量。

无扩散段情形

$$p_a + \frac{1}{2}\rho V^2 = C_1$$

有扩散段情形

$$p_a + \frac{1}{2}\rho v_{\text{扩}}^2 = C_2$$

因为 $v_{\text{扩}} < V$,所以 $C_2 < C_1$ 。由此可见,不装扩散段的风洞,动力系统供给气流的总能量要比装有扩散段的风洞大。试验表明,扩散角一般在 $7^\circ \sim 10^\circ$ 范围内选择,超过这一限度,气流易在扩散段内部产生分离,这样不仅要损失能量,还会因气流分离而产生脉动。

3) 导流片

在回路式风洞中,气流沿着风洞洞身循环一次需要转过 4 个 90° 的拐角。气流在拐角处容易发生分离,产生涡旋,造成流动的脉动,导致能量损失。为了改善气流的性能和降低损失,在拐角处布置一系列导流片,把拐角的通道分割成许多狭小的通道,导流片的截面形状与翼剖面相似。

4) 动力系统

由于摩擦、拐弯及分离等原因,气流在风洞内循环一周后会产生能量损失,造成一定的压力降低。为了在试验段维持一定的气流速度,必须有能量不断地补充进去,动力系统就起了这样的作用。动力系统的主要组成部分有风扇、反扭导流片、整流罩、动力装置和机械传动系统。其中反扭导流片的作用是为了保证气流的轴向流动。因为气流流过风扇时,风扇会使气流产生一个周向速度,而在风洞内气流的流向要求与风洞轴平行。为了减低这种滑流的周向速度,在风扇后必须安装

反扭导流片。整流罩是为了保护风扇的机械部件及电动机,并同时增加流过风扇的气流速度。动力装置带动风扇,所采用的动力装置应该满足以下要求:

- (1) 给定转速工作时要稳定。
- (2) 能调整转速,其调整范围最好能达 10:1 以上。
- (3) 造价低,维护方便。

常用的动力装置是交、直流电动机组,即交流电动机带动直流电动机发出直流电,供直流电动机使用。调节发电机发出的电压,就可调节气流的流速。

5) 回流段

回流段也是一个面积增大的扩压段,在回路风洞中,它主要作为气流的回路。在风洞中试验段速度最大,扩散段内虽然气流的动能部分转化为压力能,但速度仍较大。在回流段内气流的速度已降低很多,此处的损失小。因为回流段的损失在整个风洞的损失中占较小比例,所以在回流段可用大的扩散角以缩短风洞长度。

6) 蜂窝器与阻尼网

蜂窝器(整流器)是由许多方形、圆形、六角形等截面的小格子组成,形同蜂窝。蜂窝器的作用是将大旋涡变成小旋涡并对气流进行导向。在开路式风洞中,气流由四面八方进入风洞,必须装蜂窝器进行整流。在回路式风洞中,气流经过第四拐角后,旋涡可能仍很大,为了把大旋涡打破成小旋涡,很多风洞在第四拐角后装有蜂窝器,从蜂窝器出来的小旋涡在稳定段受到阻尼会很快消失,使气流湍流度减低,同时气流经过蜂窝器时由于减少横侧方向的流动,气流方向被引直了,使方向与风洞轴线一致。蜂窝器的长度越长,整流效果越好,但长度增大,会使气流摩擦损失增加,好在此处的气流速度不大,虽然蜂窝器本身损失系数较大,但其损失只占整个风洞的 5% 左右。

一般风洞中,为了使风洞气流和飞行器真实飞行情况相似,都要采取措施降低气流的湍流度,其中阻尼网的效果最好。一般风洞中阻尼网眼及网线的直径都很小。由于稳定段的流速最低,损失较小,因此阻尼网都装在稳定段内,并在收缩段的前方,如与蜂窝器同时使用,则装在蜂窝器后。气流经过阻尼网后,大的旋涡被分割成许多小旋涡,在稳定段中先经过衰减,然后立刻再经过收缩段,气流绝对速度增大。阻尼网与蜂窝器的基本区别在于阻尼网不能对气流起导向作用。

阻尼网与蜂窝器所在的稳定段一般为等截面,位于收缩段前。为了使气流有足够的时间稳定下来,按照经验,稳定段长度常设计为 $(1/2 \sim 1.0)D$ (D 为该段直径)。

7) 收缩段

收缩段将从稳定段流过来的气流进行加速。对收缩段的基本要求是:气流沿收缩段流动时,流速单调增加,在洞壁上要避免分离,收缩段出口处气流分布均匀且稳定。收缩段不宜过长,否则建造成本大,且能量损失也大。收缩段进出口的面积比称为收缩比。必须适当选择收缩比,一般而言,收缩比越大则收缩段出口气流的速度分布越均匀,气流的湍流度也越低,但收缩比过大,洞身随之增长,使造价增高。根据经验,收缩比一般选在 4~10 之间。

收缩段曲线的形状对试验段气流分布的均匀程度有较大的影响。收缩段靠近出口部分的曲线变化应缓慢些以稳定气流,对于收缩曲线的设计,通常采用维多辛斯曲线,其计算公式为

$$R = \frac{R_0}{\sqrt{1 - [1 - (R_0/R_1)^2] \left[1 - \left(\frac{x}{l} \right)^2 \right]^2 / \left[1 + \frac{1}{3} \left(\frac{x}{l} \right)^2 \right]^3}} \quad (1.1)$$

式中: (x, R) 为曲线上任意点坐标; R_1 和 R_0 分别为收缩段进出口截面的半径; l 为收缩段长度,一般取 $l = (1.2 \sim 2.4) R_1$; 收缩段出口处常有一段长度为 $0.4 R_0$ 的平直段。

试验证明,按照这个曲线做成的收缩段,出口截面的速度场都相当均匀。

8) 坐标架

坐标架是风洞必要的配套设备,其作用是为了固定各种模型、测量探头、模型支架等。根据不同试验的要求,坐标架可以有 2 或 3 个自由度,有的支架还可以倾斜或绕轴旋转。

1.1.2 低湍流度风洞

为了更好地预估飞机的飞行性能,开展低阻翼型和边界层控制方面的研究,20 世纪 30 年代末至 40 年代中,美国、英国等国建立了一批性能优良的低湍流度风洞。在 50 和 60 年代,由于一度把研究重点放在后掠翼、超声速飞行等方面,低湍流度风洞的发展有所减缓。60 年代末以来,随着边界层、超临界翼型、其他先进翼型和工业空气动力学得到重视,不仅美国恢复并发展了全尺寸低湍流度试验能力,法国也在 70 年代末建成了大型 $(4.5\text{m} \times 3\text{m})$ 低湍流度增压风洞,至今为止国内外已建造约 30 座低湍流度风洞,虽各有特点,但皆以湍流度不高于 0.05% 并力争达到 0.02% (或更低) 为首要目标,其中有 10 余座湍流度不高于 0.03%,不大于 0.02% 者为数很少。1981 年和 1984 年,南京航空学院和北京大学先后建成了我国首批低湍流度风洞,湍流度 0.08%~0.06%。此后约 20 年来(表 1.1),国内已先后建成并投入使用的四座低(变)湍流度风洞皆具有优良

的流场品质(各项指标合格,且绝大多数指标达国军标先进指标或较先进指标),其先进的(和较先进的)低湍流和变湍流性能已先后在教学、科研工作中发挥了不可替代的独特作用。

低湍流度风洞是研究湍流结构、转换、边界层控制、飞行器层流化等与湍流相关气动现象的必要设备,其在试验验证层流稳定性理论及发展低阻翼型方面作出了重要贡献,近年来还进行了层流控制、高升力、大雷诺数下的半模和全模试验,以及流动稳定性、湍流发展变化、边界层内流动结构等研究。

表 1.1 成功研制的四座低(变)湍流度风洞

建成时间	所在单位	型 式	收缩比 C	口径/ (m×m)	风速/ (m/s)	最低 ε /%	变湍范围 /%
1989	西北工业大学	闭口直流	7.11×3.18 $= 22.61$	1×0.4	3~75	0.02~0.01	0.02、0.06、 0.1、0.33、1、3
		直流串式		1×0.4	3~80	0.02	0.03、1、3
		直流单式		1.2×1.05	3~60		
1999	天津大学	闭口直流	7.11×1.78 $= 12.66$	0.45×0.35	0.6~42	0.05~0.03	0.03、0.2、 0.8、2.2
2002	清华大学	闭口回流	6.25×1.44 $= 9$	0.8×0.3	2~40.5	0.03~0.02	0.02、0.2、1、 4、5
2008	航天工程大学	闭口直流	12.96×1.25 $= 16.2$	1×0.8	2~70	0.02~0.013	0.013、0.033、 0.04、0.12、 0.27、0.62

1.2 低湍流度风洞关键设计方法

1.2.1 稳定段设计方法

在直流式风洞中,稳定段是风洞入口的一段,进入稳定段的气流是直接从大气环境中来的,因此一定会紊乱不匀。稳定段的作用在于使紊乱不匀的气流有足够的时间稳定下来,衰减气流中的旋涡,提高气流的方向和速度的均匀性。因此,稳定段一般是风洞中截面积最大、流速最低的区域。稳定段设计成具有一定长度的、等截面的管道。

1. 稳定段前方环境来流的处理要因地制宜

作为稳定段的预备段,其前方来流需经过一个空间较大、上下左右基本对称(最好挖低坑)、三面进气(前、左、右)通畅、大面积窗应预设两道网面(外层粗丝大