



风洞试验手册

HANDBOOK OF WIND TUNNEL TEST

李周复 主编

航空工业出版社



风洞试验手册

Handbook of Wind Tunnel Test

李周复 主编

航空工业出版社

内 容 提 要

本手册根据我国风洞设备及风洞试验的最新发展情况,编入了14座生产性低速风洞(口径在2.25m量级以上)和17座跨超声速风洞(口径在0.6m量级以上)的有关资料,并对风洞试验的主要技术问题作了系统、简明的介绍。主要内容包 括:风洞设备、模型和支撑系统、空气动力天平、流场校测与标模试验、测控系统、试验程序和试验方法、工业空气动力风洞试验,以及风洞试验数据修正,其中含有大量数据、图表和曲线。全部内容力求做到实用、严谨,尽可能体现我国风洞试验技术发展的最新面貌。

本手册可作为风洞试验人员的工具书,为气动力设计和进行风洞试验提供依据;也可作为其他气动研究工作者和有关工程技术人员的参考书;并为型号设计单位了解我国风洞试验能力,协调、安排风洞试验任务提供基本技术资料。

图书在版编目(CIP)数据

风洞试验手册 / 李周复主编. -- 北京: 航空工业

出版社, 2015. 1

ISBN 978 - 7 - 5165 - 0636 - 3

I. ①风… II. ①李… III. ①风洞试验—手册 IV.

①V211.74 - 62

中国版本图书馆 CIP 数据核字(2014)第 298716 号

风洞试验手册

Fengdong Shiyān Shouce

航空工业出版社出版发行

(北京市朝阳区北苑2号院 100012)

发行部电话: 010 - 84936597 010 - 84936343

北京地质印刷厂印刷

全国各地新华书店经售

2015年1月第1版

2015年1月第1次印刷

开本: 787 × 1092 1/16

印张: 59.25

字数: 1482千字

印数: 1—1000

定价: 198.00元

《风洞试验手册》

编委会

主 编：李周复

副主编：陈 玉 周 方 杨 炯 胡汉东 李 晨

编 委(按姓氏笔画排列)：

马坤昌 王政礼 刘大伟 杜 羽 李征初 李 潜

吴双金 邱俊文 张召明 张 伟 陈文军 陈平剑

陈 强 陈德华 杨 滨 武家涛 胡向鹏 秦永明

高剑军 高 超 袁先士

主 审：马坤昌 李 聪

绪 论

空气动力学是研究飞行器或其他物体在与空气（气体）做相对运动情况下的受力特性、空气（气体）的运动规律和伴随发生的物理化学变化的一门学科。空气动力学是飞行器研制的重要理论基础和实用技术，并以其创新性的研究成果推动飞行器的更新换代；同时，空气动力学的发展，又始终得到飞行器发展的需求牵引，在飞行器以外的其他领域也有广泛的应用。

风洞试验、数值模拟、模型或实物飞行试验是空气动力学研究的三大手段，它们相互结合、相互补充、相互促进、共同发展。然而，由于风洞试验具有无可替代的优越性，所以过去和现在它一直处于主导地位，成为研究飞行器气动布局和绕流流动机理，预测飞行器气动特性的主要手段，在今后相当长的时期内，这种状况也不会改变。风洞试验尽管有某些局限性，但它具有其他方法无法比拟的优越性：能精确地控制试验条件，如气流参数（速度、压力、温度）和模型姿态等，模拟比较真实；试验在室内进行，受气候条件和时间的影 响小，模型和测试仪器的安装、操作、使用比较方便；试验项目和试验内容多种多样，试验容易重复进行，也比较安全。总的来说，风洞试验结果比较准确、可靠，成本低、效率高。

一、风洞

风洞种类繁多，且有不同的分类方法。

按试验气流速度范围分为低速风洞（马赫数满足 $Ma \leq 0.4$ 或 $Ma \leq 0.3$ ）、高速风洞、高超声速风洞（ $5.0 \leq Ma \leq 10.0$ 或 $Ma \geq 12.0$ ）和超高速（高温高焓）风洞（ $Ma > 10.0$ 或 $Ma > 12.0$ ）等。高速风洞又可分为亚声速风洞（ $Ma < 0.4$ 或 $0.3 < Ma \leq 0.8$ ）、跨声速风洞（ $0.8 < Ma \leq 1.4$ 或 $Ma \approx 1.2$ ）、超声速风洞（ $1.4 < Ma < 5.0$ ），有时三者速度性能结合可称为“跨超声速风洞”或“三声速风洞”。

按运行时间可分为连续式风洞（长时间）、暂冲式风洞（分秒级）和脉冲式风洞（毫秒甚至微秒级）。通常，低速风洞为连续式，跨超声速风洞为连续式或暂冲式，高超声速风洞为暂冲式，超高速（高温高焓）风洞多为脉冲式。

随着风洞试验气流速度的提高，所需驱动功率急剧增大，受能量限制，往往速度越高，风洞口径越小，运行时间越短。

风洞主要由洞体、驱动系统以及测量控制系统组成，各部分的形式和构成因风洞的类型和性能而异。风洞洞体主要包括用以安装试验模型和进行试验观察与数据测量的试验段，以及为保证试验所需气流流动特性和流场品质，减少风洞能量损耗的其他部件。驱动系统用于在试验段中产生所需要的气流，主要包括低速风洞用的电机-风扇系统、连续式高速风洞用的轴流式压缩机系统、暂冲式风洞用的压气机-气源-阀门和引射器系统等。测量控制系统按预定试验程序控制风洞运行状态，并通过各种测力天平、传感

器和其他仪器设备测量风洞气流参数、模型姿态以及试验所要求的各种物理量，采集、记录、储存、处理各种试验数据。现代风洞都是通过测量控制系统来实现风洞的自动控制运行的。

二、风洞试验的原理

风洞试验的理论基础是运动相对性原理和相似理论。

(1) 运动相对性原理

当物体以某一速度在静止的空气中运行时，气流对物体的作用与同一速度的气流流过静止物体时的作用完全相同。

风洞试验一般都是模型固定在风洞试验段中静止不动，而用风洞的人工气流吹过模型。

(2) 相似理论

由于风洞试验是用缩尺模型在风洞的环境中进行的，这就存在一个如何进行模型试验和模型试验数据怎样应用于实物的问题，为此，需要运用相似理论，该理论主要内容有：

①进行风洞试验时，需做到模型的绕流流场与实物飞行时的绕流流场相似，即流动相似（亦称现象相似）。此时模型与实物的空气动力系数相同。一般情况下，只有保持模型与实物的几何相似、运动相似、动力相似、热力学相似和质量相似，才能保证流动相似。

②如果模型的流动与实物的流动相似，则两个流动必然满足同一物理方程和具有相似的单值条件（单值条件包括几何条件、物理条件、边界条件、时间条件等）。

③用量纲分析法（ Π 定理）将流动物理量转化为无量纲的相似准则，如果两个流动相似，则同名相似准则数值相同；反之，如果两个流动的单值条件相似，并且由单值条件导出的同名相似准则数值相同，则两个流动相似。后者正是风洞试验应首要遵循的。

(3) 相似准则

根据相似理论，要做到风洞试验与真实飞行的流动完全相似，必须使所有相似准则数值全部相等，但这在经济上和工程实践上是几乎无法实现的，从需要上看也没有必要。实际上，对一定的试验对象，只要保证少数主要的相似准则数值相等，即可满足试验要求。在低速和跨超声速风洞试验中，最常用的相似准则有：雷诺数（ Re ）、马赫数（ Ma ）、普朗特数（ Pr ）、弗劳德数（ Fr ）、斯特劳哈尔数（ St ）等。

①雷诺数 Re

$$Re = \frac{\rho v l}{\mu}$$

式中， ρ ， v ， μ 分别为空气的密度、流速和黏性系数； l 为模型特征长度。

Re 是模型所受气流的惯性力与黏性力之比，表示空气黏性对流动的影响，它是十分重要的相似准则。

②马赫数 Ma

$$Ma = v/a$$

式中, v 与 a 分别为空气的流速和声速。

Ma 是模型所受气流的惯性力与弹性力之比, 表示空气压缩性对流动的影响, 对于可压缩流 ($Ma \geq 0.4$), Ma 是最主要的相似准则。

③普朗特数 Pr

$$Pr = \mu c_p / \lambda$$

式中, μ , c_p , λ 分别为空气的黏性系数、定压比热、导热系数。

Pr 是边界层内气体分子的动量交换与分子动能交换的比值, 表示气流的黏性作用与热传导之间的关系。在进行高 Ma 下的超声速热交换试验时, 必须满足 Pr 相似准则的要求, 而对于一般风洞试验, Pr 能自然满足。

④弗劳德数 Fr

$$Fr = v / \sqrt{lg}$$

式中, v , l , g 分别为来流速度、模型特征长度、重力加速度。

Fr 是气流惯性力与重力之比, 表示空气重力对流动的影响。在风洞中做外挂物投放轨迹试验时, 需满足 Fr 的要求。

⑤斯特劳哈尔数 St

$$St = fl/v$$

式中, f , l , v 分别为特征频率、模型特征长度、来流速度。

St 是非定常惯性力与定常气流惯性力之比, 表示周期性非定常流动对试验的影响。在进行螺旋桨、旋翼、颤振等动态试验时, 需满足该相似准则。

在实际风洞试验中, 有时还要根据不同的试验目的和内容, 在上述相似准则的基础上, 推导、建立一系列新的相似参数, 以满足诸多特种试验的需要。

三、风洞试验的分类和项目

风洞试验有多种分类方法。对主要用于飞行器试验的我国大部分低速和跨超声速生产性风洞来说, 通常分为常规试验和特种试验; 按所用模型构型分, 有全模型试验、半模型试验以及部件试验; 按所研究的流动性质分, 模型周围的流场和模型上的气动特性不随时间变化的试验称为定常试验, 随时间变化的试验称为非定常试验。此外, 还有风力机、桥梁、建筑物、汽车、高速列车等非飞行器模型的风洞试验, 称为工业空气动力风洞试验。随着风洞试验技术的发展, 现代化的风洞在一次吹风试验中可以测量许多参数, 例如, 在测力试验的同时测量模型表面压力分布; 在测力试验的同时观察和测量模型表面或空间流态; 在做非定常试验的同时进行定常测力试验等。

我国的低速和高速风洞已能进行的试验项目主要有测力试验、测压试验、二维翼型试验、地面效应试验、半模试验、铰链力矩试验、喷气动力模拟试验、动导数试验、旋转天平试验、外挂投放和捕获轨迹试验、降落伞试验、弹射救生系统试验、螺旋桨动力试验、直升机旋翼试验、进气道试验、静气动弹性试验、抖振试验、颤振试验、马格努斯效应试验、非定常压力测量试验、大迎角非定常试验、推力转向试验、尾旋试验、航

空声学试验、结冰试验、流动显示与测量试验等。这些试验有不同的试验目的、试验内容、试验方法、相似准则和试验数据处理方法。设计风洞试验尤其是特种试验时，应当仔细地考虑各种试验项目的具体要求。

四、风洞试验设计相关的主要问题

风洞试验应当精心设计，其内容涉及试验目的，流动模拟，试验项目，对模型设计和制造的特定要求，风洞运行和改变模型姿态的控制参数，试验测试与流场观测所需仪器设备（如测力天平、传感器、非接触测量装置等），试验中可能采取的弥补流动和模型模拟不足的措施，试验运行程序等。对于常规试验和部分特种试验，各风洞试验单位都有适合自己风洞的比较成熟的规范性设计资料 and 文件可供使用；超出现有风洞技术状态的试验，特别是一些特种试验，需要由试验委托单位与风洞试验单位进行充分协商，必要时可根据需要对现有风洞技术状态进行适当的改进和提高。此外，风洞试验设计要着重考虑以下问题。

(1) 风洞性能和流场品质

衡量风洞性能的主要标志是风洞模拟能力，即速度范围、最大雷诺数和试验段尺寸。通常，要根据不同的试验项目内容和要求，在符合经费要求的条件下，合理选择不同的风洞，以求达到较高的效费比。风洞流场品质反映了风洞试验段内尤其是放置模型的试验区内的气流流动特性，是直接影响风洞试验数据精度的首要因素。要获得良好的风洞流场品质，必须在风洞设计、加工、安装和调试各个环节上下功夫，并采取有效措施。一座新风洞建成后第一项工作就是进行风洞流场校测，全面测量风洞流场特性并选择、确定合适的风洞运行参数（如试验段壁板扩开角、孔壁的开壁比等），以使风洞性能和流场品质满足风洞设计任务书的指标要求。

低速风洞的流场品质指标有动压或风速（包括动压或风速范围、参考点动压修正系数、动压稳定性、动压场等），方向场，轴向静压梯度，气流温度，气流湍流度，气流噪声以及风洞能量比，风扇效率等。高速风洞的流场品质指标有速度场（包括中心线马赫数分布、侧壁马赫数分布、参考点马赫数、截面马赫数分布等），方向场，跨声速通气壁消波特性，洞壁边界层，气流噪声，气流湍流度以及气流不稳定性等。风洞流场品质必须符合相应的标准。

(2) 试验模型

模型是风洞试验的对象，可以说一切试验工作都是围绕模型来进行的。对模型的基本要求是与实物几何相似和有足够的强度、刚度；同时还要针对不同试验项目、试验目的、试验方法、模型支撑方式、测量参数等提出具体要求，且必须适合风洞本身的特点。风洞试验模型的类型繁多，各有特色，很难统一，只能依据实际情况，由型号设计单位和风洞试验单位通过技术协调，创造性地进行设计和制作。

(3) 模型支撑系统

进行风洞试验时模型通过支撑系统安装在试验段中。模型支撑有两个功能：一是支撑模型，进行吹风试验；二是改变模型的姿态，如迎角 α 、侧滑角 β 等。模型支撑系统的存在必然对试验段和模型附近的流场产生干扰（支架干扰），影响试验段流场品质和

试验数据的准确度。因此,模型支撑系统的设计、制造除了满足强度、刚度要求和模型姿态变化要求外,还应满足风洞流场品质要求,尽量减小支架干扰并使支架干扰能得到修正。

低速风洞常用的模型支撑形式有腹支撑(单支杆、双支杆和三支杆)、尾支撑(弯刀式、半弯刀式、四连杆式等)和张线支撑。高速风洞常用的模型支撑形式有尾支撑(弯刀式、半弯刀式、双转轴式)、侧支撑、腹支撑、背支撑和张线支撑。此外,有时为了增大模型尺度,还利用实物的对称性进行半模试验。低速风洞的半模模型多支撑在风洞试验段下壁板或上壁板上,高速风洞的半模型支撑在侧壁转窗上,并可同时改变模型姿态。

(4) 试验数据的精准度

风洞试验的直接目的是获得具有高精度的可靠的空气动力数据。试验数据的精准度是指其不确定度(综合误差),包括试验数据的精度(偶然误差)和试验数据的准确度(系统误差)两部分。

风洞试验数据的精度,一般以同一模型在同一状态下重复试验的均方根误差(标准误差)和最大误差来表示,并常以阻力系数 C_D 的精度为代表。因为 C_D 在风洞试验中最难精确测量,并受其他参数测量的影响较大;从飞行器设计角度来看, C_D 对飞行器性能的影响也十分敏感。

目前,飞行器设计提出亚声速运输机、超声速运输机和战斗机风洞试验阻力系数的精度要分别达到 ± 0.0001 、 ± 0.0005 和 ± 0.0003 。 ± 0.0001 对应的 C_D 精度要求很高,它所对应的风洞原始参数测量精度为:总压 $\pm 0.07\%$ 、静压 $\pm 0.07\%$ 、总温 1% 、迎角 $\pm 0.01^\circ$ 、法向力 $\pm 0.08\%$ 、轴向力 $\pm 0.08\%$ 。我国根据飞机设计的要求和低、高速风洞的现状,制定了风洞测力试验精度标准。

风洞试验数据的准确度是指试验值与真值之差。对飞行器而言,通常把飞行试验值作为真值。但风洞试验模型的外形和试验环境往往与飞行试验不尽相同,而且飞行试验本身存在一系列误差,精度比风洞试验低得多。国内外一般都通过“标准模型”试验来校验风洞试验数据的准确度。即用一个或几个几何外形完全相同的模型,按统一的试验大纲,在不同类型、不同尺寸的风洞中试验,对试验结果进行统一处理和综合分析,把测量精度最高、干扰最小的试验数据(可能是某座较大型、公认试验质量优良的风洞试验数据,也可能是数座试验精度较高的风洞试验数据的平均值)作为“标准数据”,用来判别各风洞试验数据的准确度。我国于1974年确立了低速和跨超声速风洞标模系列。

(5) 有关规范

为了保证风洞试验数据具有高的精准度,使其可信、可用,我国于20世纪80年代以后陆续制定了与低速和跨超声速风洞试验相关的国家军用标准(简称国军标,GJB),包括《高速风洞和低速风洞流场品质规范》(GJB 1179—1991)、《低速风洞飞机模型设计规范》(GJB 180—1986)、《高速风洞模型设计规范》(GJB 569—1988)、《风洞应变天平规范》(GJB 2244—1994、GJB 2244A—2011)、《高速风洞和低速风洞测力试验精度指标》(GJB 1061—1991)、《低速风洞和高速风洞流场品质要求》(GJB 1179A—

2012)等。这些标准分别规定了有关的术语、符号、技术指标、检查校验的项目和相关要求以及标准的适用范围等。有的标准把技术指标分成合格指标和先进指标两类,合格指标为必须达到的指标,先进指标为争取达到的指标。这些标准,除了规定适用的风洞必须遵循以外,也可作为其他类型风洞的参考。

(6) 试验数据的修正

如前所述,风洞试验在绝大多数情况下很难按照相似理论的要求,做到绕模型的流动与绕实物的流动完全相似,而只能使对现象特征起主要作用的相似参数相同或基本相同,再对这种相似参数不尽相同的影响加以修正。以飞行器为例,风洞模型试验与在大气中真实飞行相比的主要差异,一是模型不可能完全模拟,包括几何外形(如小的凸起物、船形尾部、操纵面的缝隙等),发动机进排气效应,质量分布和结构弹性等;二是风洞流场与真实的大气流场不完全相同,存在气流速度大小和流向不均匀、湍流度、噪声、洞壁和模型支架干扰等影响;三是雷诺数效应,风洞试验模型雷诺数大都小于飞行器飞行雷诺数,可能会引起绕流变化。这些差异导致风洞试验数据一般要经过修正才能使用。

风洞试验数据的修正与使用是一项十分重要而且实践性很强的工作。在国外,每个飞行器设计制造公司都有自己的风洞数据修正与使用体系,是通过多种型号的大量风洞试验数据修正后与飞行数据进行比较,逐步建立、完善起来的,包含着许多经验方法和经验数据,保密性很强。我国也正通过风洞试验与飞行试验相关性研究,建立相应的风洞试验数据及与飞行试验数据相关的修正方法与修正体系。

风洞和风洞试验发展至今已有140多年的历史,早已成为航空航天科技领域必不可少的重要组成部分,我国风洞试验研究从20世纪50年代才真正开始起步发展,无论风洞的模拟能力还是风洞试验技术与世界先进水平相比均有不小的差距。进入21世纪以来,我国国民经济的快速稳步增长和综合国力的不断增强,有力地推动了航空航天飞行器的发展,空气动力研究事业也上了一个新台阶,十余座新的大型和特种风洞相继建成投入使用,低速和跨超声速风洞设备及其相应的试验技术有了可喜的进步和提高,在型号研制中发挥了应有的作用。

满足高性能先进飞行器研制的需求,始终是风洞建设、风洞试验技术追求的目标和发展的动力。

王政礼

2014年10月

前 言

2002年,由总装备部空气动力预研管理办公室组织国内各有关单位编写出版的《风洞试验手册》已经过去十多年时间。该书作为第一部全面、系统介绍我国风洞建设和风洞试验技术的书籍,自出版以来受到读者的好评,对我国航空航天飞行器型号的研制和空气动力技术的发展起到了积极的促进作用。

近十几年来,在航空航天科学技术发展的推动下,我国风洞设备建设和风洞试验能力又有了飞速发展,国内各有关单位又相继建造了十几座代表国际先进水平的高低速风洞试验设备,取得了一大批风洞试验技术研究成果。为了及时、系统地介绍这些新建风洞试验设备和研究成果,更好地培养风洞试验人员,满足型号单位飞行器研制的需要,2014年,根据型号单位的要求,由中国航空工业空气动力研究院负责组织国内有关单位对2002年版本《风洞试验手册》进行了修订。修订后的《风洞试验手册》除了增加补充了近几年建成的风洞试验设备和新的试验技术外,对原书内容也进行了适当的删减和调整,目的是为了使该书内容更加合理,方便阅读。

本次修订除了保留在用的8座生产性低速风洞和11座跨超声速风洞外,又新编入了6座低速风洞和6座跨超声速风洞的有关资料,共计31座风洞。这些风洞是:

中国空气动力研究与发展中心低速所:FL-12, FL-13, FL-14, ϕ 5m立式风洞;

中国空气动力研究与发展中心高速所:FL-21, FL-23, FL-24, FL-26; FL-28;

中国航天空气动力技术研究院:FD-06, FD-08, FD-09, FD-12;

中国航空工业空气动力研究院:FL-1, FL-2, FL-3, FL-7, FL-60; FL-8, FL-9, FL-10, FL-51;

南京航空航天大学:NH-1, NH-2;

西北工业大学:NF-3, NF-6;

中国航空工业航空救生装备有限责任公司:DFD-03, GCT-001高速气流吹袭试验台;

西安现代控制技术研究所:CG-01, CG-02;

中国航空工业直升机设计研究所:832风洞。

本手册对上述有关风洞设备和风洞试验的主要技术问题做了简明、系统的介绍,内容包括:风洞试验的目的、原理、发展;风洞的性能、构造;风洞试验模型的设计、制造,模型支撑系统的形式和结构;风洞中机械天平和应变天平的原理、性能、设计、校准、使用和维护;对风洞流场品质的要求;流场校测和标模试验方法;风洞测量、控制、数据采集和处理系统的性能、要求、典型形式;风洞试验设计、试验大纲、试验程序和试验方法;风洞试验数据的修正和使用等。其中含有大量数据、图表和曲线。全部内容力求做到实用、严谨,尽可能体现我国风洞试验技术发展的最新面貌。所有风洞设

备的技术状态截止到2014年10月31日。

本手册可作为风洞试验工作人员的工具书，为气动力设计和进行风洞试验提供依据；也可作为其他气动研究工作者和有关工程技术人员的参考书；并为型号设计单位了解我国生产性风洞试验能力，协调、安排风洞试验任务提供基本技术资料。

参加本手册修订的人员如下：绪论 胡汉东，王政礼；第1章 高剑军、陈玉、周方；第2章 陈强；第3章 邱俊文、马坤昌；第4章 胡向鹏、杨炯；第5章 张伟；第6章 秦永明；第7章 周方、陈文军；第8章 陈德华。全书由马坤昌、李聪主审。

参加修订和编写的人员还有：刘际、谭啸、欧平、童木华、许新、刘广宇等。

编写中，中国空气动力研究与发展中心低速所、中国空气动力研究与发展中心高速所、中国航空气动力技术研究院、中国航空工业空气动力研究院、南京航空航天大学、西北工业大学、中国航空工业航宇救生装备有限责任公司、中国航空工业直升机设计研究所、西安现代控制技术研究所等单位提供了大量的宝贵资料，谨致谢意。

由于牵涉风洞单位众多，不妥和错误之处在所难免，恳请批评指正。

编者

2014年10月

目 录

第1章 风洞设备	(1)
1.1 概述	(3)
1.2 低速风洞	(6)
1.2.1 FL-12 风洞	(7)
1.2.2 FL-13 风洞	(10)
1.2.3 FL-14 风洞	(13)
1.2.4 $\phi 5\text{m}$ 立式风洞	(16)
1.2.5 FL-8 风洞	(19)
1.2.6 FL-9 风洞	(22)
1.2.7 FL-10 风洞	(25)
1.2.8 FL-51 风洞	(28)
1.2.9 FD-09 风洞	(31)
1.2.10 CG-02 风洞	(33)
1.2.11 NF-3 风洞	(34)
1.2.12 NH-2 风洞	(37)
1.2.13 DFD-03 风洞	(41)
1.2.14 832 风洞	(43)
1.3 跨超声速风洞	(46)
1.3.1 FL-21 风洞	(47)
1.3.2 FL-23 风洞	(51)
1.3.3 FL-24 风洞	(54)
1.3.4 FL-26 风洞	(58)
1.3.5 FL-28 风洞	(62)
1.3.6 FL-1 风洞	(66)
1.3.7 FL-2 风洞	(69)
1.3.8 FL-3 风洞	(71)
1.3.9 FL-7 风洞	(74)
1.3.10 FL-60 风洞	(77)
1.3.11 FD-06 风洞	(80)
1.3.12 FD-08 风洞	(82)
1.3.13 FD-12 风洞	(85)
1.3.14 CG-01 风洞	(87)

1.3.15	NF-6 风洞	(92)
1.3.16	NH-1 风洞	(96)
1.3.17	GCT-001 高速气流吹袭试验台	(99)
第2章	模型和支撑系统	(103)
2.1	概述	(105)
2.2	模型	(105)
2.2.1	低速风洞试验模型	(105)
2.2.2	亚跨超声速风洞试验模型	(121)
2.3	模型支撑系统	(139)
2.3.1	低速风洞模型支撑系统	(139)
2.3.2	亚跨超声速风洞模型支撑系统	(158)
第3章	空气动力天平	(179)
3.1	机械天平	(181)
3.1.1	概述	(181)
3.1.2	机械天平的干扰	(183)
3.1.3	机械天平的调整	(202)
3.2	应变天平	(206)
3.2.1	概述	(206)
3.2.2	应变天平测量及力和力矩的分解原理	(206)
3.2.3	应变天平元件	(216)
3.2.4	应变天平连接件	(230)
3.2.5	应变计	(231)
3.2.6	应变天平电路补偿	(234)
3.2.7	应变天平使用与维护	(235)
3.3	外式天平	(237)
3.3.1	概述	(237)
3.3.2	外式天平的力和力矩的分解原理	(238)
3.3.3	外式天平的材料及传感器	(238)
3.4	张线天平	(238)
3.4.1	概述	(238)
3.5	天平的校准	(245)
3.5.1	概述	(245)
3.5.2	天平的静态校准	(246)
3.5.3	天平的动态校准	(260)
3.6	附表	(262)
3.6.1	低速风洞使用的机械天平	(262)
3.6.2	低速风洞使用的应变天平	(262)
3.6.3	跨超声速风洞使用的应变天平	(262)

3.6.4 天平使用的应变计	(262)
3.6.5 应变天平校准设备	(262)
第4章 流场校测与标模试验	(283)
4.1 概述	(285)
4.2 流场校测	(285)
4.2.1 低速风洞流场校测项目	(285)
4.2.2 低速风洞流场品质要求	(286)
4.2.3 低速风洞流场校测方法与数据处理	(287)
4.2.4 跨超声速风洞流场校测项目	(298)
4.2.5 跨超声速风洞流场品质要求	(299)
4.2.6 跨超声速风洞流场校测方法与数据处理	(300)
4.3 标模试验	(310)
4.3.1 低速风洞标模	(311)
4.3.2 低速风洞标模试验方法与数据处理	(314)
4.3.3 低速风洞标模试验结果	(316)
4.3.4 低速风洞测力精度要求	(318)
4.3.5 跨超声速风洞标模	(320)
4.3.6 跨超声速风洞标模试验方法与数据处理	(326)
4.3.7 跨超声速风洞标模试验结果	(329)
4.3.8 跨超声速风洞测力精度要求	(336)
第5章 测控系统	(339)
5.1 概述	(341)
5.1.1 风洞测控系统	(341)
5.1.2 风洞测控技术的发展	(341)
5.2 风洞测控系统的特点和一般要求	(344)
5.3 风洞的测量参数和控制参数	(345)
5.3.1 风洞的测量参数	(345)
5.3.2 风洞的控制参数	(347)
5.4 风洞测控系统的典型形式	(348)
5.4.1 集中控制系统	(348)
5.4.2 分布式控制系统	(348)
5.4.3 现场总线控制系统	(349)
5.5 数据采集系统的技术指标、配置及参数选择	(349)
5.5.1 主要技术指标	(349)
5.5.2 系统配置和参数选择	(351)
5.5.3 数据采集系统的定期检定	(362)
5.6 风洞的控制和运行监测系统	(362)
5.6.1 风速或马赫数控制	(362)

5.6.2	模型姿态角控制	(367)
5.6.3	风洞运行的监控系统	(371)
5.7	计算机及网络系统	(371)
5.7.1	系统硬件	(371)
5.7.2	系统软件	(373)
第6章	试验程序和试验方法	(377)
6.1	风洞试验程序	(379)
6.1.1	试验前的准备	(379)
6.1.2	试验实施	(382)
6.1.3	试验后的工作	(383)
6.2	全模型测力试验	(384)
6.2.1	相似参数	(385)
6.2.2	模型与试验设备	(385)
6.2.3	试验方法	(385)
6.2.4	模型表面边界层的固定转捩	(389)
6.2.5	坐标轴系和对应坐标轴的空气动力、力矩及其系数	(390)
6.2.6	试验数据处理	(392)
6.2.7	试验曲线绘制	(406)
6.3	半模型试验	(410)
6.3.1	试验方法	(411)
6.3.2	半模型试验中一些参数的确定	(414)
6.3.3	缝隙的影响及其消除方法	(414)
6.3.4	半模型试验举例及初步结论	(415)
6.4	模型表面压力分布试验	(416)
6.4.1	测压模型的技术要求	(416)
6.4.2	试验方法	(417)
6.4.3	数据处理	(418)
6.4.4	模型表面直接粘贴传感器测压技术	(420)
6.4.5	压敏涂料光学测压技术	(420)
6.5	二维翼型试验	(452)
6.5.1	试验方法	(453)
6.5.2	侧壁边界层的影响及修正	(457)
6.6	地面效应试验	(458)
6.6.1	试验方法	(458)
6.6.2	数据处理与修正	(460)
6.7	铰链力矩试验	(460)
6.7.1	试验方法	(461)
6.7.2	对模型的技术要求	(462)

6.7.3	铰链力矩试验天平的特点	(463)
6.7.4	数据处理	(463)
6.7.5	自适应机翼	(466)
6.8	进气道试验	(467)
6.8.1	试验方法	(468)
6.8.2	进气道试验模型和装置	(469)
6.8.3	数据处理	(471)
6.8.4	试验曲线绘制	(476)
6.9	通气模型测力试验	(477)
6.9.1	模型	(478)
6.9.2	试验方法	(479)
6.9.3	数据处理	(479)
6.9.4	流量系数 φ 对气动系数的影响	(480)
6.9.5	通气模型与堵锥模型试验结果比较	(480)
6.10	喷流试验	(482)
6.10.1	模拟参数的选择	(483)
6.10.2	试验方法	(485)
6.10.3	数据处理	(488)
6.11	喷气式飞机的动力模拟试验	(489)
6.11.1	试验模型和设备	(490)
6.11.2	试验方法	(506)
6.12	螺旋桨飞机的动力模拟试验	(510)
6.12.1	相似参数	(511)
6.12.2	动力模拟的双匹配要求	(511)
6.12.3	一种简单的模拟思路	(513)
6.12.4	试验模型与试验装置	(515)
6.12.5	动力模拟试验	(517)
6.12.6	数据的修正与处理	(519)
6.13	降落伞试验	(522)
6.13.1	相似参数	(523)
6.13.2	试验设备	(524)
6.13.3	试验方法	(526)
6.13.4	试验数据修正	(530)
6.14	弹射救生装置试验	(534)
6.14.1	概述	(534)
6.14.2	试验方法	(534)
6.14.3	模型及支撑	(537)
6.14.4	数据处理及试验结果	(538)