



· 总装部队军事训练“十二五”统编教材 ·

常规高超声速风洞 与试验技术

CHANGGUI GAOCHAOSHENG SU FENG DONG YU SHIYAN JISHU

许晓斌 主编



国防工业出版社

National Defense Industry Press

总装部队军事训练“十二五”统编教材

常规高超声速风洞 与试验技术

许晓斌 主编

国防工业出版社

·北京·

图书在版编目(CIP)数据

常规高超声速风洞与试验技术 / 许晓斌主编. —北京:
国防工业出版社, 2015. 8

总装部队军事训练“十二五”统编教材

ISBN 978 - 7 - 118 - 10123 - 2

I. ①常... II. ①许... III. ①超高速风洞-风洞试验-

①V211. 74

中国版本图书馆 CIP 数据核字(2015)第 159392 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)

国防工业出版社印刷厂印刷

新华书店经售

*

开本 880 × 1230 1/32 印张 9 $\frac{1}{8}$ 字数 259 千字

2015 年 8 月第 1 版第 1 次印刷 印数 1—1500 册 定价 32.00 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

总装备部军事训练统编教材 编审委员会

(2013)

主任委员	张学宇		
副主任委员	陈志敏	蔡洙虎	
委 员	王福通	张忠华	李恒年
	王泽民	桂业伟	姚志军
	吴颖霞	郝光宇	姜国华
	李业惠	张 渊	田 平
秘 书	石根柱	余敬春	

常规高超声速风洞 与试验技术

主 编 许晓斌

副 主 编 朱 涛

编写人员 (按姓氏笔画排序)

马晓宇 朱 涛 许晓斌

李 杰 杨 波 吴 斌

邹琼芬 张绍武 张德炜

陈 磊 林敬周 徐 筠

章起华 舒海峰 谢 飞

主 审 罗义成

前 言

常规高超声速风洞,通常是指以空气为试验介质、试验马赫数5~10、采用常规加热方式、试验运行时间超过秒级的高超声速风洞。它是研究高超声速条件下各类导弹、高超声速飞行器气动力/热特性的重要地面模拟试验设备,是开展高超声速空气动力学试验研究的重要平台,也是为导弹、再入弹头和高超声速飞行器等的设计提供可靠试验数据的基础试验设施。

本书根据常规高超声速风洞及其承担试验任务的特点,对高超声速风洞原理、分系统构成及性能指标要求、风洞试验技术和试验流程及规范等进行了比较系统的介绍。

全书共7章,第1章是概论,简要综述了常规高超声速风洞、高超声速试验的基本概念、研究内容以及高超声速风洞试验的一般方法、地位作用和未来发展方向,介绍了国内外主要常规高超声速风洞设备情况等;第2章介绍常规高超声速风洞运行原理及主要性能指标、风洞构成及分系统指标要求;第3章对常规高超声速风洞试验与运行、试验测量的基本流程和要求进行介绍;第4章对常规高超声速风洞流场校测与标模试验等进行介绍;第5章对高超声速风洞的常用试验技术进行了介绍,主要包括常规气动力、铰链力矩、通气模型、喷流干扰、分离模拟、动导数、静态压力/载荷分布测量、脉动压力测量、测温测热和流动显示等;第6章对部分常规高超声速试验涉及的模型和试验装置的设计方法和规范进行了介绍;第7章从风洞试验的策划、试验方案设计、试验大纲拟制、风洞试验准备、风洞试验实施、试验数据及风洞试验后处理、试验报告编写等方面,介绍常规高超声速风洞试验实施的一般流程。

需要指出的是,本书的重点是常规高超声速风洞基本原理、风洞试验技术以及相关试验规范和基本要求。因此,本着着眼工程应用的原则,在编写过程中比较注重介绍试验原理、测量手段及数据处理方法,而对基本概念、基本理论没有过多阐述。

本书第1章由许晓斌编写,第2章由章起华、吴斌、杨波和林敬周等编写,第3章由李杰、邹琼芬和马晓宇编写,第4章由张绍武、谢飞编写,第5章由许晓斌、舒海峰、林敬周和陈磊等编写,第6章由张德炜、舒海峰编写,第7章由朱涛、徐筠和邹琼芬编写。

本书是在中国空气动力研究与发展中心及其所属超高速空气动力研究所组织下编写的。中国空气动力研究与发展中心的孙启志、侯峰伟、齐大伟、陈久芬、童华和郭雷涛等同志为本书的编写提供了宝贵素材,超高速所的有关专家总装教材办李国华高工也给予了热情的帮助,在此一并表示感谢。

由于编者水平、学识有限,书中存在错误、缺陷和不妥之处在所难免,欢迎读者批评指正。

编者

2015年3月

目 录

第 1 章 概论	1
1.1 风洞与风洞试验	1
1.2 常规高超声速风洞与试验	5
1.3 常规高超声速风洞与试验的地位作用	13
1.4 国内外主要常规高超声速风洞	15
1.4.1 国外主要常规高超声速风洞	15
1.4.2 国内主要常规高超声速风洞	23
1.5 常规高超声速风洞及试验技术展望	26
第 2 章 常规高超声速风洞	28
2.1 工作原理与系统组成	28
2.1.1 工作原理	28
2.1.2 系统组成与布局形式	31
2.1.3 主要性能指标	35
2.1.4 试验能力	37
2.2 分系统与主要部件	38
2.2.1 气源分系统	38
2.2.2 加热器分系统	42
2.2.3 稳定段	52
2.2.4 喷管	54
2.2.5 试验段	78
2.2.6 模型机构	81
2.2.7 排气分系统	85
2.2.8 冷却器	97
2.2.9 运行控制分系统	105

	2.2.10 测量分系统	110
第3章	常规高超声速风洞运行与试验测量	131
3.1	风洞运行	131
3.1.1	运行流程	131
3.1.2	运行风险控制	133
3.2	风洞试验测量	135
3.2.1	测量对象与技术要求	135
3.2.2	基本测量方法	136
3.2.3	试验测量流程	138
3.2.4	注意事项	139
第4章	常规高超声速风洞流场校测与标模试验	140
4.1	流场校测	140
4.1.1	校测项目与指标要求	140
4.1.2	校测装置	141
4.1.3	流场校测与数据处理方法	144
4.2	标模试验	148
4.2.1	高超声速标模	148
4.2.2	试验数据处理	152
4.2.3	典型标模测力试验结果	154
4.2.4	标模测力精度要求	155
第5章	高超声速风洞试验技术	157
5.1	常规气动力试验技术	157
5.1.1	试验内容与模拟参数	157
5.1.2	常规测力模型	158
5.1.3	常规测力天平	159
5.1.4	试验方法	159
5.1.5	坐标系、力和力矩系数	160
5.1.6	误差修正	166
5.1.7	常规气动力试验技术发展	169
5.2	铰链力矩试验技术	170
5.2.1	铰链力矩测量方法	170

5.2.2	铰链力矩试验分类	170
5.2.3	铰链力矩天平	171
5.2.4	舵偏角变换方法	172
5.2.5	技术难点与解决措施	173
5.2.6	试验数据处理	174
5.3	通气模型试验技术	175
5.3.1	通气模拟方法	175
5.3.2	通气模型要求	176
5.3.3	试验测量方法	177
5.3.4	数据处理方法	178
5.4	喷流干扰试验技术	179
5.4.1	基本原理	179
5.4.2	喷流模拟方法	180
5.4.3	喷流干扰试验方法	184
5.4.4	喷流干扰试验技术发展	188
5.5	分离模拟试验技术	188
5.5.1	分离模拟试验	188
5.5.2	模拟参数	189
5.5.3	分离试验测试技术	190
5.5.4	试验数据处理方法	192
5.5.5	分离模拟试验技术发展	197
5.6	动导数试验技术	197
5.6.1	模拟相似参数	198
5.6.2	测量原理	198
5.6.3	动导数试验模型	200
5.6.4	动导数试验测量装置	201
5.6.5	动导数试验技术发展	203
5.7	静态压力/载荷分布测量试验技术	204
5.7.1	测量方法	204
5.7.2	模型要求	205
5.7.3	常用测量仪器	206

5.7.4	试验方法	206
5.7.5	数据处理	207
5.7.6	PSP 测量技术介绍	207
5.8	脉动压力测量试验技术	213
5.8.1	测量原理与基本要求	213
5.8.2	测量系统	214
5.8.3	脉动压力传感器	216
5.8.4	数据处理	222
5.8.5	试验特殊问题与处理	224
5.8.6	脉动压力测量技术发展	225
5.9	测温/测热试验技术	226
5.9.1	常用测温/测热技术分类	226
5.9.2	测量原理	227
5.9.3	测量系统与传感器标定	230
5.9.4	风洞试验方法	231
5.9.5	测温/测热试验发展探讨	231
5.10	流动显示技术	232
5.10.1	流动显示技术概况	232
5.10.2	流动显示方法分类	234
5.10.3	流动显示技术的应用	236
5.10.4	流动显示技术发展	246
第 6 章	常规高超声速风洞试验模型与支撑装置设计	247
6.1	试验模型设计	247
6.1.1	基本要求	247
6.1.2	常规测力试验模型设计	250
6.1.3	铰链力矩试验模型设计	252
6.1.4	测压试验模型设计	252
6.1.5	测热试验模型设计	253
6.1.6	喷流试验模型设计	253
6.1.7	动导数试验模型设计	254
6.2	支撑装置设计	255

6.2.1	尾支撑设计	255
6.2.2	腹支撑/背支撑装置设计	256
6.2.3	材料与其他要求	257
第7章	常规高超声速风洞试验流程	258
7.1	试验策划与试验方案设计	258
7.1.1	试验策划	258
7.1.2	试验方案设计	259
7.1.3	试验大纲拟制	259
7.2	风洞试验过程	260
7.2.1	试验准备	260
7.2.2	试验实施	262
7.3	试验数据处理与评估	263
7.3.1	试验数据处理	263
7.3.2	试验数据不确定度评估	268
7.4	试验报告编写	274
参考文献	276

第1章 概 论

1.1 风洞与风洞试验

各类航空、航天飞行器的发展都离不开空气动力学的研究。空气动力学是研究飞行器或其他物体在与空气作相对运动情况下的受力特性、气体运动规律和伴随发生的物理化学变化的一门学科。而高超声速空气动力学,则主要是研究气体和高超声速飞行器相对运动时产生的力、热和其他物理、化学现象的科学。高超声速空气动力学的兴起和发展始终与火箭、导弹、人造卫星、载人飞船和高超声速飞行器的发展密切相关。高超声速空气动力学在导弹、高超声速飞行器等的研制、发展中起着“先行官”作用。高超声速空气动力学发展至今,风洞试验、理论研究和计算、飞行试验仍然是开展研究的三个主要手段。

而为了能在地面模拟和研究气体的运动及其物理、化学性质,以及其与物体或飞行器作用的相互作用关系,人们研究并建设了大量的地面模拟试验设备,这就是“风洞”。简单地说,风洞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气体流动,并可测量气流对物体的作用以及观察其物理现象的一种管道状试验设备,它是进行空气动力试验最常用、最有效的工具。

风洞因运行原理、用途、模拟参数范围、尺度大小和试验时间长短等不同而种类繁多,且有不同的分类方法。按试验气流速度范围分为低速风洞($Ma \leq 0.4$)、高速风洞($0.4 < Ma < 5$)和高超声速风洞($Ma \geq 5.0$)等。高速风洞又可分为亚声速风洞($0.4 < Ma < 0.8$)、跨声速风洞($0.8 < Ma < 1.4$)和超声速风洞($1.4 < Ma < 5$)。而有些风洞模拟能力强、覆盖范围宽,其运行参数范围往往覆盖不同的气流速度范围,如俄

罗斯的 U-306-3 风洞,其试验马赫数为 $2 \leq Ma \leq 10$,同时具备超声速、高超声速的试验模拟能力。本书针对的是常规高超声速风洞,其试验马赫数范围一般在 $5 \leq Ma \leq 10$ 。

而按运行时间分为连续式风洞(长时间)、暂冲式风洞(分/秒级)和脉冲式风洞(一般为毫秒级)。其中,脉冲式风洞多为高超声速风洞,其运行的参数(总温、总压等)较高,可以模拟较高的试验马赫数;暂冲式风洞多见于超声速和常规高超声速风洞;连续式风洞由于其运行时间长,主要为低速风洞、跨声速或超声速风洞。

风洞试验一直是人们发现和确认流动现象、探索和揭示流动机理、寻求和了解流动规律,以及为飞行器设计提供优良的气动布局和空气动力学特性数据的主要手段。在今后相当长的时期内,这种状况不会改变,并将与 CFD 方法和模型飞行试验等其他手段更好地相互结合、相互补充、相互促进。

风洞试验是飞行器研制工作中一个不可缺少的组成部分,不仅在航空和航天工程的研究和发展中起着重要作用,随着工业空气动力学的发展,在交通运输、房屋建筑、风能利用和环境保护等部门中也得到越来越广泛的应用。风洞试验是在风洞试验段安装飞行器或其他物体的模型甚至实物或其部件,按要求由驱动系统在试验段中产生所需的气流,同时由测量控制系统进行控制和测量,从而研究空气或其他气体流动及其与模型的相互作用,了解实际飞行器或其他物体的空气动力学特性的一种地面模拟试验。

风洞试验时,一般常将模型或实物固定在风洞内,使气体流过模型。这种方法,流动条件容易控制,可重复地、经济地取得试验数据。尽管风洞试验有某些局限性,但它也具有明显的优点:能精确地控制试验条件,如气流的速度、压力、温度等,总的来说模拟比较真实、可靠;试验在室内进行,受外界条件和时间的影 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,试验结果比较准确、可信;试验容易重复进行,也比较安全,而且成本低、效率高。因此,风洞试验在空气动力学研究、各种飞行器的研制方面,以及在工业空气动力学和其他同气流或风有关的领域中,都有广泛应用。

风洞试验是依据相似理论进行的。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) 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)。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) 两个流动满足同一物理方程式和具有相似的单值条件(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。

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,必须满足所有的相似准则,但这是几乎无法实现的,也没有必要。根据不同的研究目的,只要保证某些主要的相似参数相等,即可满足试验要求。最常用的相似参数有:

(1) 马赫数 $M_\infty = v_\infty / a$, 衡量气体压缩性的最重要的参数,为流场中某一点的速度 v_∞ 与当地声速 a 的比值。

(2) 雷诺数 $Re = \frac{\rho_\infty v_\infty L}{\mu}$, 表征流体运动中惯性力与黏性力相对大小的无因次数。

(3) 傅汝数 $Fr = \sqrt{\frac{v_\infty^2}{gL}}$, 表征流体运动中重力作用和惯性力作用相对大小的无因次数。

(4) 斯特劳哈尔数 $Sr = \frac{L}{v_\infty t}$, 表征当地惯性力与位移惯性力之比。

(5) 普朗特数 $Pr = \frac{\mu C_p}{\lambda}$, 表征流体运动中动量交换与热交换相对重要性的无因次数,反映温度边界层和流动边界层的相对关系。

在高超声速风洞中,根据研究目的的不同还需要模拟其他的一些相似参数,如驻点温度或驻点焓值等。而对于常规高超声速风洞($5 \leq Ma \leq 10$),在开展气动力或压力测量等试验时,常用模拟参数与跨/超声速风洞基本相同。

风洞试验既然是一种模拟试验,就不可能完全真实、准确,并且一般来说空气动力学的相似参数无法同时满足。概括地说,风洞试验固有的模拟不足主要有以下三个方面,与此同时,也相应发展了许多克服这些不足或修正其影响的方法:

(1) 边界效应或边界干扰。真实飞行时,静止大气是无边界的。而在风洞中,气流是有边界的,边界的存在限制了边界附近的流线弯曲,使风洞流场有别于真实飞行的流场,其影响统称为边界效应或边界干扰。克服的方法是尽量把风洞试验段做得大一些(风洞总尺寸也相应增大),并限制或缩小模型尺度,减小边界干扰的影响。但这将导致风洞造价和驱动功率的大幅度增加,而模型尺度太小会使雷诺数变小。近年来发展起一种称为“自修正风洞”的技术。也可将风洞试验段壁面做成弹性和可调的。试验过程中,利用计算机,粗略而快速地计算相当于壁面处流线应有的真实形状,使试验段壁面与之逼近,从而基本上消除边界干扰。

(2) 支架干扰。风洞试验中,需要用支架把模型支撑在气流中。支架的存在,产生对模型流场的干扰,称为支架干扰。虽然可以通过试验方法修正支架的影响,但很难修正干净。近来,正发展起一种称为“磁悬模型”的技术。在试验段内产生一可控的磁场,通过磁力使模型悬浮在气流中,则可避免支架干扰的影响。但目前还仅见于研究性的小尺度风洞。

(3) 相似准则不能满足的影响。风洞试验的理论基础是相似原理。相似性原理要求风洞流场与真实飞行流场之间满足所有的相似准则,或两个流场对应的所有相似参数相等,但风洞试验很难完全满足。如对于亚跨声速风洞来说,最常见的主要相似准则不满足是雷诺数模拟能力不足。以波音 737 飞机为例,它在巡航高度(9000m)上,以巡航速度(927km/h)飞行,雷诺数为 2.4×10^7 ,而在 3m 量级的亚声速风洞中以风速 100m/s 试验,雷诺数仅约为 1.4×10^6 ,两者相距甚远,将影响气动力试验结果的准确性。通常,提高风洞雷诺数的方法主要有:
① 增大模型和风洞的尺度,其代价同样是风洞造价和风洞驱动功率都将大幅度增加,如全尺寸风洞。
② 增大空气密度或压力。已出现很多压力型高雷诺数风洞,工作压力在几个至十几个大气压范围。我国也

正在研制这种高雷诺数风洞。③ 降低气体温度。如以 90K (-183°C) 的氮气为工作介质,在尺度和速度相同时,雷诺数是常温空气的 9 倍多。世界上已经建成好几个低温型高雷诺数风洞(如欧洲跨声速风洞“ETW”)。我国也研制了低温风洞,但尺度还比较小,目前正研制大尺寸的低温高雷诺数风洞。

其他相似参数对风洞试验模拟的相似性也有影响,比如模型壁温比对高超声速飞行器的气动力特性影响明显,但风洞试验中也难以准确模拟。因此,风洞试验中也往往根据研究目的选择影响最大的主要相似参数进行模拟。如高超声速气动力试验中,主要模拟马赫数、雷诺数等相似参数。

1.2 常规高超声速风洞与试验

20 世纪 50 年代初,随着再入飞行器的发展,急需能复现和模拟高超声速飞行环境的空气动力学试验设备,高超声速风洞应运而生。但是,在高超声速飞行中,除了与低速飞行中类似的流动现象外,还将出现由高温引起的真实气体效应。为了同时完全模拟这些现象,在设备中需要有温度达上万 K 和压力为数千兆帕(数万大气压)的气源,设备尺寸还要大得足以放下与实际飞行器一样大的模型。实际上这是难以同时实现的。

但在许多有实际工程意义的情况下,高超声速飞行器附近的流动可以自然地分成以流体动力学现象或以高温物理化学现象为主的区域,从而使高超声速飞行的地面模拟问题大大简化,即在地面试验中难以达到的所有参数(如马赫数、雷诺数、飞行速度、环境密度及温度、气体成分和飞行器尺寸等)的完全模拟分别用部分模拟来代替。

超高速试验设备种类繁多,用途各异,除各类高超声速风洞外,还有电弧加热器、激波管、弹道靶等。高超声速风洞有常规高超声速风洞、低密度高超声速风洞、电弧风洞、脉冲型的激波风洞、炮风洞、热冲风洞和长冲风洞等,以及气体活塞式风洞。各类高超声速风洞主要用于马赫数和雷诺数等飞行条件的模拟,借以研究和试验有关流体动力学现象。