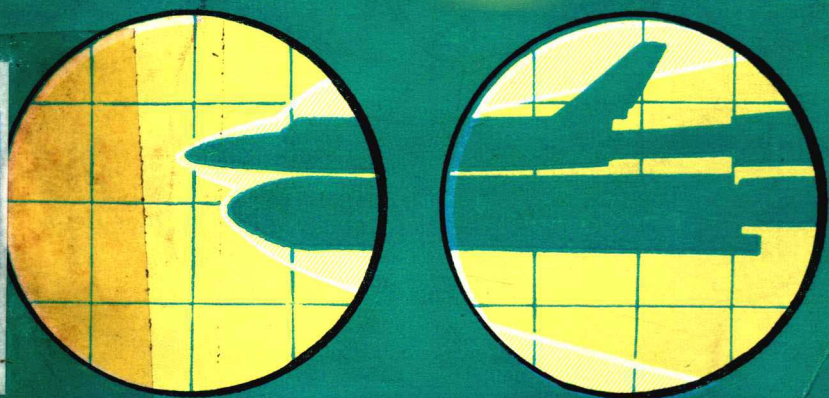


高超音速实验方法

〔加拿大〕 J. 卢卡西维茨 著



国防工业出版社

高超音速实验方法

〔加拿大〕 J. 卢卡西维茨 著

董兴德 译

庄逢甘 校

国防工业出版社

内 容 简 介

本书评论了高超音速实验设备的发展、原理、性能和局限性。在叙述概况和回顾历史后，第五章到第九章叙述了高超音速试验所涉及的几个主要气动问题。第十章到第十八章讨论了具体的实验设备和技术，书中着重介绍了常规高超音速风洞，也介绍了热射风洞、活塞式风洞、激波风洞和弹道靶等非常规风洞。作者试图从运行原理出发将高超音速实验设备的构成作全面的分析。也用简短的篇幅分析了高超音速试验技术发展中的经验教训和前景。

本书可供航空和航空工作者、有关领导和科技管理人员、空气动力学领域的科技人员和高等院校师生参考。

EXPERIMENTAL METHODS OF HYPERSONICS

J. LUKASIEWICZ

MARCEL DEKKER, INC. 1973

*

高超音速实验方法

【加拿大】 J. 卢卡西维茨 著

董兴德 译

庄逢甘 校

*

国防工业出版社 出版

新华书店北京发行所发行 各地新华书店经售

国防工业出版社印刷厂印装

*

787×1092¹/₃₂ 印张 10¹/₂ 220 千字

1980年4月第一版 1980年4月第一次印刷 印数：0,001—1,800册

统一书号：15034·1939 定价：1.10元

作者序

高超音速空气动力研究和试验用的设备是在二次大战末的德国开始发展的，其后的廿多年中又得到了有力的推进。在西方，以美国在 1955~1965 年这十年内的进展最快。和其它许多现代技术一样，这个领域发展太快，以致没有间歇时间让我们准备一个及时反映所取得的进展的广泛的小结[●]。迄今还没有出版物专门讨论高超音速实验方法[●]。在普林斯顿的《高速空气动力学和喷气推进》丛书中，评述了早期的高超音速风洞（主要是从最原先的德国设计发展起来的）、激波管和激波风洞（Goddard, 1961）；有关高超音速靶的试验只提到很少一点（Gilruth, 1961）。1964 年，Gorlin 和 Slezinger 的《风洞和测量仪器》一书在莫斯科发行，书中所含的高超音速试验设备的评述全是以西方 1960 年前发表的材料编成。Pope 和 Goin 的《高速风洞试验》一书在 1965 年出版，但包括的也只是现代高超音速风洞和气动弹道靶的简短章节。

这并不是说过去的廿五年中关于高超音速实验设备文章很为稀少。恰恰相反，曾经发表过成百的或许上千的报告、

● 早期的一些评论列于正文后的书目中。

● 有一个值得欢迎的例外，当正在写这本书时，由国家航宇局阿姆斯研究中心和加拿大国防研究试验基地（魁北克省瓦尔卡提尔）编写的全面评论的《弹道靶技术》一书已出版（Canning 等编，1970）。

会议集和文章，说明资料丰富大可供选择和总结。再一事实是在六十年代末，高超音速主要的试验技术达到了很高的水平，完全可以满足常规试验，在其后的几年中，至少说是在美国，对进一步发展高超音速试验技术的支持大大地减少了。现在已经有可能用长远的和鉴定的眼光去分析为提供高超音速气动数据需要而发展的各种技术，可以编写内容广泛的重要技术成就。但是编写从气动模拟要求和设备方案到部件设计、气流识别和仪器工程（这里只提出主要的方面）这样一个巨大的任务仍有待完成。本评论的范围有限，但是希望对高超音速试验的原理、技术、性能和局限性等有感兴趣的读者提供有用的指导。设想读者通晓可压流基础[●]，在正文中只是引用了最小数目的方程。作者尽力从历史角度指出高超音速实验技术的发展，并指出各种不同途径如何应用气体动力学的基本方法。如果愿意进一步研究这些问题，可以参阅后面书目中所列的总文献目录，正文之后也列出了有关高超音速试验设备的书目，以及关于热力学和输运性质、可压流和地球大气选用数据的书目。经常引用的组织、出版物和会议的略称列在正文之后。而符号则在首次引用的地方加以解释。

至于物理单位的用法，作者应表示歉意，特别是向不习惯英语技术文献常用符号的读者。遗憾的是不能把所有的资料中的单位转换到统一的单位。但英制单位至少有一例是有实用优点的：当以千英尺/秒表示速度时，其值相当接近地球大气中的马赫数值。

● 简明易懂的解释见 Liepmann和Roshko (1957) 所著一书。

地面试验设备传统试验目的有两个：获取飞行器发展所需的数据和提供基础研究资料。为了发展性的应用，设计人员要求有精确的定量数据。然而对研究性的来说，常常用定性的结果和理论趋势作比较就可以了。这种不同的要求在每一类高超音速地面试验设备的尺寸、型式和数量上均有反映。相当少的几种大一点的高超音速风洞或模型发射器类型，用于发展性试验，很多类型（包括小的），则为研究性服务。本文重点在于介绍这两类设备经过考验的技术。其它方面，诸如已废弃的或处于设想与发展阶段的，仅指出新的运行原理，包括预计的优点和困难。通常用于材料试验的空气动力型设备，如高焓电弧射流，在文中仅简要提到，本文主要集中于试验过程是定常和均匀环境下的气动力试验^①。大气中自由飞试验技术并未涉及（参见 § 1.5）。

① 高超音速靶是一例外，它可以直接进行撞击和飞行中侵蚀的研究。

目 录

第一章	高超音速地面试验和模拟要求	1
§ 1.1	引言	1
§ 1.2	双子星座飞行 GT3	3
§ 1.3	阿波罗飞行 AS202	7
§ 1.4	细长锥的结果	14
§ 1.5	高超音速模拟的困难	16
§ 1.6	理想气体的模拟	19
§ 1.7	真实气体的模拟	22
§ 1.8	轨道特征参数范围	23
第二章	超音速、高超音速和超高速的定名	26
第三章	历史的回顾	28
§ 3.1	引言	28
§ 3.2	常规高超音速风洞	29
§ 3.3	高超音速喷管：从二元到轴对称的设计	31
§ 3.4	脉冲式风洞	38
§ 3.5	其它方面的发展	44
§ 3.6	超高速靶	52
§ 3.7	逆流设备和相向撞击设备	59
§ 3.8	火箭滑橇	61
第四章	高超音速试验设备的构成学	62
第五章	功率和能量要求	68
第六章	定常等熵膨胀的性质	71
第七章	高超音速气流的凝结	75

§ 7.1	饱和状态	76
§ 7.2	空气和氮气凝结的实验证据	78
第八章	高超音速喷管	80
§ 8.1	收缩段与安定室	80
§ 8.2	喷管设计要点	80
§ 8.3	轴对称喷管型面设计	81
§ 8.4	流场分布	88
§ 8.5	喉道加热	92
第九章	扩散段	98
第十章	常规高超音速风洞	106
§ 10.1	连续式风洞的驱动功率	106
§ 10.2	高超音速风洞加热器	109
§ 10.3	典型的风洞设计	117
§ 10.4	气动性能	126
第十一章	热射风洞	131
§ 11.1	基本概念	131
§ 11.2	消除污染	131
§ 11.3	试验段条件的确定	134
§ 11.4	电容、电感和直接驱动装置	137
§ 11.5	热射风洞的性能和局限性	144
第十二章	自由活塞压缩器式风洞	149
§ 12.1	自由活塞的运动	149
§ 12.2	炮风洞	152
§ 12.3	长射式风洞	154
§ 12.4	慢活塞压缩器风洞	155
第十三章	激波管	157
§ 13.1	激波管的基本工作过程	157
§ 13.2	驱动要求	159

§ 13.3	膜片处横截面积的变化	162
§ 13.4	试验流持续时间	163
§ 13.5	高超音速流动的模拟	167
§ 13.6	激波管驱动器的一些局限性	172
第十四章	激波风洞	175
§ 14.1	激波风洞的基本工作过程	175
§ 14.2	激波风洞运行方式	175
§ 14.3	缝合和驱动器要求	179
§ 14.4	试验工作时间和流动污染	184
§ 14.5	气动性能	188
§ 14.6	性能的限制	192
第十五章	高超音速风洞的主要局限性	193
第十六章	非定常膨胀波和压缩波的应用	204
§ 16.1	膨胀管和膨胀风洞	204
§ 16.2	压缩管	213
第十七章	超高速弹道靶和发射器	218
§ 17.1	一般描述	218
§ 17.2	高速炮	224
§ 17.3	等加速或常值底压工作方式	227
§ 17.4	在炮的实际工作中的加速(底压)状态	235
§ 17.5	炮性能改进潜力	240
§ 17.6	炮的线性尺度放大(缩小)	242
§ 17.7	火箭推进的应用	244
§ 17.8	气动性能	247
第十八章	逆流靶	252
第十九章	评高超音速设备的发展	258
§ 19.1	单纯为了研制	258
§ 19.2	技术决策	261

§ 19.3	情报的扩散	266
§ 19.4	决定研制重大设备的准则	267
§ 19.5	将来改进的可能性	269
第二十章	高超音速试验方法的发展趋势和前景	270
略语		277
参考文献		280
一般书目		314
高超音速试验设备目录		321
查找气体、可压流热力学和输运特性数据		
以及地球大气的参考书目		322

第一章 高超音速地面试验和模拟要求

§ 1.1 引言

自从载人飞行以来,在飞机、导弹和宇宙飞船的发展中,空气动力试验起着关键性的作用。令人难以置信的是首次飞行成功的人比之他们的后继人更加懂得试验的重要性[●]。莱特兄弟在完成了系留和自由滑翔飞行后,建造了一个风洞,并在风洞里完成了广泛的试验计划,随后才制造了他们的飞机和进行了历史性的 1903 年的飞行 (East, 1961)。他们能够在剧烈的角逐面前取得成功,很大程度上是因为他们能够及时地获得精确的数据,因此奠定了设计基础,他们着手发展合适的试验设备和仪器,而不因为缺少它们而踌躇不前。

莱特兄弟是制造原型机前完成自己风洞计划的第一批航空设计师;今天莱特式途径是系统设计的楷模。特别值得注意的是在发展超音速和高超音速飞行器的过程中,偏离了莱特兄弟理想的工作方式。在二次大战期间,德国的超音速风洞所提供的气动数据,尤其是有关气动加热的数据,只是勉强满足 V2 火箭设计的需要。在第一颗卫星上天 (1957 年 10

● (Poisson-Quinton, 1968) 根据现有的所有速度范围的资料,写了一篇关于气动力试验重要性的优秀评论;还可参阅 Whitfield 和 Griffith (1968) 的文章和第十九章。

月苏联的人造卫星)和第一发宇宙神[●]助推器飞行(1957年12月)时,以空气作介质的风洞和弹道靶还没有达到马赫数[⊙]20,而大气再入[⊕]加热数据是从实验室的小激波管中缩尺实验得到的。虽然在发展高超音速风洞时,由于按照了早些时候的超音速风洞的设计倾向,可能造成了一些可以避免的落后现象,但主要困难还不在于此。随着工作的开展就很清楚了,要想在很大雷诺数范围上复现马赫数和速度是不能实现的,这就需要花费时间去发展几种专门的设备。在这种情况下,由于气动力试验要动用好几种设备,而且一般又不能达到空气动力全模拟,所以,和亚、超音速试验相比,就要求有很高级的试验数据处理技术。可以举两个新近的例子来说明这些高超音速试验的特点。两例均和阿波罗载人登月计划有关,这是美国曾经执行过的、受全美国资源大力支持的最为广泛而复杂的计划之一。在介绍两个例子时,即使讲过程多于谈技术,也足以说明阻碍取得精确气动数据的各种困难。这些困难不仅包括上面所说的气动模拟分析的不易,还有高级试验技术的精度不好确定,以及管理复杂的航宇计划的大型组织间交流不够等等。下面要引用的气动试验计划虽然有缺陷,尚不致于严重影响阿波罗计划的全面完成,但是有缺陷这一事实,证明了甚至象模型几何相似这样基本定

- 宇宙神是美国第一种洲际弹道导弹;在水星计划中,宇宙神助推器用在第一次美国载人轨道飞行中(Chapman, 1960; Swenson 等, 1966)。
- ⊙ 马赫数 $M = u/a$, 其中 u = 飞行或流动速度和 a = 环境音速(在大气中或试验段中)。
- ⊕ “再入”术语在文献中常用来说明高速降入大气的意思,由于轨道包括从大气中上升或逸出段,跟着是从空间进入大气的下降或再入段,用“大气再入”术语比用“再入”来得恰当点。

则都可能受到忽视。

§ 1.2 双子星座飞行 GT3

在单入飞行的水星计划之后，阿波罗计划[●]之前是双人的双子星座宇宙飞船计划。和水星不同，双子星座飞行舱的重心偏离几何对称轴，使它有一配平攻角并产生升力。利用滚转姿态的反作用控制，使双子星座具有气动控制能力和比水星为高的轨道精度（NASA，1967，原文 159 页以后）。要使这种改进发挥作用，就必须精确地知道升力和稳定性的特性。

1965 年 3 月 23 日，国家航宇局的宇航员 Grissom 和 Young 执行了 GT3 的任务，即双子星座首次载人飞行，在绕地球三圈后降落，溅落点离设计点和勇敢号航空母舰近了 60 英里。关于这件事，1965 年 5 月 3 日，有发自休斯敦国家航宇局载人飞船中心的一则报导，引用了航宇局一个工程师的话，他说：“风洞试验现在不是一门精确的科学”，他责怪之所以打近了 60 英里是因为早几个月前从风洞得到的结果有问题。在美国空军阿诺尔德工程发展中心的合同执行者、

● 1961 年 5 月 25 日，John F. Kennedy 指出：“要在六十年代内，把人送上月球并安全返回，”国家航宇局以此为目标制订计划，阿波罗计划是这个原来拟定的计划中的最后一个。1969 年 7 月 20 日，人首次登上月球，这使阿波罗计划达到顶峰。水星是美国完成的第一个载人宇宙飞船（轨道或亚轨道飞行）的计划，开始于 1958 年，包括六次载人飞行，1963 年完成。紧接着是双人的双子星座宇宙飞船计划，1961 年开始筹划，1966 年终止。共九次的双子星座载人飞行，为阿波罗登月计划打下了基础（Wilford，1969；Swenson 等，1966；Grimwood 等，1969；NASA，1967）。阿波罗计划以预定于 1972 年 12 月飞行的阿波罗 17 的飞行行为结束。

阿诺尔德研究组织、公司主席 Robert M. Williams 的敦促下,开始研究所谓风洞和飞行数据的矛盾,并为此取得了新的实验资料。这项工作的主要动力是由于很少有机会对高超音速情况下飞行的和风洞的数据进行比较。Griffith(1967)对阿诺尔德工程发展中心的冯卡门气动力实验室继续做的风洞试验计划及随后与飞行数据的关联作了完整的说明。在此仅记述其研究的精髓之点。

分析一下当时掌握的双子星座高超音速测力数据,可以看出,所有这些数据来自两个风洞,基于热防护罩直径的雷诺数大于 200000。有两组数据:航宇局朗莱研究中心 $M = 6.89$ 的数据和一个工业热射风洞 $M = 15 \sim 22$ 的数据。在双子星座试验的时候,这个热射式设备和测试仪器还不能用来进行有足够精度的测量、散布度大,使用者将数据作了平均并采用光滑曲线连接。所以休斯敦工程师谈到风洞试验数据的缺点是可以预计到的。很显然,为了确定风洞数据的精度,在模拟大气再入轨迹的主要范围中,要有新的高质量的测量水平。

双子星座再入轨迹的高超音速段,其速度(以千英尺/秒作单位)和马赫数的范围从 25 到 5,相应地由极高空降到 100 千英尺,即由非常低的雷诺数[●]到基于 90 英寸热防护罩直径的雷诺数为 $Re \approx 3.7 \times 10^6$ 。考虑到双子星座飞行舱是钝体外形,按照“马赫数独立准则,”高超音速时马赫数影响是很小的,无粘流场由紧邻强弓形激波[⊙]下游的条件来决定。

● 雷诺数 $Re = \rho u l / \mu$, 其中 ρ — 密度; u — 速度; l — 特征长度; μ — 粘性系数。

⊙ 参见 Hayes 和 Probstein, 1966。

这个区域的马赫数常为低亚音速值，自由流马赫数由 10 变到 25 时，其变化量近似为 2 %。另一方面，由于双子座后体处于分离状态，预计粘性效应很严重，特别是在低雷诺数时。以弓形波下游一边的条件来定义流场，波后雷诺数 Re_2 是双子座大气再入的重要相似参数。

基于上述考虑，制订了涉及两个高超音速风洞（低密度风洞 L 和热射式风洞 F ）和三个模型（缩尺 1/15 到 1/180）的广泛的试验计划。缩尺 1/15 的模型精确地复制了整流片和观察窗。数据是在马赫数等于 9.2、10、15、19 和 20，采用氮气作为工质，基于热防护罩直径 d 的正激波后雷诺数 Re_{2d} 从 25 变到 18000 的情况下取得的。关联分析中也用了较早的朗莱研究中心 $M=6.89$ 和 $Re_{2d}=4950$ 的测量结果。至于飞行数据，我们采用了 GT3 以及 GT2、GT4 和 GT5 的资料。

相应于风洞 L 和 F 试验条件（以 Re_{2d} 表示）的轨迹高度见图 1.1，大约由 350 千英尺变到 200 千英尺。风洞试验的法向力系数 C_N 和无因次压心位置 x_{cp} 随 Re_{2d} 的变化见图 1.2，图中是对几种高度给出的（在攻角 $\alpha' = 5^\circ$ 和 20° 之间，以 $\alpha = 180^\circ - \alpha'$ 给出）。

在小攻角， Re_{2d} 在 2500 和 5500 之间时，压心位置有一个很大的移动。根据这些情况和相应的轴向力数据，将配平攻角、升阻比同相应的飞行结果作了比较见图 1.3，指出 GT3

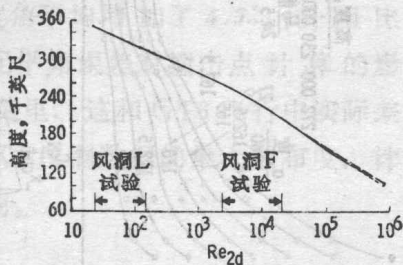


图 1.1 双子座再入轨迹随波后雷诺数 Re_{2d} 的变化 (GT2、GT3、GT4 和 GT5 的飞行条件)

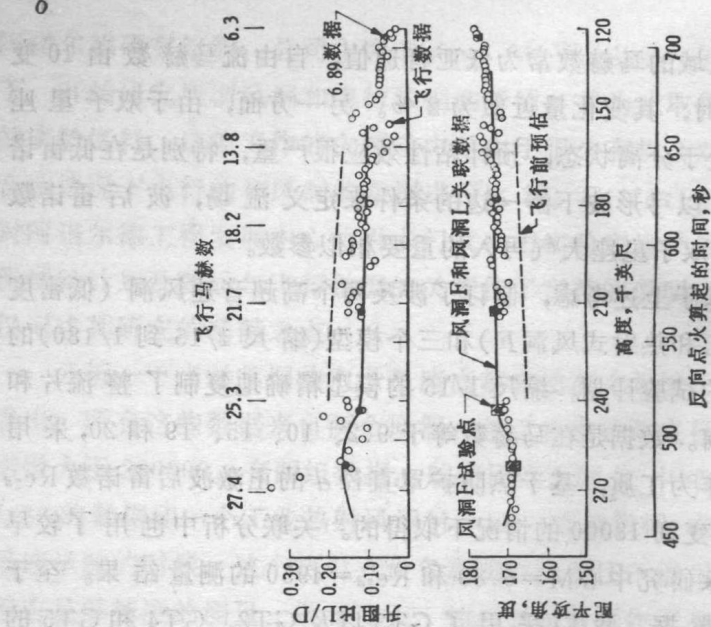


图 1.3 双子星座GT3飞行数据和风洞数据的比较

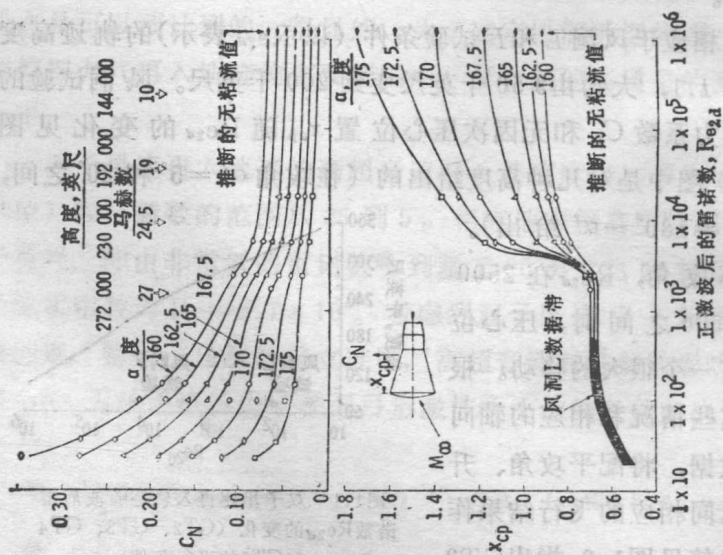


图 1.2 双子星座稳定性随波后雷诺数的变化

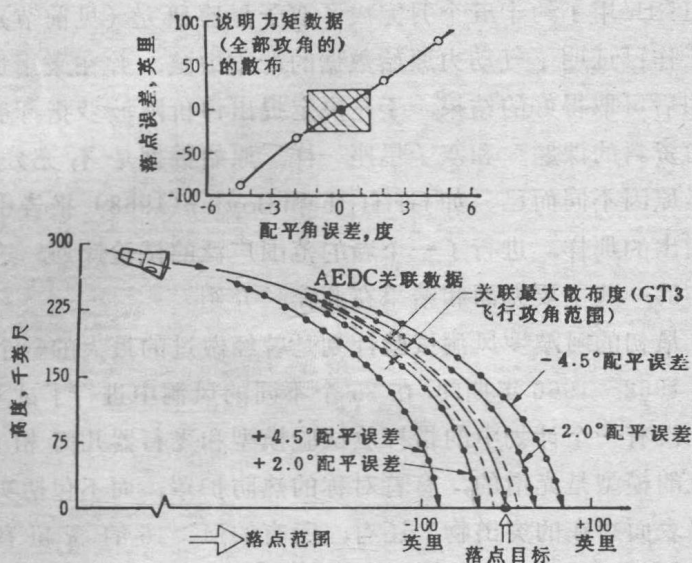


图1.4 配平角对双子座落点位置（驾驶员不作机动）的影响

飞行结果与风洞数据很一致，GT2、GT4 和GT5 任务情况也是如此。图 1.3 中也标出了根据早期风洞试验数据所作的飞行前预估值：很明显，配平攻角平均增加了 4.7° ，升阻比高估了 60%。图 1.4 给出了配平角误差对撞击点计算的影响。误差 4.7° 相应射程短 80 英里，这和 GT3 飞行中实际差距相一致。估计到 AEDC-VKF 风洞数据的最大散布度，计算落点的精度在 ± 10 英里之内。

§ 1.3 阿波罗飞行 AS202

1966 年 8 月 25 日，阿波罗 AS202 无人飞行以阿波罗飞