

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。

本书可供航空和航宇工作者、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

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	火箭滑梯	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^①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^②20,而大气再入^③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

-
- ① 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)。
 - ② 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)。
 - ③ “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

在单人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，由于双子星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 是双子星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

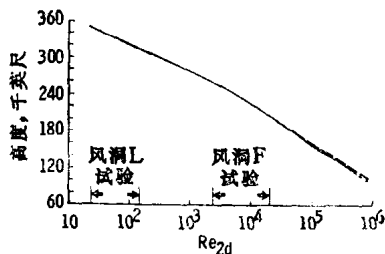


图 1.1 双子星座再入轨迹随波后雷诺数 Re_{2d} 的变化 (GT2、GT3、GT4 和 GT5 的飞行条件)

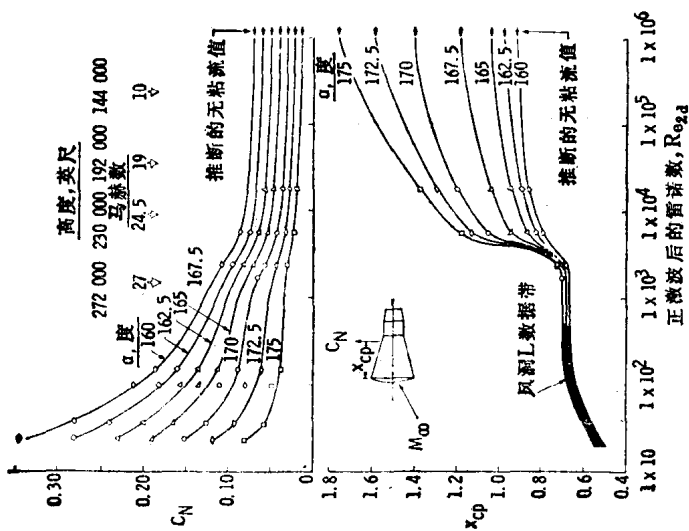


图1.2 双子座稳定性随波后雷诺数的变化

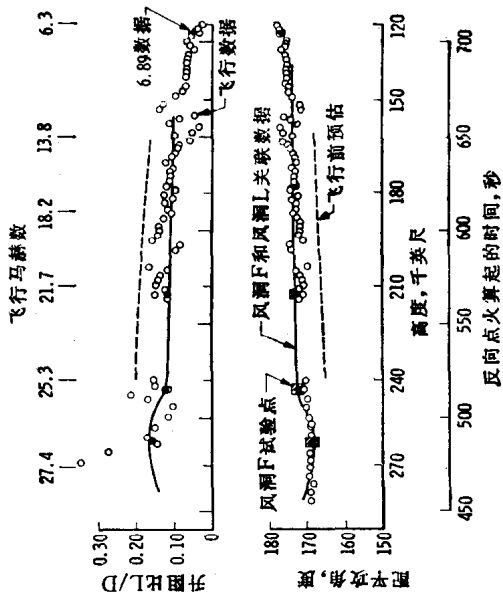


图1.3 双子座GT3飞行数据和风洞数据的比较

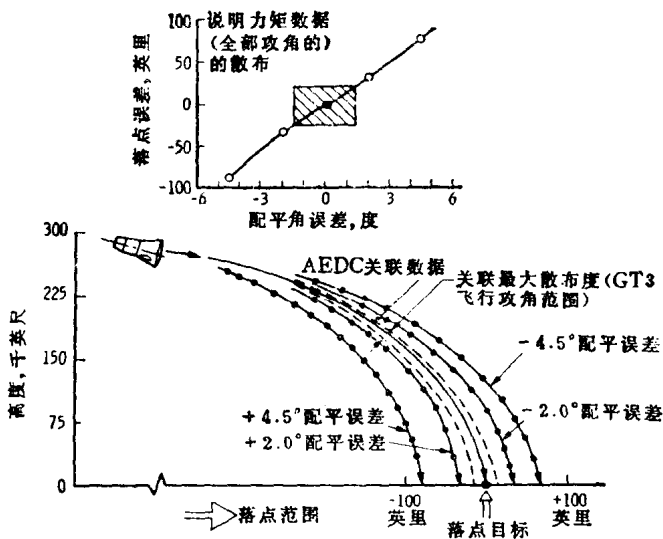


图1.4 配平角对双子座落点位置（驾驶员不作机动）的影响

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

行舱距设计落点还差 205 英里就着陆而告终止。该时正好是 Griffith 用了约十五个月完成了双子星座研究（见前节），他的工作已证明了气动力原始数据的严重缺陷，并在采用适当模拟后可取得好的结果，于是决定提出评价阿波罗指挥舱气动力资料的课题。和双子星座一样，原始数据是不充分的，只是原因不同而已。如 Griffith 和 Boylan(1968) 报告中详细指出的那样，进行了一个新的范围广泛的试验计划。这项工作的一些主要方面和结果在此作一介绍。

最初的阿波罗风洞试验计划是曾经做过的最大的一个计划，1962~1966 年期间，在 25 个不同的风洞中进行了试验。但是没有有一个计划中的指挥舱试验模型和飞行器几何相似；所有的模型是光滑的，有着对称的热防护罩，而不包括实际飞船表面存在的突出物。还有，所有的 $M > 15$ 的高超音速数据都是 1962 年取得的，当时激波风洞和热射风洞的测量精度还不足以去决定这个范围的马赫数效应。

自从 AS202 飞行取得了气动数据以后，制造了新的模型，精确地反映热防护罩和后体上加上烧蚀材料后的飞船外形。这样我们就有了一个不对称波状热防护罩的表面外形，当用纹影法观察时（经典的镜面试验和观察可压缩气流的光学方法；参见 Liepmann 和 Roshko, 1957），其外形如图 1.5 所示。为了提供一致的供比较的数据，也试验了光滑的热防护罩的模型。该试验历时六个月，采用热防护罩直径从 0.6 英寸到 8 英寸的十一个模型，在 VKF 五个风洞（A、B、C、F、L）和一个弹道靶 G 中廿二种不同的自由流下作了试验，共计用了 515 个试验小时。自由飞弹道靶数据用来确

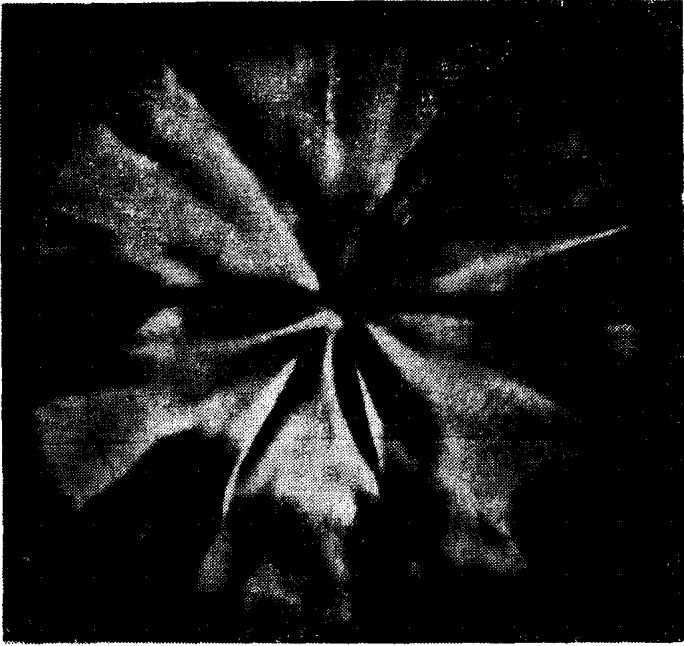


图1.5 VKF风洞中试验用的不对称波状阿波罗热防护罩模型纹影照片

定是否消除了尾支承●的干扰。

和双子座研究情况相同，我们估计粘性模拟可以以波后雷诺数 Re_{2d} 表示。将 AS202 飞行轨迹和 VKF 风洞、弹道靶试验结果用 Re_{2d} 表示作了比较，示于图 1.6； Re_{2d} 的变化范围是从 350 千英尺时的 30 到 140 千英尺时的 5×10^5 。由俯仰力矩和其它系数的曲线图可知， $Re_{2d} > 10^4$ 时的数据将随着马赫数而不是随 Re_{2d} 变化，这在图 1.7 上明白可见，数据图也是在这基础上作出的。在这一较高的雷诺数范围，

● 从模型下游的底部支承模型的一种模型支承形式，高速风洞中常用。

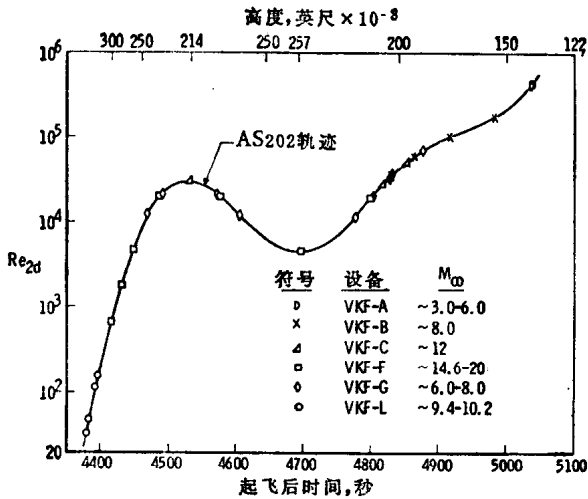


图1.6 以波后雷诺数表示的阿波罗飞行模拟情况

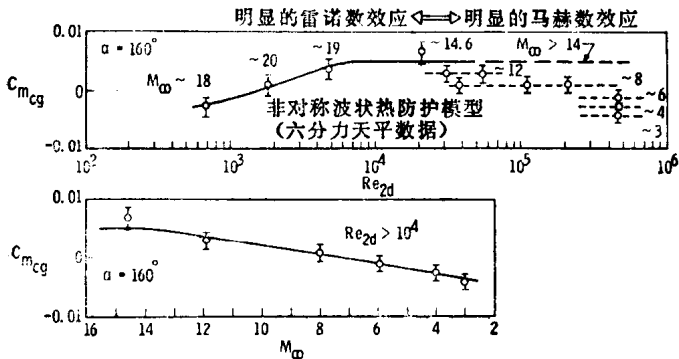


图1.7 表示阿波罗数据关联的典型结果

当 $M \leq 14$ 时有明显的马赫数效应。在 $Re_{2d} > 200$ 时，我们测得了不对称波状热防护罩很大的效应。

按照上述观察的思路，我们这样来作与 AS202 飞行数据的比较，在高度为 180 千英尺，此时马赫数 $M = 14$ ，在此之前，我们用 Re_{2d} 作为关联参数，而在低于这一高度时用马赫数作关联参数。图 1.8 a 和 b 表示真实（不对称波状）和对称（光滑）外形模型的配平攻角和升阻比的变化。对准确外形模型来说，飞行与风洞数据比较始终是好的，而对称光滑模型却有很大的差别。根据早期对称模型风洞数据所作的飞行前的估算，说明误差很大（配平角为 3° ，升阻比约 20%），这一事实就是在某种程度上使飞行距离大为缩短的原因。

阿波罗之后的试验大纲，比双子座更为广泛，它证实了我们若正确地并仔细地利用地面设备，我们可以从地面试验中取得高精度的高超音速气动力数据。试验指出，一定要保持模型的基本几何相似，选择适当的气动力模拟，以利取得飞行结果和地面试验数据之间的关联，试验也指出，涉及一些重要因素的未经证明的假设可以带来很大的误差[●]。具体说来可从阿波罗结果得知，（1）钝头外形很小的变化，可以引起稳定性的很大的变化；（2）对于阿波罗指挥舱来说，高度大于 200 千英尺时有很大的粘性效应；（3）马赫数影响一直扩大到 $M = 14$ ，大大高于过去钝体研究中指出的数值；

● 在 Griffith 和 Boylan (1968) 完成阿波罗气动研究后，Crowder 和 Moote (1968) 发表了早期阿波罗风洞试验结果和飞行数据的比较。他们分析模型和阿波罗指挥舱实际外形间有差别和影响，试着用解析方法修正风洞结果，他们指出：“马赫数大于 6 以后的气动系数保持不变的假设是不对的。”

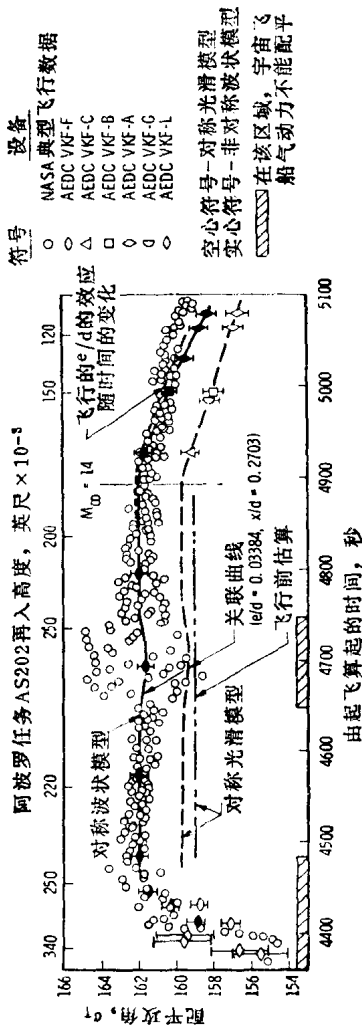


图 1.8 a 阿波罗 AS202 大气再入飞行结果和风洞数据的关联: 配平攻角