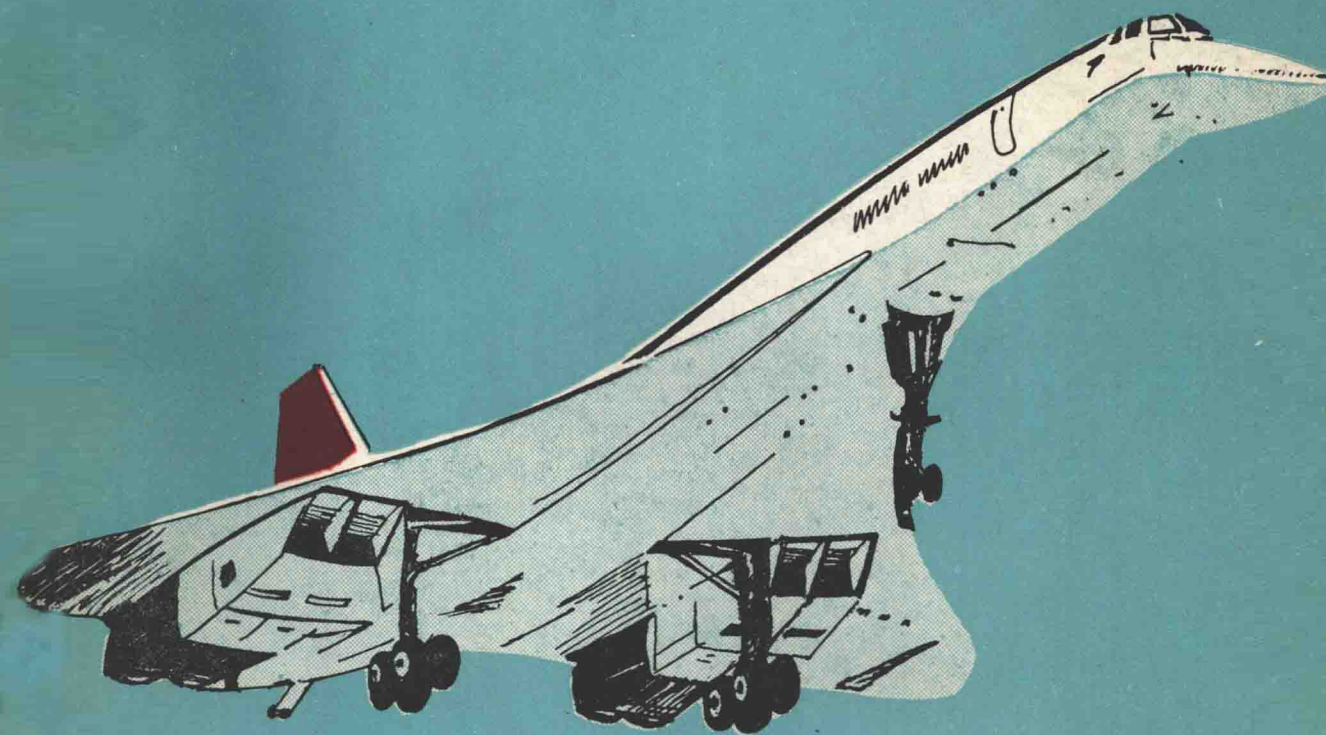


飞机空气动力设计

〔英〕D. 屈西曼 著

冷远猷 吴介之 杜金陵 童永福 计秀敏 译



国防工业出版社

飞机空气动力设计

〔英〕D. 屈西曼 著

冷远猷 吴介之 杜金陵
童永福 计秀敏 译

冷远猷 吴介之 校

国防工业出版社

内 容 简 介

本书是英国当代杰出的空气动力学家迪特里希·屈西曼教授的名著，是作者根据他晚年在伦敦帝国学院任教时的教材补充扩展而成的。本书实际上是作者毕生从事飞机空气动力学研究的经验和学术思想的总结。因此，全书内容异常生动地体现了作者一系列富有真知灼见的观点。作者认为，空气动力学来日方长、大有作为，理论同实践必须密切结合，必须深刻把握流动现象的物理本质，既要勇于探索，又要注重实用，要正确处理风洞、计算机和人的关系等。全书编排也是按照作者的思路，根据不同类型飞机的几种不同流型来划分章节的。文末附有一千九百多篇参考文献的题录。凡从事空气动力学研究和飞机设计的科学工作者、工程师、高等院校师生不仅可以从中汲取关于飞机空气动力设计的丰富知识，而且会在思想方法上得到启迪。

THE AERODYNAMIC DESIGN OF AIRCRAFT
D. KÜCHEMANN
PERGAMON PRESS, 1978

*

飞机空气动力设计

[英] D. 屈西曼 著

冷远猷 吴介之 杜金陵 童永福 计秀敏 译

冷远猷 吴介之 校

*

国防工业出版社出版、发行

(北京市车公庄西路老虎庙七号)

新华书店经售

国防工业出版社印刷厂印刷

*

787×1092 1/16 印张28 1/4 655千字

1989年11月第一版 1989年11月第一次印刷 印数： 001— 480册

ISBN 7-118-00206-2/V·18 定价：14.40元

译 序

本书是当代杰出的空气动力学家迪特里希·屈西曼(Dietrich Küchemann, 1911—1976)毕生从事飞机空气动力研究的经验和学术思想的全面总结,他的同事塞登(J. Seddon)在本书序言中已介绍了成书的经过和本书的某些特点。这里,我们结合本书再简要地介绍一下屈西曼的生平和学术思想。

屈西曼生于德国,在慕尼黑受中等教育,1930年进入哥廷根大学。他本来准备师事著名物理学家玻恩(M. Born),但1933年玻恩等人在纳粹迫害下离开了德国,世界首屈一指的哥廷根数学物理学派随之没落,那里最杰出的科学家只剩下了近代流体力学的奠基人普朗特(L. Prandtl)。于是屈西曼改学流体力学,25岁时在普朗特及其学生托尔明(W. Tollmien)指导下获得博士学位。1936年到1946年,屈西曼一直在哥廷根空气动力学研究所(AVA)理论空气动力学部从事喷气发动机的应用和推进空气动力学的研究。这十年正是高速空气动力学在战争推动下迅速建立的时期,战争结束时屈西曼已成了推进空气动力学的权威,他和他终生的合作者韦伯女士(J. Weber)在1953年发表的这一领域的专著至今仍有指导意义。

战后,美英等国都纷纷向德国杰出的科学家提供移居的机会,以便利用他们的学识。屈西曼拒绝赴美,因为他认为自己是个欧洲人,希望留在欧洲。从1946年起,他到英国皇家飞机研究院(RAE)空气动力学部从事短期合同研究。这些合同一个接一个地搞了下去,最终使他在1951年成为RAE的正式成员,任责任科学秘书(Principal Scientific Officer)。1954年,他被提升为高级责任科学秘书;1957年出任副首席科学秘书和空气动力学部超音速研究室主任,1963年被选为英国皇家学会会员。1966年,又升任RAE首席科学秘书和空气动力学部主任。1971年,屈西曼从RAE退休,担任北大西洋公约组织航空研究和发展咨询组(AGARD)流体动力学委员会主席,同时在伦敦帝国学院航空工程系任教,直到1976年去世。

屈西曼集中毕生精力于飞机空气动力学的研究,他的成就是多方面的,而且主要的贡献是他在英国的三十年间作出的。头十年,他领导了将后掠翼用于高速飞机的研究工作,核心问题是搞清三维效应。他和同事们一起比较了无限翼展斜置翼和有限翼展后掠翼流场的区别,深入分析翼尖和翼根的影响,提出了“屈西曼翼尖”、“屈西曼整流罩”等设计概念,建立了任意展弦比后掠翼载荷的计算方法——“RAE标准方法”(见本书第三章第二节和第四、五章)。这个方法已广泛用于亚音速后掠翼设计。

在英国的第二个十年,屈西曼领导了RAE的超音速空气动力学研究工作,达到了他创造性活动的顶峰。他率先突破了机翼只能采用附着流型、必须绝对避免过早分离的传统观念,提出并推动实现了利用高度后掠的前缘三维分离涡产生涡升力的细长机翼的设计,开创了人类航空史继附着流型之后的第二个实用流型——脱体涡流型(见本书第三章第三节和第六、七章)。

屈西曼这一贡献的影响是深远的。五十年代初,法国的勒让德(R. Legendre)等

人最先开始研究三维流动分离问题。1955年,RAE的马斯克尔(E.Maskell)从理论上揭示出三维分离会有一种不同于二维分离泡的新形式——自由涡层分离。在后掠翼研究中已经充分理解到三维流同二维流有根本区别的屈西曼,凭借着他敏锐的物理直觉立即“抓住”了这种自由涡层分离,因为自由涡层终将卷绕成强有力的集中涡而产生大的非线性升力。1956年,他就和马斯克尔一起大胆地提出了用尖前缘细长翼来实现这种脱体涡流型的方案,以保证正在酝酿的超音速运输机有良好的低速性能。他们这篇论文被认为是把空气动力学家们从附着流型的传统要求与对高速度、高效率的追求之间的尖锐矛盾中解脱出来的决定性贡献,最终导致了协和号飞机的上天。有人评价说,细长机翼诞生的意义,可以和活塞发动机向燃气涡轮发动机的飞跃相媲美。

屈西曼不愧是新的航空流型不知疲倦的开拓者。在英国的最后一个十年中,在为第二种基本流型打开道路之后,他又继续前进,积极探索第三种基本流型的可能性,即用压缩波产生升力的高超音速流型。人们把这种设想中的高超音速飞行器叫做乘波飞机(见本书第三章第四节和第八章),它有可能在航天飞机中得到应用。

屈西曼的这种开拓精神,来自他的科学观念。读过本书和他的一些其他论著后,我们感到他的观念有以下几点是特别值得借鉴的。

首先,他总是把在精心实验的基础上深刻理解流动的物理机理放在空气动力学研究的首位。他的座右铭是哥廷根伟大数学家希尔伯特(D.Hilbert)的名言:“我们必须理解。我们将要理解。”他坚持普朗特的传统,注重从复杂的流动现象中概括出最本质的东西,由此建立非常清晰的物理模型。而这就意味着把人的创造性思维放在首位。正如他在本书和其他场合一再指出的,“新的见解和概念总得在人的头脑里生长起来,它们不会从计算机和风洞中自动流出来”。脱体涡流型的诞生就是一个最好的例子。他说,新型飞机并非来自系统地研究机翼几何形状系列或任何“优化”程序;它是用基础流体力学进行推理的结果。屈西曼在本书开头不仅强调了实验研究,还强调了“在头脑中做实验”,即假说、前提、抽象、简化假设和设计概念,以及推测和辩驳。因此,在西方七十年代关于计算机会不会取代风洞、甚至取代人脑的热烈争论中,屈西曼始终是清醒的。他认为风洞和计算机都是空气动力学家的武器和工具,这些工具当然需要重视和发展;就在他担任AGARD流体力学委员会主席期间,他主持了一个大风洞工作组,开展了国际合作建造欧洲高雷诺数风洞的研究。但屈西曼最重视的还是人。他要求人们在发展计算机和风洞的同时,应当同样顽强努力,来发展好的数学的和物理的理论。他认为,每一种具体的理论或数值方法都是暂时的,而对流动本质的理解却是永恒的。

屈西曼不仅追求理解流动的机理。在本书和其他场合,他还多次讲过:“作为科学家,我们希望了解事物;而作为工程师,我们希望变革事物。”空气动力学家应当集科学家和工程师于一身,这是他一贯的信念。这就是说,深刻理解流动本质的目的,是拿出成功的气动力设计。这也是普朗特学派极其注重实用的优良传统的表现。1975年,屈西曼曾用这样的话概括哥廷根精神:“我们必须学会清晰地思考和推理;无论做什么,必须心里有个目标,必须前进得足够远,以使自己相信我们工作的成果能够有效地得到应用。”这一信念,使屈西曼不仅是一个杰出的善于揭露流动本质的空气动力学家,也是一个杰出的飞机空气动力设计家。本书的内容生动地证实了这一点。正如原书副标题“现代空气动力学知识的详细介绍和解决飞机设计问题的实际指导”所点明的,本书

始终在引导读者理解流动的机理，并在此基础上详细阐释飞机空气动力设计的原理。和其他飞机空气动力学著作不同，本书并不着重介绍公式和算法——对此，读者可从书末援引的1900多篇文献中查到。显然，在屈西曼看来，正确的物理概念和设计观念才是一个优秀的飞机空气动力设计师必须具备的首要知识。

屈西曼另一个值得称道的观念，是坚持认为空气动力学的发展永无止境。他一向认为，“到顶论”是一种危险的谬论。他曾回忆说，在三十年代初期，流行的看法是：空气动力学的所有重要问题已被普朗特、泰勒（G. Taylor）和冯·卡门（Von Kármán）这样的人物解决了；除了把次要的事情修饰一番外，再也无事可做了；我们有卓越的双翼机在飞行，而具有椭圆机翼的单翼机则已是真正完美的了！但曾几何时，战后高速空气动力学的发展使近代空气动力学出现了一次革命性飞跃。现在，脱体涡流型的诞生引起了飞机空气动力设计思想的又一次变革，它同计算空气动力学所带来的设计手段的变革一道，已经导致当代空气动力学一场新的飞跃。历史一再证明，空气动力学仍将不断开拓前进。正如本书开头所说，空气动力学正处于不断变动的状态之中，离成熟和完善还相去甚远。屈西曼在本书结尾还满怀信心地预言：在我们面前将出现从直机翼到乘波飞机的一整套飞机谱系，人类在地球上任何两地之间的旅行都将不超过两小时；空气动力学家们任重而道远。

事实上，如果屈西曼能活到今天，他一定会十分高兴地看到，空气动力学近十年来的发展是如此迅速，以致于本书介绍的三种流型也已不尽全面了。首先，仅在本书第五章第四节十分谨慎地提到的混合应用附着流型和脱体涡流型的空气动力设计已有了广泛的应用和深入的研究，尤其是从不可控发展到了可控的阶段（如涡襟翼）。更值得注意的是，正像屈西曼等人实现了从完全禁止分离到在大迎角下利用定常自由涡层分离的转变一样，在同一精神指引下，目前又开始了从完全禁止非定常分离到试图在更大迎角下利用和控制非定常涡升力的探索（参见吴建民在《国际航空》1985年第8期发表的通俗论文）。如果说所有这些新的探索在具体内容上突破了本书的范围，那么更应当说它们的出现本身，以及它们所遵循的以努力理解新型流动的本质为核心的道路，都已进一步证实了本书的基本思想和观念。

本书的内容编排也独具匠心。从第四章到第八章，作者按照第三章介绍的产生升力的三种不同原理亦即三种不同的流型，依次叙述了三类飞机的气动力分析与设计问题。本来，在只有附着流型的时代，空气动力学著作的内容应当而且只能按速度范围来划分，这已成了惯例。但在已有多种实用流型的今天，就出现了一个在什么速度范围内最宜于采用什么流型的新问题。屈西曼按流型分类来叙述，不仅深刻地揭示了各种气动布局的本质和共性，而且鲜明地体现了着眼于设计的目的；因为屈西曼相信，“有把握导致优秀而实用的设计的合理方法”是“选择适用于工程目的、并有一定把握得到成功的流型”（本书1.4节）。随着新流型的陆续发现，屈西曼这种按需要选择流型的设计思想愈发显示出了生命力。

本书由冷远猷、吴介之、杜金陵、童永福、计秀敏等同志合译。吴介之同志对全书译文作了统校，最后由冷远猷同志审定。为方便读者，我们加了若干译注，并将原书末的主题索引改编成按汉语拼音顺序的汉英对照索引。书中以人命名的专业名词如雷诺数等，人名译成中文并在第一次出现时加注英文；其余西文姓名均保持原样（包括非英语

国家的人名)，以便于查找书末的文献。同一论文若干作者之间的“&”号，在正文中译成“与”，但在仅作为文献援引时亦保留不动。译文中还删去了部分不重要的着重号（在原文中用斜体字排印）。由于知识及时间所限，译文、译注和这篇译序的观点、材料难免有错误和不当之处，欢迎读者批评指正。

吴介之

序 言

1976年2月23日迪特里希·屈西曼(Dietrich Küchemann)逝世了。值得空气动力学界庆幸的是,他在离开人世以前已经汇总了本书的全部材料,并正在忙于最后的出版。由于英国皇家飞机研究院几位同事的热诚合作,以及该院领导慷慨地提供打字和其它帮助,本书出版的全部准备工作终于顺利完成。今天,作为一位伟大的、在同代人中或许是最伟大的空气动力学家工作成果的最后记录之一,我们将本书奉献给读者。

本书作者以他毕生精力从事研究工作。首先在德国哥廷根空气动力学研究所,后来在英国皇家飞机研究院法恩伯勒研究中心,并担任该中心的空气动力学部主任。在他一生的最后四年里,除了继续自己的研究工作外,还给伦敦帝国学院航空工程系的学生们讲课。他利用这个机会鲜明地表示了他的信念:在复杂的飞机设计过程中,流体动力学占据着显赫的地位。本书就是按他讲课的基本思路编写的,但思想和材料又有了进一步发展,比学生们用的教科书要丰富得多。总之,本书很有条理地解释了为什么飞机要具有它们必须完成的任务所要求的形状,介绍了对飞机进行详细空气动力设计所使用的方法,提供了一门有助于人类进步的统一的科学。倘若要为这样一本书限定读者的范围,那就未免太冒昧了。

书名的选择表明了作者本人的研究方法。对于作者来说,空气动力学是一门应用科学,只有把实际飞机设计作为目标时才有意义。最好的方法也就是那些能够实现这一目标的方法;它们构成了一种原则构思,科学家的任务正是要把这样的构思提供给飞机设计师。只要简化假设有助于理解和阐明流体力学过程,并且能经得住通常是用实验进行的严格检验,就宁可用简化假设而不用所谓的“精确”方法。但是人们也认识到,从这种处理办法中形成的原则构思仅仅是飞机设计详细过程的第一步——序幕。设计师清楚地知道他的飞机要执行什么任务,他需要选择适合于这一任务的流型——这就使他自然而然地有了正确的构思,然后他就能利用本书概括的空气动力原理和理论方法,在这个正确构思的范围内具体地完成他的设计。

因此,正如目录所表明的,本书的编排是很明确的。屈西曼教授通过阐述他个人的一个哲理介绍了本书的主题思想(第一章)。他认为航空是人类社会发展的一个基本因素,而空气动力学又是航空发展的一个基本因素,实际上是起支配作用的因素。他认为航空终将能使整个世界只有几小时的旅程,因此飞机的巡航速度必须与其航程成比例地增长。由于要在不同马赫(Mach)数范围内飞行,出现了三种截然不同类型的飞机:中等或大展弦比、后掠或非后掠翼的古典飞机;以小展弦比三角翼为典范的细长翼飞机;乘波飞机——一种乘在强激波上的尖前缘升力体。

飞机类型一经确定,就可以更广泛地研究它们在其它马赫数范围内和其它使用条件下的潜力。但是,在所有情况下,不同类型的飞机应有一些共同的极其重要的特点,这些特点来源于Ludwig Prandtl的“健康”流动的思想,也就是说流动须是一种有效的产生气动力升力的手段,它能在飞机飞行包线的整个马赫数、雷诺(Reynolds)数、迎

角和侧滑角范围内保持定常和稳定的形态。

这种研究方法的基础是精心安排的。论述流体力学基本过程的一章（第二章）独特而巧妙地解释了关于流态和飞机形状之间相互关系的原理和观念，这是作者本人设计方法的基础。第三章广泛地论述了产生升力和推力的手段，介绍了定量地表达流体力学概念所需的数学方法。

第四章到第八章详细地论述了与三种不同类型飞机有关的流型。最后一章很短，重申了作者对空气动力学基本地位的信念，即空气动力学乃是飞机设计的关键，并预示这门学科在未来还将有巨大的发展。书末汇集了本书援引的1900多篇文章和报告。

作者的很多朋友和同事在多方面为本书的诞生作出了贡献。特别要感谢英国皇家飞机研究院空气动力学部的 J. A. Bagley、J. H. B. Smith、E. G. Broadbent 和 P. L. Roe，他们完成了本书的编纂工作。还要感谢 Johanna Weber 博士，她详细地审查了全书的图和参考文献，她的贡献贯穿在与屈西曼教授共事的一生之中。关于打字、校对和类似的其它工作，要感谢作者的前秘书 Elma Turner 夫人以及 Susan Damms 小姐和 Irene Joth 夫人。在帝国学院，P. J. Finley 博士在许多方面也给予了很大的帮助，P. R. Owen 教授的指点和鼓励也是非常宝贵的。

J. 塞登(Seddon)
于英国萨里(Surrey)
法恩海姆(Farnham)

目 录

第一章 绪论	1	5.3 三维机翼	186
1.1 初步的考察	1	5.4 一些特殊设计	195
1.2 总的技术评价	4	5.5 机身	199
1.3 航空发展的动因	10	5.6 机翼-机身干扰	205
1.4 设计问题	16	5.7 翼面干扰和地面效应	222
第二章 流动分析	20	5.8 非均匀流的一些效应	234
2.1 描述空气的模型及其特征	20	5.9 某些推进问题	240
2.2 描述无粘流的一些方法	23	5.10 整架飞机的一些问题	250
2.3 描述空气可压缩性的一些模型	28	第六章 超音速飞行的细长	
2.4 粘性相互作用——流动分离	30	飞机的特性和设计	258
2.5 适用于飞机的流动	43	6.1 设计原则的演变	258
第三章 产生升力和推力的方法	46	6.2 细长飞机族	261
3.1 总升力和升致阻力	46	6.3 细长机翼上涡流的性质	268
3.2 具有近于平面状涡尾迹的机翼	47	6.4 分离流理论	284
3.3 具有非平面状涡尾迹的细长机翼	55	6.5 低速时机翼的一般特性	293
3.4 带有激波的升力体	57	6.6 有附着流的扭曲机翼设计	306
3.5 总推力	61	6.7 超音速无升力机翼	311
3.6 推进装置的流动循环	62	6.8 超音速升力机翼	317
3.7 推进发动机的基本要素	70	6.9 全机的一些问题	325
第四章 古典的和后掠的		第七章 亚音速近程细长翼飞机	332
飞机特性	82	7.1 Gates 的空中公共汽车方案	332
4.1 按照凯利 (Cayley) 原		7.2 性能研究	333
则设计的一族飞机	82	7.3 设计考虑	337
4.2 推广到后掠翼飞机	88	第八章 乘波飞机	339
4.3 古典机翼理论及其推广	95	8.1 乘波飞机的概念及其可能的应用	339
4.4 三维后掠效应	107	8.2 从已知流场设计升力物体	342
4.5 粘性效应	119	8.3 非设计条件下的特性	351
4.6 分离效应	127	8.4 粘性的影响	360
4.7 增升效应	132	8.5 对气流加热	375
4.8 跨音速流中的后掠机翼	144	8.6 推进升力体	379
4.9 超音速流中的后掠机翼	165	第九章 结论和展望	386
第五章 古典的和后掠的		参考文献	389
飞机的设计	171	补充参考文献	429
5.1 后掠机翼的设计目标	171	索引	430
5.2 翼型设计	174		

第一章 绪 论

1.1 初步的考察

从最早的飞行时代以来,飞机的气动力特性就一直受到人们巨大的关注。大量的论文和书籍记载了迄今为止的种种发现(如见参考文献 H. Schlichting & E. Truckenbrodt (1959) 和 (1969))^①。本书打算研究的问题却颇不相同:不是再另讲一次我们对于已知飞机的气动力特性都有些什么了解,而是要解决应该如何从空气动力学的角度设计飞机的问题。因此我们仅在必要的时候才涉及“给定形状的飞机具有什么特性”;相反,我们将集中注意这样的问题:“一架飞机应该有什么形状,才能具备所希望的特性”。这样,我们不仅可以讨论现有各类飞机的设计,而且可以研究它们未来可能的改进以及崭新类型飞机的发展。在这个题目上作这样一种初次的尝试,必然要反映作者个人的观点。讨论中之所以包括一些迄今还只是设想的飞机类型,也是因为作者坚信,将来是会需要这种飞机的,它们飞上天的日子是会到来的。

读者从一开始就应该弄清楚本书所采用的研究方法的另一个侧面:不会有现成的处方来解决如何设计飞机的问题。我们的目的是要阐明在广泛的领域里有较长远价值的基本流体运动现象和空气动力学概念,而不是提供一套可能迅速过时的当代各专门技术的全部清单。因此我们要研究飞机设计的原则构思,而且这种方法又使我们可以试着展望未来。

我们将越来越清楚地看到航空研究工作所具有的一些独特的特点和专门的方法,它们也许比其它领域发展得更早,或基础更广泛。这些特点之一是把一些复杂的主要问题分解成一组特别细致的单问题来解决。另一个特点是广泛使用对模型和类比的抽象和模拟。模型这个概念可以完全照字面来理解,如实验工作中的模型;但也可以理解为包括物理现象的思想模型和数学模型,这些模型或许具有更加广泛和深远的意义和重要性。通常,只是由于使用了这种思想模型和数学模型,以及在头脑中进行了实验,合理的设计和真正的实验工作才能顺利进行并得以完成,推测和辩驳的循环才能开始并得以继续——这些正是全部研究工作的特点。

我们这里所采用的探索方法(因而也是叙述的方法),一般说来打算和 Kant^② 等人的所谓假设-演绎法一致,最近 K. R. Popper^③ (1934)、(1963) 和 (1972) 以及 P. B. Meddewar (1969) 曾对这种方法作过定义、分析和提倡。按照假设-演绎法,出成果的或创造性的活动就是提出假说或推测。这个过程既不是逻辑过程,也不是非逻辑过程——

① 本书采用西文姓名和年代(如 D. Küchemann (1975)) 检索参考文献。如果括号内引用的参考文献为两个作者合写时,在作者名字中间用符号 & 连接;在正文中,我们将 & 译为“与”。请读者在查阅书末文献时注意。——译注

② 即德国古典哲学家康德。——译注

③ 英国现代哲学家。——译注

它置身于逻辑之外。它并不依靠“事实”，却允许富有想像力的预见、直觉、甚至运气。但是假说一经提出，它就会受到评论，通常是受到实验的评论。通过逻辑演绎，可以进行推理，得出结论，并作出预测。如果预测得到证明，就可以对假设赋予某种程度的信任。“正是那大胆而冒险的假设，那或许很容易不真实的假设，一旦经受住了批判的考察，它就会深受人们的信赖”（Medawar）。

Medawar 对生物学家所主张的观点，对空气动力学家也是正确的：我们的工作非常接近于“困惑和理解之间的边缘”。因此，那种认为空气动力学家是埋头实干的人而不是富于幻想的人的观点，以及那种认为空气动力学家首先是批评家和怀疑论者的观点，至少可以说都是不全面的。“坚持事实”或者揭露不符合事实的错误并不是我们的主要任务；“证明猪不能飞决不等于发明能飞的机械”。飞机的空气动力设计比其它任何工作都更加要求在思索和推测时具有创造性的想象力和首创精神，然后坚持不懈地设计出广泛的实验，以便对所采用的设计原则提供真正的探索性检验。只有经过了这些检验，我们才能在飞机上天之前就树立起必要的信心。

空气动力学的实验手段主要是风洞，还有研究机和计算机，但是切勿忘记，我们还可以在头脑中进行实验。不过，这些实验不必包罗一切想象得出的可观察量[●]——可以将它们局限在只和所研究的概念有关的那些可观察量上。

因此，大量的工作将涉及假说、前提、抽象、简化假设和设计思想等等。理解这些概念看来比接受一些定理和从这些定理导出的推论更重要，或者比能够掌握“事实”更重要。我们将会看到，目前使用的许多概念实际上都是个人观点，先是由某个科学家或者是某个学派的科学家或工程师提出来的，然后得到了广泛的承认（也常常被某些人错误地对待了，好像它们都是“自然界定律”，只要计算机容量足够大，它们就能给出“精确解”）。另一方面，我们必须认识到，把事情加以简化，集中注意那些据认为是基本概念和特别重要的关系，这样的处理方法在许多方面还不能满足设计飞机的实际需要。必须永远记住，实际飞机设计要复杂得多。不过，了解全局性的概念和整个过程的连贯性，毕竟应该是一个好的准备。不管怎么说，完成设计工作的实际方法最好是从实践中摸索出来。

我们将看到，飞机空气动力设计这一科目还基本上处于不断变动的状态，并且富有活力。几乎没有什么问题已经解决到永久的“冻结状态”。实际上，读者最后会得到这样的印象：飞机设计像科学那样是一门艺术，它所采用的技术还远远没有确立到成熟的程度。这样一种印象大概是符合实际的。那种自以为我们的飞机设计知识正在接近顶峰，正在达到“终极”，几乎值得了解的每件事情都已经知道了，不会再出现多少新鲜事物了等等观点，会是非常危险的（如见参考文献 D. Küchemann (1975)）。恰恰相反，我们将发现，航空，特别是飞机设计，现在只是刚刚成长起来，主要的工作还在未来。

我们的课题以及叙述它的方式必然还带来一个特点：对于要讲的每一个问题，都在心目中有个坚定的目的，即飞机设计；我们将几乎无例外地把注意力放在对这一目的有用的各种问题上。这种研究方法应该和我们所要采用的假设-演绎探索法很好地结合起来。甚至推测这一概念本身似乎也意味着在我们心中有个目的，很难想像怎么能有毫无目的

● 可观察量 (observable) 是物理学术语，表示可以用实验（或理想实验）测量的量。——译注

的推测。有目的也就意味着要向目的地前进。假设推理法是一种创造新观念并推动我们前进的论证方法，确定一个明确的目的会有助于端正我们的努力方向，有助于开动脑筋。这并不是说我们只需提出一个要求，然后只要有足够的钱就可实现它了。处理这种事情不是我们要在这里关心的问题。我们要在科学发明和技术发展的现实世界里进行研究。另一方面，为自己确定一些合理的目标也非易事。然而还是要尝试一下，因为我们认为已经达到了能够预见某些远景、至少能够辨识某些长远目标的发展阶段。如果眼光足够远，我们可以对将要到来的情景提出某些粗略的设想。因此，本书的一个目的就是要全面地勾画一下各个主要问题的轮廓，提出需要解决的问题，当然，仍然是个人的观点。

看来，在进入详细讨论以前，统筹一番，对航空事业整体作一总的概观，会有助于达到我们的目的。为了得到一个均衡的总的概观，必须合情合理地弄清楚我们要采取什么样的战略。不仅必须考虑技术前景，还必须考虑工作的动机和目的；不仅必须注意技术方面，还必须注意社会方面。希望我们的问题和工作是有意义的，是值得的。

“值得”是什么含意？就科学的各种问题和各个方面而言，常常有两条准则：

1. 它们应当激发人们去探索知识；
2. 它们应当导致能够解释或预测物理现象的结果。

对于“纯科学家”来说，第一条准则或许已经足够了，但对我们还不够。我们要求满足两者，而且必须满足两者。我们将看到，流体力学问题鲜明地满足第二条准则。流体力学是飞机空气动力设计的核心。不过，对第二条准则还必须加以限定：决不会有肯定无疑的真实结果，也不会有永远正确的陈述。我们赞成 K. R. Popper(1963)的观点：我们永远不能提供确证——我们只能进行确凿无疑的否定，只能进行反驳。因此我们将涉及的是推测和反驳。只要结果尚未被驳倒，我们就将采用。

另一方面，我们面临的是工程和技术问题，这些问题应该也值得我们下功夫。可以认为飞机是人类能够创造的最美好的事物之一。自有文学记载以来，飞行一直是人类的梦想。总是有许多“科学家”希望发现如何飞行的道理，总是有许多“工程师”希望创造能用以飞行的工具。在即将讨论空气动力学问题的时候，我们必须抱定目标走到底，为工程师提供可用以设计飞机的思想和方法。我们决不能半途停留在某个有兴趣的理论上或某一批实验数据上。我们必须再向前进，弄清楚在设计飞机时它们意味着什么，是否有用，是否能用。因此，我们赞成 Georg Christoph Lichtenberg[●] (1742—1799)的话：“知识并不是指我们偶然认识的一切事物，而仅仅指我们已经充分思考过的，知道它们如何相互联系，如何能有效利用的那些事物”。特殊地讲，我们要做的是把基本的空气动力概念应用于工程实际。

最后，必须放开眼界，考察一下各种社会因素。我们的工作对人类社会和我们的生活方式是有意义，有价值的吗？什么是航空的社会动力？像其他每个人一样，我们也有责任考察一下我们的活动对所有其他人意味着什么。这就是说，对社会的目的要有所了解。我们不大可能从当代各种主张和社会运动中得到很大帮助，因此可以借助于我们对人类本性的认识：在生态学方面，研究各民族和与他们的环境有关的风俗习惯；在行为学方面，研究人的行为及其天赋性格。这两门科学都是年轻的学科，不能期望得到非常清晰全面

● 德国物理学家、讽刺作家。——译注

的陈述。不过，即使现在也能从中得到一些有价值的指点和启发。我们将会发现，技术前景和社会目的可以是完全一致的。事实上，航空可以很好地用来帮助人类达到某些社会目的。

1.2 总的技术评价

现在从一个问题开始我们的概述。这个问题可例示我们经常做的许多简化和抽象，同时将使我们将对于现状和未来前景得到初步的总的概观。这里我们只限于民用运输机。任务是从 A 地飞到 B 地。假设机场业已规定，机场数量也已给定。通常这包括可能是飞机总体设计一部分的一整套要求。从哪个 A 地飞到什么 B 地？在什么时候，以什么速度来飞？这些主要是由经济的和社会的考虑来确定的。还必须考虑顾客（乘客）的要求。顾客的要求很可能是：安全、舒适、可靠、在中转场站很容易换机——大概是这样的顺序。所有这些问题都大有文章，目前也有很多争论（见参考文献 L. T. Goodmanson & L. B. Gratzner (1973)、H. Wittenberg (1973)、C. F. Bethwaite (1975)、C. W. Clag & A. Sigalla (1975)，以及 A. H. C. Greenwood (1975)）。找到一些好的答案十分重要，因为一项飞机发展计划的生命力可能就取决于这些答案，如有错误，必将付出高昂的代价。

对我们来说，现在可以回到力学上来，写出飞机的运动方程。原则上讲，这很容易做到。必须再次记住，安全条例、空中交通管制、恶劣气候、经济学等因素为我们设下了很多限制。还有，飞机的设计必须使运动方程的解能保证飞机是静稳定的、动稳定的、也是可控的，从而驾驶员能在各种条件下安全地、不太费力地操纵它。

如果把飞机看成一个刚体，就有六个运动方程，表示加速度和质量元的乘积的积分等于作用在飞机上的合力；而加速度乘质量元的力矩的积分等于合力矩。作用力包括空气反作用力合力的各分量和重力的各分量。如果还要把飞机的操纵面考虑进去，系统就要由多得多的方程来描述。例如，假使仅仅考虑主要的纵向操纵面，仍然假设飞机是刚体，铰链也是无摩擦的简单刚性铰链，并利用某些对称性质，就要有十八个方程。可是，还会有一些条件，使刚性假设不能成立，飞机必须按变形体来处理，这就引进了飞机的结构特性以及气动载荷的作用和激振问题。这时整个系统确实非常复杂。从 H. R. Hopkin (1966) 汇集的，用来描述物理系统某些特性的项目中，我们多少可以想象得出，建立这样的系统要涉及多大的领域，包含多少问题。该书同时又是一种飞机动力学教科书。可供进一步阅读的教科书还可以举出 R. von Mises (1959) 和 B. Etkin (1959) 和 (1972)。这些问题在 5.10 节中还要提到。

为求解运动方程，通常用平移速度、角速度和它们的导数来表示积分。在一般情况下，方程是高度非线性的。通常要引入大量的简化和近似使方程适合于计算。然后，即使飞机及其飞行条件是给定的，也还要做大量的工作来收集很多导数的数据。设计问题与此相反：通常要这样来设计飞机，使其导数之值能让运动方程的解代表所希望的运动，它相应于给定的性能、控制和操纵准则。我们现在还不能普遍地做到这一点，但这应该是未来的目标之一：我们需要一种综合的气动力与结构分析方法[●]来解决作为一个变形体的飞行器的动力学问题，并把它用于工程设计。

● 目前已开始利用计算机发展和应用这种综合分析方法。——译注

现在,再回到一架飞机如何从A地飞到B地的具体问题,并且考虑这样一个例子,其中运动方程可以大大简化,但仍然给出有用的答案。令飞机以速度

$$\frac{ds}{dt} = v(s, h, t) \quad (1.1)$$

沿一航迹运动,式中 s 沿航迹方向, $h(s)$ 垂直于地面, $t(s)$ 是时间。还令 $dh/ds \ll 1$,这意味着假设航迹的坡度很小,其曲率可以忽略不计。这时沿航迹的力是

$$\frac{W}{g} \frac{dv}{dt} = \frac{W}{2g} \frac{dv^2}{ds} = Th - D - W \frac{dh}{ds}, \quad (1.2)$$

式中 W 是飞机重量, Th 是沿航迹的推力, D 是阻力。如果还知道垂直于航迹的力,即飞机重量是如何由地面或者由气动力升力支持的,就有两个运动方程,它们能对整个航迹给出许多有用的答案:滑跑、起飞、爬升、巡航、下降,以及进场和着陆。这里我们不想把所有这些解都详细算出来,只举一个典型例子以说明一般思路。

如果我们知道发动机特性,即重量和推力(取决于发动机类型及其热力学循环,它的安装,以及飞行速度和大气密度和温度),如果我们还知道阻力,即气动力阻力以及地面滑跑阻力(取决于跑道表面的类型),那么就能够算出一些有价值的数,如地面滑跑长度、离地速度、爬升角等。这些特性决定了飞机设计中的许多问题,甚至有可能决定所采用飞机的类型——在要求地面滑跑距离很短或为零的情况下尤其是这样。

如果我们还知道机体自身的噪声和发动机的噪声谱,即来自进气道和尾喷管的机械噪声以及喷流噪声,就能算出特定飞机沿其航迹的地面噪声迹。这又提供一个设计准则:设计出产生给定噪声迹的飞机。这是未来的另一项任务。

这里我们考虑一个特殊情况,即航迹的巡航段,此时 $dh/ds = 0$,速度为常数, $v = V = \frac{dR}{dt}$,式中引入了飞机的航程 R 。这时式(1.2)简化成 $Th = D$,而垂直于航迹的力为

$$L = W - W_f(t), \quad (1.3)$$

式中 W 是开始时的飞行总重, $W_f(t)$ 是到 t 时刻所消耗掉的燃料重量。这是运动方程能够具有的最简单的形式。但是我们还要知道更多的东西:要确定单位时间作功所消耗的能量,即

$$DV = \frac{W - W_f(t)}{L/D} \frac{dR}{dt}. \quad (1.4)$$

单位时间消耗的燃料能产生的可用能是

$$E = H\eta_p \frac{dW_f}{dt}. \quad (1.5)$$

组合这两个方程,可以算出飞机用给定数量的燃料能飞多远。为此,就需要知道用哪种燃料。在式(1.5)中, H 是燃料的热值,即单位重量的热含量。假设完全燃烧,可用热得到充分利用,那么 H 就取决于热如何转换成推力功。在式(1.5)中, η_p 是气流吸收的单位热量所产生的推力功。最后,重要的是单位时间烧掉多少燃料,这由 $\frac{dW_f}{dt}$ 表示。

现在我们已经证认了对这一运动起决定作用的各个参数。我们还引入了品质因数或效率: H 可以称为化学效率; η_p 可以称为推进效率;升阻比 L/D 可以称为气动力品质

因数或效率——我们希望以尽可能小的阻力产生给定量的升力。可以认为 $\eta_p \times L/D$ 是气动力-推进组合效率，它以输入气流的热量来衡量可用升力功。这时 $H\eta_p L/D$ 则是以燃料焓的形式表示的可用升力功。所有这些参数在下面的讨论中还要反复出现。

现在可以组合式(1.4)和(1.5)来说明可用能等于所做的功：

$$\frac{W - W_F(t)}{L/D} \frac{dR}{dt} = H\eta_p \frac{dw_F}{dt}. \quad (1.6)$$

此式经整理后给出

$$\frac{dR}{dt} = H\eta_p L/D \frac{dw_F(t)/dt}{W - w_F(t)} = H\eta_p \frac{L}{D} [1 - \ln(W - W_F)],$$

式中出现了组合 $\eta_p L/D$ 和 $H\eta_p L/D$ ，已假设它们是常数。我们要注意，在 $t = 0$ 时，燃料还没有燃烧，而在飞行结束时假设机内燃料 W_F 业已用光，则上式对整个飞行时间积分后得出：

$$R = H\eta_p L/D \ln \frac{W}{W - W_F} = H\eta_p L/D \ln 1/(1 - W_F/W). \quad (1.7)$$

如果 $W_F/W \ll 1$ ，即短途飞行时，有

$$R \simeq H\eta_p L/D \frac{W_F}{W}. \quad (1.8)$$

这就是所谓布雷盖(Bre' guet)航程的方程(为了方便，有时在方程中引入发动机的比冲量 $I = H\eta_p/V$ ，或者它的倒数——燃料消耗率)。布雷盖航程是一个抽象概念，可以看作是整架飞机的品质因数。当然，我们知道，效率越高，设计就越好，即飞机用给定的燃料飞得更远。值得注意的是，实际航程在大多数情况下恰巧与布雷盖航程没有显著差别(如见参考文献 D. H. Peckham & L. F. Crabtree(1966)和 R. L. Schultz(1974))。

在某种意义上， $(W_F + W_p)/W$ 这一项代表结构效率：飞机越轻，有效载重 W_p 就越大，在给定的飞行总重下飞机就能携带更多的燃料，也就能飞得更远。为了把结构效率考虑进去，必须研究飞机的重量分配。飞机的总重由几部分类型不同的重量组成。我们特别感兴趣的是有效载重，它使我们最后能确定在给定的飞行总重下，飞机究竟能带多少有效载重飞行多远。

作为一个实例，我们按照 F. Kowalke(1965)在另一个场合最先用过的分析方法来研究一下古典的常规飞机的重量分配。正如后面将要详细解释的，这种类型的飞机具有各司其职的部件来提供储存空间(机身)、升力(机翼)、推动力(发动机)和操纵。因此，有关的重量项能很容易地规定如下：有些项大体上和飞行总重成正比： $c_1 W$ ，包括机翼、起落架、服务设施和设备，以及备分燃料；另一些项大体上和有效载重成正比： $c_2 W_p$ ，包括有效载重本身，还有机身和客舱陈设的重量；另外还有发动机安装重量 W_E 和燃料重量 W_F 。加在一起我们有

$$W = c_1 W + c_2 W_p + W_E + W_F. \quad (1.9)$$

在此关系式中，根据式(1.7)和(1.8)，

$$W_F/W = 1 - e^{-R/H\eta_p L/D} \approx \frac{R}{H\eta_p L/D}. \quad (1.10)$$

这样有效载重比为

$$\frac{W_p}{W} = \frac{1}{c_2} \left(1 - c_1 - \frac{W_E}{W} - \frac{W_F}{W} \right) \approx \frac{1}{c_2} \left(1 - c_1 - \frac{W_E}{W} - \frac{R}{H\eta_p L/D} \right). \quad (1.11)$$

为了得到一个完整的概念, 我们需要一些具体数字来说明在各种不同的给定效率和重量因子时有效载重和航程的关系。

首先考虑燃料及其化学效率。目前, 通常使用的是航空煤油, 下表给出的数据是室温下的典型值。将来, 可能使用其他高能燃料, 例如液态甲烷或液氢(关于能源的讨论, 如见参考文献 P. Kent(1974)和 Anon(1974))。因此, 表中也给出了液氢的一些典型值(如见参考文献 R. W. Haywood(1972))^②。

	煤油	液氢	液氢/煤油
比容[m ³ /kg]	0.124 × 10 ⁻²	1.42 × 10 ⁻²	11.3
比重[N/m ³]	7.9 × 10 ³	0.69 × 10 ³	0.088
热值[m]	4.35 × 10 ⁶	11.75 × 10 ⁶	2.7
理想配比混合 所需的空气			
[kg(空气)/kg(燃料)]	14.8	34.2	2.3
热含量[J/kg(空气)]	2.88 × 10 ⁶	3.38 × 10 ⁶	1.2

可以看出, 液氢热值很高, 是煤油的 2.7 倍; 不过它的比容也相当高, 因而比重相当小。液氢在理想配比燃烧时所需的空气重量也是相当高的, 但是按照燃烧所需空气质量计算的热含量, 液氢和煤油大体相同。当热含量用机械当量表示时, 热值是用 m 表示的。通常在实际情况中, 为了弥补机械能和热能的损失, 飞机要携带多于有效载重的燃料, 带多少取决于要飞多远。单纯从这一点考虑, R 增大时, W_p 一定减小。后面在第八章中我们将看到, 将来以很大速度飞很大航程的可能的飞机可以使用氢作燃料。这将使航程增大造成的有效载重减小得到一部分补偿。

为了作一个总的评价, 我们可以取乘积 $\eta_p L/D$ 。正像在第三章中将看到的, 基本的物理规律是, 如果我们考虑一系列不同类型的发动机和一系列不同类型的飞机, $\eta_p L/D$ 中两个因子都主要是马赫(Mach)数的函数:

$$\eta_p = f(Ma), \quad L/D = g(Ma).$$

可以把推进效率解释为不同喷气发动机的一个完整系列中各类发动机单独效率的包线上的值, 其示意图见图 1.1。这些发动机, 从涡轮风扇发动机到超音速燃烧冲压喷气发动机, 将是下面进一步讨论的基础。同样, 升阻比也是从各类飞机的一个完整系列中得到的包线上的值, 其示意图见图 1.2。有三种主要的飞机类型: 古典的和后掠翼飞机、细长翼飞机和乘波飞机。它们是本书研究的主要对象。图中所示的值只有某一些是实际上已经达到的。目前, 我们主要的工作还在 $Ma=0.7$ 到 $Ma=0.9$ 的高亚音速范围内, 还有 $Ma=2$ 的协和式和图-144 超音速运输机。更高速度的其它发动机和飞机都还是假

② 为便于阅读此表, 作如下说明:

- (1) 表中所用质量单位是 kg, 重量单位是 N, 功与热的单位是 J = N·m。因此, 1 N 燃料产生的热, 即热值(第三行), 具有 m 的单位。
- (2) 表中末行实际指燃料与空气在理想配比混合下, 与单位质量空气相混合的燃料燃烧时放出的热(见正文)。因此, 第四、五行相应数字相乘即得理想配比混合下单位质量燃料燃烧放出的热量(单位为 m²/s²), 这一乘积再除以 9.8 m/s² 后, 即得第三行的热值。——译注