

飞机空气动力设计

上册

D. 屈奇曼 著



现代空气动力学知识的详细介绍及
对解决飞机设计问题的实际指导

航空工业部第六〇三研究所

飞机空气动力设计

航空工业部第六〇三研究所

1983 西 安

内 容 简 介

本书是德国空气动力学家D.屈奇曼的名著，是他于1971—1974年在英国帝国学院航空工程系开课的讲稿。书中详细介绍现代空气动力学知识，并对飞机设计问题的解决方法作出实际指导。既介绍设计中的理论分析和数值计算，也讨论许多重要的风洞实验和飞行试验的数据和论证。内容丰富，物理概念清楚，从流体力学的基本概念出发，论述深入精辟。

全书共分九章，第一章和第九章屈奇曼教授介绍他对空气动力学在航空发展及人类社会发展中是一种基本元素的个人独特见解，并展望空气动力学作为飞机设计的关键，许多方面的发展尚待到来。第二章用流体力学的基本方法来说明流动型态和飞机形状之间的关系。第三章广泛分析产生升力和推力的方法。第四章至第八章详细叙述在不同马赫数区域的几种类型的飞机：具有中等展弦比到大展弦比的直机翼或后掠翼的古典飞机，以类似三角形平面形状的小展弦比为标志的细长飞机，以及乘强激波飞行的高超音速的乘波飞机等不同类型飞机的气动特性及气动设计。对从事航空和航天的工程技术人员是一本值得一读的参考书。

在本书末尾还列出，有关本书论述内容所参考的1900多篇技术论文、报告及参考书，以供读者进一步查考和探索。

序 言

D. 屈奇曼教授遗著《飞机空气动力设计》一书，从飞机设计的角度综述了他一生从事空气动力学研究工作的丰硕成果。

书中的论述紧密地围绕飞机设计这一复杂课题，应用空气动力学的基本原理，分析研究了各种飞机的外形与流动型式之间的内在联系，既从原理上提出了清晰的解说，又介绍了空气动力设计所采用的各种方法。

在阐述产生升力和推力方法的基础上，作者不仅对现行的具有中等到大展弦比（包括后掠和非后掠）机翼的亚音速飞机以及小展弦比机翼超音速飞机的流动型式作了详尽的分析，而且还予见人类洲际交通需要马赫数为 5 的客机，使地球最远距离的飞行时间不超过 3 小时；为此，研究了“乘强激波的尖边缘升力体”即“乘波高超音速飞机”，展望了未来空气动力设计中的许多新课题。本书不仅内容丰富，而且题材新颖，反映了当代飞机动力设计和研究工作的最新成就。是从事应用空气动力学研究的工作人员，飞机设计师，大专院校有关专业师生们值得一读的好教材。

罗时钧

83.4.29

一九九七年一月十二日

译 序

《飞机空气动力设计》一书是由德国空气动力学家D.屈奇曼教授1971—1974年在英国帝国学院航空工程系开课的讲稿。该书对从事飞机和飞行器空气动力的理论研究、试验研究和飞机设计的科学工作者、工程师、教师、研究生、大学生是一本十分有价值的参考书。

为了便于我所工程技术人员参考和兄弟单位的内部交流，在我室组织下，由郑玉麟、赵学训、江永泉、陈俊章、刘鸿信等同志译出，并得到有关单位和同行们的热情鼓励和支持，使本书得以出版，奉献给读者。在此，谨向热情支持过这一工作的单位和同行们表示诚挚的感谢。

原著文章的思路广阔，措辞严谨，颇富文采；由于我们水平有限，对原著的理解和译文的表达都很不够，使用中如发现错误和不当之处，望予指出。

航空工业部六〇三研究所科技情报室

一九八三年四月五日

原 序 言

迪特里希·屈奇曼于1976年2月23日与世长辞。幸而，在他去世以前，为空气动力学界已汇集了这本书的材料，并已预约了最终的编辑。由于皇家航空研究中心几位同事的诚挚合作，皇家航空研究中心管理部门慷慨的援助，保证了打字及其它辅助工作，使本书完成了出版的准备工作。当前，这本书的问世将作为这位著名的空气动力学家——可能是他同一代中的最著名的一位空气动力学家的一部永存的工作记载

著作者一生从事研究工作，首先在戈廷根空气动力实验基地，后来在英国法恩巴勒皇家航空研究中心，并在这里担任过空气动力部门的领导。在他一生的最后四年中，除了研究工作外，他曾在伦敦帝国学院航空工程系给学生讲授这门课。借此机会，他明确地陈述他的信念，在飞机设计的复杂过程中，要把流体力学放在显著的地位。本书是依据这些讲座的总思路写成，但在概念和内容上，又有较丰富的发展，因而使本书比学生教本要更加完善。总的说来，对于飞机为什么要设计成各种不同的形状，本书提出清晰的解说，在详细的空气动力设计中所采用的各种方法，本书作出介绍；在有规律的应用于人类进步方面，本书提出统一的科学观点。如对本书的读者加以任何限制，都将是冒昧的。

书名的选择显示出著作者解决问题的独到方法。对他来说，空气动力学作为一门应用科学，只有当它用于飞机的实际设计为目的时，才是有意义的。那些方法都是在本书里见效的最好方法；它们有助于科学家把概念化的理论交给飞机设计师使用。只要假设有助于理解和说明流体力学过程，并且，通常可用实验方法能够对这些简化假设作出严格检验，宁可用简化假定而不用所谓“精确”方法。同时，以这样处理为基础的理论体系，只能认为是飞机设计详细过程中的第一步——序论。应用本书提出的空气动力学概念和理论方法，设计师就了解他设计的飞机有什么要求，便需要选择适合于任务的流谱形式。这就自然引导他能在他的设计范围内，作出正确的详细设计。

在这样的基础上，如章节表中所述，本书编排是简单明确的。屈奇曼教授阐明一种独特观点，把航空作为人类社会发展中的一个基本元素；并且，在航空发展中，空气动力学是一个最基本的、实在是最有力的元素，以此来介绍他的学科（第一章）。根据航空完全有可能把环绕全球的旅行时间控制在几个小时内的概念，就会出现满足飞机的巡航速度，相比其使用航程更为重要。根据在不同 M 数范围飞行的需要，出现有三种基本上不同型式的飞机：具有中等展弦比到大展弦比的后掠机翼或非后掠机翼的古典飞机；类似三角形平面形状的小展弦比机翼作标志的细长体飞机；以及乘强激波尖边缘升力体的乘波飞机（waverider）。

对这些型式的飞机可以作更广泛的研究，关于它们在其它 M 数范围及其它使用情况，经证实也是有潜力的。可是，在所有的情况，不同型式的飞机都必须具有卢德维希·普朗特的“健全”流动的某些普遍重要特性，就是说，流动是一种产生气动升力的有效手段，并且在飞机飞行包线所包括的 M 数、雷诺数、迎角及侧滑角范围内，流动都能够保持定常的和稳定

的状态。

对这一研究方法的基础安排得很细致。在流体力学的基本方法部分（第二章），根据著者对设计的处理，涉及流动型式和飞机形状之间，有关的原理和概念的阐述是独特而巧妙的。第三章概括地研究产生升力和推力的方法，并介绍对于流体力学概念需要给出数值定量式的数学方法。

第四章至第八章包括：各种不同型式飞机有关的流动型式的详细分析。简短的最后一章反复重申著作者坚信作为飞机设计关键的空气动力学的基本地位，并且展望许多尚待到来的课题的发展。本书末尾收集了 1900 多篇与本书有关的参考报告和文献。

著作者的许多朋友和同事曾以各种方式帮助这本书出版。特别要感谢英国皇家航空中心空气动力学部的成员 J. A. 白格雷，J. H. B. 史密斯，E. G. 布罗德本特和 P. L. 罗等完成本书编辑，亦特别感谢约翰娜·韦伯博士准确地校正了草稿和参考文献，并且，她的贡献遍布于与屈奇曼教授生前的合著。对本书的打字，校对及类似的辅助工作，向著作者的前秘书埃尔马·特纳夫人、苏珊·达姆斯小姐及艾琳·乔思夫人致以谢意。在帝国学院，还感激 P. J. 芬利博士在许多方面的帮助和 P. R. 欧文教授极其重要的建议和鼓励。

J. 塞登

于法纳姆，萨里

目 录

序 言

译 序

原序言

第一章 绪论	1
1.1 介绍一些观点	1
1.2 全面的技术评价	3
1.3 航空发展的推动力	10
1.4 设计问题	15
第二章 气流分析	19
2.1 描述空气的模型及其某些特性	19
2.2 描述无粘性流的一些方法	22
2.3 描述空气压缩性的某些模型	26
2.4 粘性的相互作用——气流分离	29
2.5 适用于飞机上的流动	41
第三章 产生升力和推力的方法	44
3.1 总升力及其相关的阻力	44
3.2 具有近于平直尾涡面的机翼	45
3.3 具有非平直尾涡面的细长机翼	53
3.4 具有激波的升力体	55
3.5 总推力	59
3.6 发动机的流动循环	61
3.7 推进发动机的原理	68
第四章 古典飞机和后掠飞机的特性	79
4.1 按照凯利概念的飞机族	79
4.2 推广到后掠翼飞机	85
4.3 古典机翼理论和若干推广	92
4.4 三维后掠效应	104
4.5 粘性效应	115

4.6	分离效应	123
4.7	高升力效应	128
4.8	跨音速流中的后掠机翼	139
4.9	超音速流中的后掠机翼	159
第五章	古典飞机和后掠飞机的设计	166
5.1	后掠机翼的一些设计目的	166
5.2	翼型剖面的设计	169
5.3	三维机翼	181
5.4	一些特殊的设计	190
5.5	机身	193
5.6	机翼——机身干扰	199
5.7	干扰机翼和地面效应	215
5.8	非均匀流的一些影响	227
5.9	一些推进装置问题	233
5.10	实际飞机的一些问题	244

第一章 绪 论

1.1 介绍一些观点

从早先的飞行时期，飞机的空气动力特性就受到特别的重视，迄今，已有大量的文献和书籍记载其研究结果（例见H.施里希廷和E.特鲁肯布罗特（1959）及（1969））。本书的企图有所不同：对我们已知的，有关我们所熟知的飞机空气动力学方面，就不再作叙述，只讨论从空气动力学的观点来看应该如何设计飞机的问题。这样，本书将只考虑我们所必要关心的问题：一架给定形状的飞机性能怎样？而我们要集中于问题：“给出一定的性能要求，就必须有一架什么样形状的飞机？”这样我们不但能讨论现有型式飞机的设计，也对现有型式作可能远景的改进，并发展成完全新的型式。对这门学科这样的初次尝试，就有必要介绍著作者个人的观点。也包括目前尚在设想的某些飞机型式，因为著作者深信，将来需要这些飞机飞行的日子总会到来。

本书采用的另一方面的论述方法，从开始就必须明确：如何完成飞机设计，并没有一套现成的诀窍。与其说要提供可能很快过时的全部完整的专门的现有技术，还不如说目的应该为解释在广阔领域里可能更持续有重要性的基本流体运动现象和空气动力概念。为此，我们需要讨论飞机设计的基本体系，并且以此我们才可能设法展望未来。

航空科学的研究工作及其一些专门方法的某些独特之处，多半或者已经在广泛的基础上比在其它领域里较早地得到了显著发展。主要的困难工作转变为格外精细网路的局部问题，就是这些特质之一。另一个特点是抽象化和仿真化的普遍应用，模型和模拟的普遍应用。像在实验工作中，模型的设计原理可以认为是非常严密的。可是这样的原理可以理解为：也包含设计思想的模型和物理现象的数学模型，且这些模型多半有着较宽广和较深刻的意义和重要性；通常，合理的设计和有效的实验能着手进行并贯彻实现，正只是通过想要做的对它们的应用和实验作为开始并继续那些推测和反驳的连续不断的循环，这就是整个研究工作的特征。

本书采用探研，然后表达的方法，试图一般地保持坎特等人的所谓假设—推论法，此法最近曾由K. R.波佩尔于（1934）、（1963）和（1972），以及P. B.梅达沃（1969）作过详细说明、分析与提倡。据此，生产力或创造力的作用促使假设或推测的形成。这一过程既没有合乎逻辑的，也没有是不合乎逻辑的，它是越出逻辑的范围。它不依靠“事实”，只考虑想像的先入之见，直觉感，甚至靠运气行事，但一旦假设得到有系统的阐述，它就容易受到评论，通常是用实验来鉴定。由逻辑推导，可以得出推理和结论，从而作出预测。倘若预测被证明，我们对假设便能增加一定程度的信心。“是大胆、冒险的假设，假设就可能很容易是不正确的；倘若它经得住严格的考验，就要给予特别的信任”（梅达沃）。

梅达沃对生物学家所要求的，对空气动力学家也是正确的：我们非常接近于“迷惑与理

解之间的领域”做工作。这样，认为一个空气动力学家只是一个现实的人，而不是幻想的人，并且他主要是一个评论家和怀疑论者的这种观点，至少说是不完全的。“拘泥于论据”，或暴露实际的误差，不是我们主要的专业任务；而且“证明猪不能飞行，不等于设计出一个能飞的飞行器”。飞机空气动力学设计的要求，比其它任何设计的要求都更多，要有创造性的想像力及思考和推测方面的进取精神，再加之持续不断的广泛实验，为所采用的设计原理提供真实的探索试验，俾使一架飞机在上天之前，建立必要的信心。

在空气动力学上，实验工具主要是风洞，也用试验机和计算机，而且我们必须不能忘记那些想到也能做完的实验。但这些实验不需要在所有想得到的值得注意的范围——可以把它们限制在与研究有关的设计概念方面，来进行实验。

为此，我们将极其关心假设、前提、抽象、简化假定和设计概念。通晓这些，似乎比专心贯注从它们导出来的定理和推论，或者能使用的“论据”还更为重要。我们应见到，在现行使用中的许多设计概念，确实是按照个人对事物的观点，并以某些个别科学家，或者某些学派们或工程师们的名义推荐，而且普遍采用（仿佛像是“自然定律”一样，只要有足够大的计算机就可能得出“精确解”，这经常带来错误的处理）。另一方面，我们必须用许多方法来了解：对这些简化情况的分析，并集中在设计思想的基本概念是什么，以及在设计飞机方案中所有需要完成的实际工作有那些主要关系未能满足。我们必须始终记住，飞机的实际设计是更加复杂的。然而，关于设计工作整个过程中总概念和相关的考虑，应该具有完善的准备。不管怎样，在实际道路上进行工作是在现场最好的学习。

飞机空气动力设计的这门学科可以看作大部分是在流体状态中，并且是非常活跃的。很少是已经稳定下来到永久的“冻结状态”。事实上，终于可能留给读者的印象是，飞机设计就像艺术一样的一门科学，并且所应用的技术离成熟和完善确立还很远。这样一种印象多半和实际情况是相符合的。认为我们的飞机设计知识正接近顶峰，并正到达“极限”，几乎每件有价值的知识都已通晓，而且没有更多的将来了，这些自负的想法都是危险的谬见（例见D. 屈奇曼（1975））。恰恰相反，我们会发现航空，尤其是飞机设计还只刚刚发展形成，并且还有充分的工作有待完成。

涉及到我们的学科及其介绍时，还需要说明一个更为普遍的特点：一切要说明的东西，都得记住一个坚定的目的，就是飞机的设计，并且我们所关切的事物，几乎只能用来有益于这个目的。这样的处理必须和我们要采用的探研的假设—推论方法要很好一致。甚至推测的概念也似乎包含我们所考虑到的目的；很难见到如何可能有完全无目的的推测。有一个目的也意味着我们要向着这个目标发展前进。假设的推测是从新的概念开始，把我们带向前进的一种论证方法，并且清楚地明确目标，会有助于弄清我们的企图和促使一系列的思想推动。这并不意味着，我们只需陈述要求，同时应提供足够的经费，使其实现。本书不涉及这样的事物处理。我们应该在科学发现和技术发展的现实世界中工作。从另一方面来说，我们可以合理地安排明确的目标，但详细说明就不是一件容易的事。然而，我们仍然努力为之，因为考虑到我们已经到达一个能够预见某些长远前景的发展阶段，并且能够至少认识到某些长远的目标。如果把我们的眼界放得足够高的话，就可以看得到，还有什么将会出现的某些粗略概观。因而，本书的目的之一，仍是按个人的观点，通过概述，给出什么是主要问题和什么还留待完成的。

在进行详细论述以前，对整个航空有一个全面的综合概念，可以说应该会有助于为我们

的目的定好场面。我们必须力求相当清楚有关我们要采取何种策略方针，才能获得一个平衡的综观。我们不仅要考虑技术的前景，同时要考虑对我们工作的动力和目的。我们必须不仅关心技术方面，也应关心社会情况方面。我们要求我们的问题和工作是具有重要意义的并值得做的。

值得做什么意义呢？就科学的问题和观点来说，有时提出两项准则：

1. 它们必须在推理上是有前途的；
2. 它们必须得出能说明或估计物理现象的结果。

第一项准则对“理论科学家”可能已经足以满足，但对我们来说还是不够的。我们需要并必须具备两项准则。我们将看到，在流体力学上的问题会显著地满足第二项准则。流体力学是飞机空气动力设计的核心。然而，我们也必须这么样来考核第二项准则：没有恒定的和无问题的真实结果，没有一贯正确的论点。我们和K·R·波佩尔（1963）抱同一意见，不可能提供在任何时间都是肯定的证明——我们仅能不证明确定无疑的问题，并能反驳它。因而我们将关心推测和反驳。只要还没有被推倒的研究结果，我们都将应用它们。

在另一方面，我们面对着工程设计问题和工艺技术问题，并且这些对我们也是有价值的。可以认为飞机是人们能创造的事物中最优秀的东西。飞行似乎从有人类最早期的历史记载便是梦寐以求的事。想要找出如何能成功飞行的人们经常成为“科学家”，想创造工具制造出飞机的人们经常成为“工程师”。当我们理解对空气动力问题进行研究时，我们一定是具备足够以旨在为工程师们能设计飞机提供许多的概念和工具。对某些有意义的理论或对大量的实验数据，我们不能中途停止，必须更向前进，在设计飞机时，根据它们的有效性和适用范围，找出它们的意义。所以，我们赞同乔治·克里斯托夫·利希滕伯格（1742—1799）的意见，认为：“知识并不意味着仅仅是人们碰巧遇到的事物，而是，曾经足够考虑并充分了解过它们的内在联系如何及如何利用它们的那些东西”。我们特别需要做的是将基础空气动力学原理应用于工程领域。

最后，我们必须用全面的观点来着眼于社会的各个方面。我们的工作是否有意义，是否很好地考虑到人类社会和我们生存的前途？航空对社会的推动力是什么？正如其他任何人一样，我们必须着眼于有一种社会责任心，对其它各方面检查所有我们的行动对它们的影响。这也意味着我们了解社会前进目标方面的某些知识。我们未必能在所碰巧遇到的时代的舆论和活动中，都从而得到很多帮助，因此，可能转向研究我们所知道关于人的特性：在生态学（ecology）上，研究民族及其生活环境中有关的风俗、法律等；在人种学（ethnology）上，研究人的行为及其自然天性。这两种科学都很年轻，我们不能期望作出十分清楚的和完整的叙述。然而，甚至在目前，我们仍然可以获得某些有用的线索和概述。将会找到技术的展望和社会的前进目标，二者有可能是十分协调的，事实上，航空可能会很需要用来帮助很好完成某些社会前进的目标。

1.2 全面的技术评价

我们用一个问题来开始我们的概观，这将说明我们经常使用的某些简化和抽象，同时，也给予我们对当前形势及未来展望，有某些初始的总概念。我们只局限于对民航运输机，任务是从A飞到B。假定飞机场是规定的并给定数量。这通常包括一整套技术要求，可能作为

飞机总体设计的一部分。从哪个机场 A 飞到什么机场 B ? 在什么时候, 用什么速度? 主要是从经济考虑和社会因素来决定。什么是顾客——旅客——的需要, 也必须考虑。他们的要求可能是: 安全、舒适、可靠, 并能按计划安排在中间站方便地更换飞机。所有这些要做许多搜集分类选择工作, 同时, 这些问题目前还有许多争论 (例见: L. T. 古德曼森和 L. B. 格拉策尔 (1973), H. 维滕贝格 (1973), C. F. 贝思韦特 (1975), C. W. 克莱和 A. 西格拉 (1975), 以及 A. H. C. 格林伍德 (1975))。因为一架飞机的生存力可能就决定于这些问题, 并且设计中的错误必然要付出很大代价, 所以, 对这些问题找出好的答案是十分重要的。

对实际应用来说, 我们可以回到力学上来, 写出飞机的运动方程。在原则上, 这是容易完成的。另外, 我们必须牢记, 由于安全规程, 空中交通管制, 气象影响, 经济情况等等决定的, 还有许多约束条件。而且, 飞机设计必须使得: 运动方程的解答显示出飞机是静稳定的, 也是动稳定的, 同时又是可操纵的, 以便在所有情况下, 驾驶员都能安全地并不需要太大工作负担地控制飞机。

如果把飞机看作为一个刚体, 我们可以写出表示运动状态的六个运动方程。加速度和质量元的乘积的积分等于作用在飞机上力的总和; 同时, 加速度乘以质量元的力矩的积分等于力矩的总和。作用于飞机上的力, 包含空气反作用合力的分量, 以及重力的分量。如果我们要考虑飞机上有操纵面的实际情况, 就要用更多的方程式来描述这个体系。举个例子, 倘若我们只包括主要纵向操纵系统, 并且还要假设所研究的都是刚体, 简单刚体连接机构没有摩擦, 同能还利用某些对称特性, 就要有 18 个方程式。然而, 当有些情况不能认为飞机是刚体时, 就必须把它当作一个柔体来处理。这就会使结构特性, 也像对气动载荷一样, 带来影响和干扰。所以这个体系确实是十分复杂的。由 H. R. 霍普金 (1966) 在描述物理体系的某些特性的收集中, 我们可以得到有关范围尺度和问题大小的某些概念。同时, 这也是一本飞机力学教科书。可以进一步阅读的其它教科书中还有 R. 冯·米泽斯 (1959) 和由 B. 埃特金 (1959) 及 (1972) 写的那些书。在第 5.10 节中还要提到这些书籍。

解这些运动方程, 积分式通常是用平移速度和角速度、还有它们的导数来表达, 在一般情况下, 这些方程式都是高阶非线性的。为使这些方程适合于分析处理, 往往采用许多的简化和近似。同时, 即使在飞机及其飞行参数都是已知时, 组合这许多导数的数值也需要做很多工作。飞机设计问题就是用这样的倒推方法: 用这些导数的值得出运动方程的解, 而这些解就是按照某些给定的性能标准、控制准则、及品质判据所要求的飞行运动。现在我们还不能有任何一般原则来做这样的设计工作, 但这也必然是未来的目标之一: 作为柔体的飞行动力学, 我们需要一体化的空气动力学和结构力学的分析, 并为实际设计所应用。

现在我们考虑, 一架飞机如何从 A 到 B 的具体问题, 并设想一个经深度简化的运动方程的例子, 但仍然还给出可用的解答。假定飞机以速度

$$ds/dt = v(s, h, t) \quad (1.1)$$

沿着一飞行轨迹运动, 令 s 随着飞行轨迹, $h(s)$ 垂直于地面, $t(s)$ 为时间; 而令 $dh/ds \ll 1$ 。这意思是假定飞行轨迹的斜率很小, 并且它的曲率可以忽略不计。则沿飞行轨迹的力为

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

这里, W 是飞机的重量, Th 是沿飞行轨迹的推力, D 是阻力。倘若我们还知道垂直于飞行轨迹的诸力, 就是, 由地面支持飞机重量, 或者由空气动力升力支持重量, 我们得到两个运动方程, 它们对整个飞行轨迹: 沿跑道滑行, 起飞、爬升、巡航、下降、进场及着陆等都可以给出有用的解答。我们不需要在这里都详细列出来, 只举出一个例子就可以看出总的轮廓。

倘若我们已知发动机的特性, 也就是重量和推力, 至于推力取决于发动机的型式、热力学循环及其安装, 也取决于飞行速度、空气密度及温度; 倘若我们也已知总阻力, 就是气动阻力, 同样还有取决于跑道表面类型的地面滚动阻力; 于是, 我们可以解出许多值得知道的参数, 像滑跑距离, 离地速度, 爬升角等等。这些特性确定飞机设计的许多方面, 特别是地面滑跑距离是短距还是为零, 甚至可能涉及飞机采用的型式。

倘若我们已知结构的固有噪声和发动机的噪音谱, 不仅是喷流噪音, 还有从进气道和尾喷管出来的机械噪音, 我们就可以对特定飞机研究分析出沿其飞行轨迹的噪音图谱。而且, 这就可能提供一个设计准则: 对设计的飞机可给定噪音图谱。这也是未来的另一项任务。

在这里我们假定一个特殊情况, 就是说, 飞行航迹的巡航部分, 当 $dh/ds = 0$, 且速度是常数: $v = V = dR/dt$, 这里我们引用飞机可达航程 R 。则 (1.2) 式可简化得出 $Th = D$, 且垂直于飞行轨迹的诸力为

$$L = W - W_F(t) \quad (1.3)$$

这里 W 是初始起飞重量, $W_F(t)$ 是到时间 t 所烧掉的燃料。这是运动方程能够具备的最简化形式, 但我们更需要了解: 要来确定每单位时间内为做功所消耗的能量, 它是

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

每单位时间烧掉燃料的有效能量为

$$E = H\eta_P \frac{dW_F}{dt} \quad (1.5)$$

联立这两个方程, 我们能算出, 带有一给定量的燃料, 飞机可以飞多远。对此我们需知燃料种类。在 (1.5) 式中, H 是燃料的热值, 即每单位重量的含热量。假定燃料是完全燃烧, 并且有效热量全部利用。其次, 就取决于这些热量如何转变成推进功。在 (1.5) 式中, η_P 为进入气流的每单位热量输入的推进功。最后, 它关系到每单位时间燃掉多少燃料, 且以此计算 dW_F/dt 项。

现在我们已弄清控制这个运动的参数。我们还采用品质因数或效率: H 可以称为化学效率, η_P 可以称为推进效率; 升阻比 L/D 可以称为气动品质因数或效率; 我们希望以尽可能小的阻力来产生一给定量的升力, 可以说 $\eta_P \times L/D$ 是一个组合气动推进效率: 它用进入气流中的热量输入来估量有效的升力功。从燃料中的含热量的观点看, 则 $H\eta_P L/D$ 是有效升力功。在我们后面的讨论中, 所有这些参数都将多次出现。

现在我们可以联合 (1.4) 式和 (1.5) 式来说明, 有效能量等于作功:

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

重新整理可得

$$\frac{dR}{dt} = H\eta_P \frac{L}{D} \frac{dW_F(t)/dt}{W - W_F(t)} = H\eta_P \frac{L}{D} \frac{d}{dt} [-\ln(W - W_F)]$$

这里出现 $\eta_P L/D$ 和 $H\eta_P L/D$ 组合, 假定它们都是常数。我们注意到, 在 $t=0$ 时, 燃料未曾燃烧, 并假定在飞行结束时, 所有装载在飞机上的燃料都用尽。则在整个飞行时间内积分, 就给出

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

倘若 $W_F/W \ll 1$, 即为短距飞行,

$$R \cong H\eta_P \frac{L}{D} \frac{W_F}{W} \quad (1.8)$$

这就是所谓的布雷盖航程方程式。(有时为了方便起见, 把发动机的比冲量 $I = H\eta_P/V$ 引进这个方程式, 或者它的倒数, 燃料消耗率)。布雷盖航程是一个理论准则, 并可以认为是整个飞机的品质。当然, 我们会发现, 飞机设计得越好, 它的效率就越高, 也就是, 带着给定量的燃料, 飞机能飞得更远, 在这种意义上, 它就是设计得比较好的飞机。注意到, 在很多情况下, 碰巧实际航程在本质上和布雷盖航程没有什么不同(例见: D. H. 佩卡姆和 L. F. 克雷布特里(1966), 及 R. L. 舒尔茨(1974))。

在某种意义上讲, $(W_F + W_P)/W$ 项是结构效率: 飞机能制造的越轻, 有效载重就能越大, 那么, 在一给定的飞行总重量时, 就能带更多的燃料, 并且能飞得更远。考虑到这方面, 我们必须研究重量分配。飞机的总重量是由不同种类的若干项目组成。什么是使我们特别感兴趣的, 是有效载重。因此, 我们能最后决定, 对于给定的飞行总重量, 飞机能携带多少有效载重飞行多少距离。

这里我们研究一架传统习见的飞机的重量分配, 作为例子, 并接着用首先由 F. 科瓦尔克(1965)在另一篇文章中采用的分析。正如后面将要作详细解释, 这种类型的飞机是用分开的方法来提供装载空间(机身), 升力(机翼), 推进力(发动机)及操纵系统。这样, 重量项目可以十分容易地规定如下: 有些项目必须大致与总重量成比例: $c_1 W$; 这些项目包含机翼、起落架、服务设施和装备, 及备分燃油。有些项目必须大致与有效载重成比例: $c_2 W_P$; 这些项目包含有效载重本身, 还有机身重量及客舱设备。其次, 还有安装的发动机重量 W_E 和燃油重量 W_F 。所以, 总共就有

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

在这个关系式里, 从(1.7)式及(1.8)式里, 得

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

则有效载重比值为

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

为获得对各种给定效率和重量系数的总的概念, 我们需要知道有效载重与航程相联系的某些实际数值。

我们从各种燃料和它们的化学效率开始。现今, 普遍使用煤油, 下列给出数值是在室温下的标准值。将来, 可能采用较高能量值的燃料, 象液态甲烷或液态氢(关于能源的讨论, 例见, 1974年 P. 肯特著作和另有的1974年作者不详的参考文献)。因此, 在表中亦给出液态氢的某些标准数值(例见, R. W. 海伍德(1972))。我们注意到

	煤 油	氢	氢 煤油
比容[米 ³ /公斤]	0.124×10^{-2}	1.42×10^{-2}	11.3
比重[牛顿/米 ³]	7.9×10^3	0.69×10^3	0.088
热值[米]	4.35×10^6	11.75×10^6	2.7
理想配比混合 $\left[\frac{\text{公斤(空气)}}{\text{公斤(燃料)}} \right]$	14.8	34.2	2.3
的空气需要量			
含热量[焦耳/公斤(空气)]	2.88×10^6	3.38×10^6	1.2

氢的高热值是煤油热值的 2.7 倍，但氢也有比较高的比容及相当低的比重。理想配比燃烧所需空气的重量也是比较高的，但按照为燃烧所需空气质量，两种燃料的含热量是大致相同。当含热量用热功当量表示时，热值是以米给出。在一般实践中，为要弥补机械能损失和热能损失，根据飞机要飞行多远的距离，来决定装载比有效载重更多的燃料。仅在这一方面，由于 R 增加， W_P 就必须下降。在第 8 章中，我们将看到，要在很长航程上飞得快的未来型式的飞机，可能要采用氢燃料。对于随航程增加而减少的有效载重将可弥补一部分。

作为一般评价，我们可以取积 $\eta_P L/D$ 。像我们将在第三章中看到的，其基本物理意义是：倘若我们通过考虑一系列类型的发动机和一系列类型的飞机，则这两个因数都是 M 数的基本函数：

$$\eta_P = f(M) ; \quad L/D = g(M)$$

在图 1.1 所示图解中，对整个系列的各种类型喷气发动机的各个效率曲线，可以画一条包线，推进效率 η_P 可以被理解为这条包线上的数值。从涡轮风扇喷气发动机到超音速燃烧冲压喷气发动机将为下面论述的基础。同样，如在图 1.2 所示图解，整个系列的各种类型飞机的各自固有的升力—阻力比值曲线也有一条包线。这些飞机有三种主要型式——古典机翼和后掠机翼飞机，细长飞机及乘波飞机——

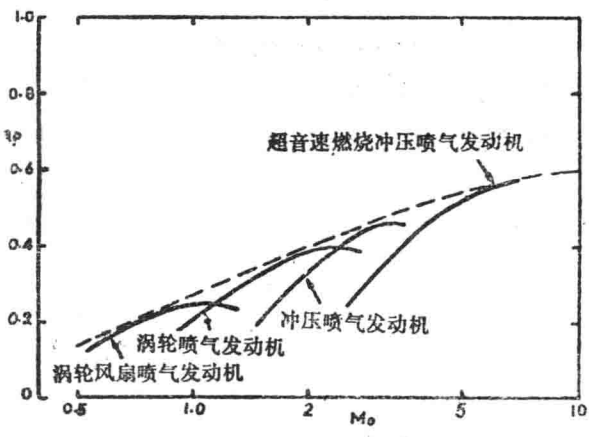


图 1.1 各种类型发动机的推进效率

这些飞机都是这本书论述的主题。这些数值只有某些曾在实践中实现。目前，我们还在 $M =$

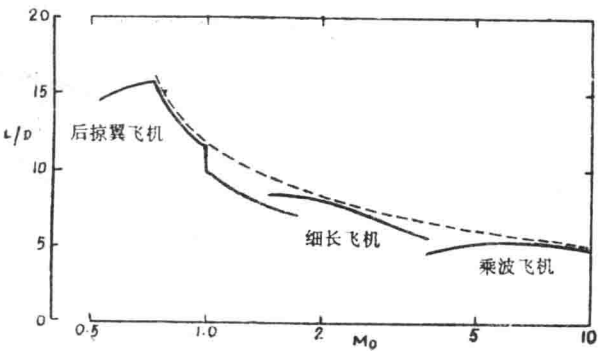


图 1.2 各种类型飞机的升阻比值

0.7 和 $M=0.9$ 之间的某些高亚音速处努力工作。此外，还有协和式 (Concorde) 和图 144 在 $M=2$ 时工作，其它的发动机和飞机还都是设想的，尚待到来。

作为初步估计，我们很粗略地假设， $f(M)$ 随 M 数增加， $g(M)$ 随 M 数下降，以致

$$\eta_P L/D = K_{aP} = \text{常数} \tag{1.12}$$

今天的技术水平可以大致用 $K_{aP} = \pi$ 来描述，当我们的技术向前发展， K_{aP} 值一定会增高。 $K_{aP} = 5$ 可以认为代表假想的改进，这并不是十分有信心的。在我们心目中选配某些数值， K_{aP} 可以考虑含有下列各个数值：

$M =$	0.7	1.2	2	10
$\eta_P =$	0.2	0.3	0.4	0.6
$L/D =$	16	10	8	5

在我们的心目中来确定某些概念，这些数字意味着我们并不以速度作为首要的第一位，来付出代价。在(1.10)式和(1.11)式中，航程因数 $R/(H\eta_P L/D)$ 并不取决于飞行速度，而仅决定于航程本身。这样，根据(1.10)式中燃料比值是与航程成正比，而不取决于速度。大体说来，一架飞机在开始作横渡大西洋飞行时，不论它用较长的时间作亚音速飞行，或以较快的时间作超音速飞行，它的燃料约占全机重量之半。这一值得注意的特点，是飞机和其它运输工具极不相像的地方。后边的几章里，我们将详细地考查和核实这些，而在这里，我们已经可以看到，这不仅仅是(1.12)式的结果，并且按照(1.12)式的关系，当气动品质因数 L/D 可能随速度下降时，推进效率可望以差不多的速率增加。当要飞机速度增加，与其提供机械能量，还不如依靠我们已有这样的技能，对气流增加更多的直接加热，使喷气发动机产生足够的推力。这样，一台给定发动机的推力往往会大体上与速度无关，然而，例如有一台活塞式发动机要提供恒定马力，那么推力就会随着速度而下降。另外，飞机的实际阻力大致与 $\rho_0 V^2$ 成比例，喷气发动机能在较高的高度工作，因此，飞得较高就能保持阻力较低。我们注意到，用活塞式发动机以螺旋桨推进就不能这么做，飞船也不行。当旅行涉及的距离变得增长，而又要保持旅行时间大致不变，已经没有其它已知的运输工具有增加速度的潜力。所有这些都遵循物理上的含意：喷气发动机适用于飞行。

在(1.11)式中的结构系数， $c_1 = 0.35$ 及 $c_2 = 2.5$ 在今天的技术水平上是颇为保守的数值。因而，必定可能取得改进，在十年或二十年内，我们可能达到 $c_1 = 0.25$ 及 $c_2 = 2.0$ 。对用涡轮喷气推进的古典型式飞机，发动机重量比值 W_E/W 大约是 $0.1\frac{1}{2}$ 。不过取这个值作为现今对超音速飞行的发动机的评价，并作为比习见的起飞和着陆较短距的发动机，可能稍微重了些。此外，对于实际航程和布雷盖航程之间的差数，我们留出某些余量；并且，作为可能的转场降落及等待飞行，还必须携带有额外燃油储备。于是，我们令 $R-100$ 来代替 R (以公里计量)。

展望技术前景，首先要着眼于经济关系，并估计包括空运旅客及货物的成本价格。一般说来，使用费与飞行小时有关。与飞机能装的有效载重有关。收入与走过的公里数值有关。所以，对我们有意义的经济项参数是 W_P/W ， R/R_0 ，以及 $(W_P/W) \cdot (R/R_0)$ 之积，作为座位—公里数值的度量，得出制造飞机和使用飞机的相对成本。这里，我们要引用一个标准长度值 $R_0 = 2 \times 10^4$ 公里，它是地球周长的一半，所以是最远洲际航程。我们也需要考虑到飞行时间。对现今的估计，我们可以采用布雷盖时间

$$T = 8.4 R 10^{-4} / M , \tag{1.13}$$