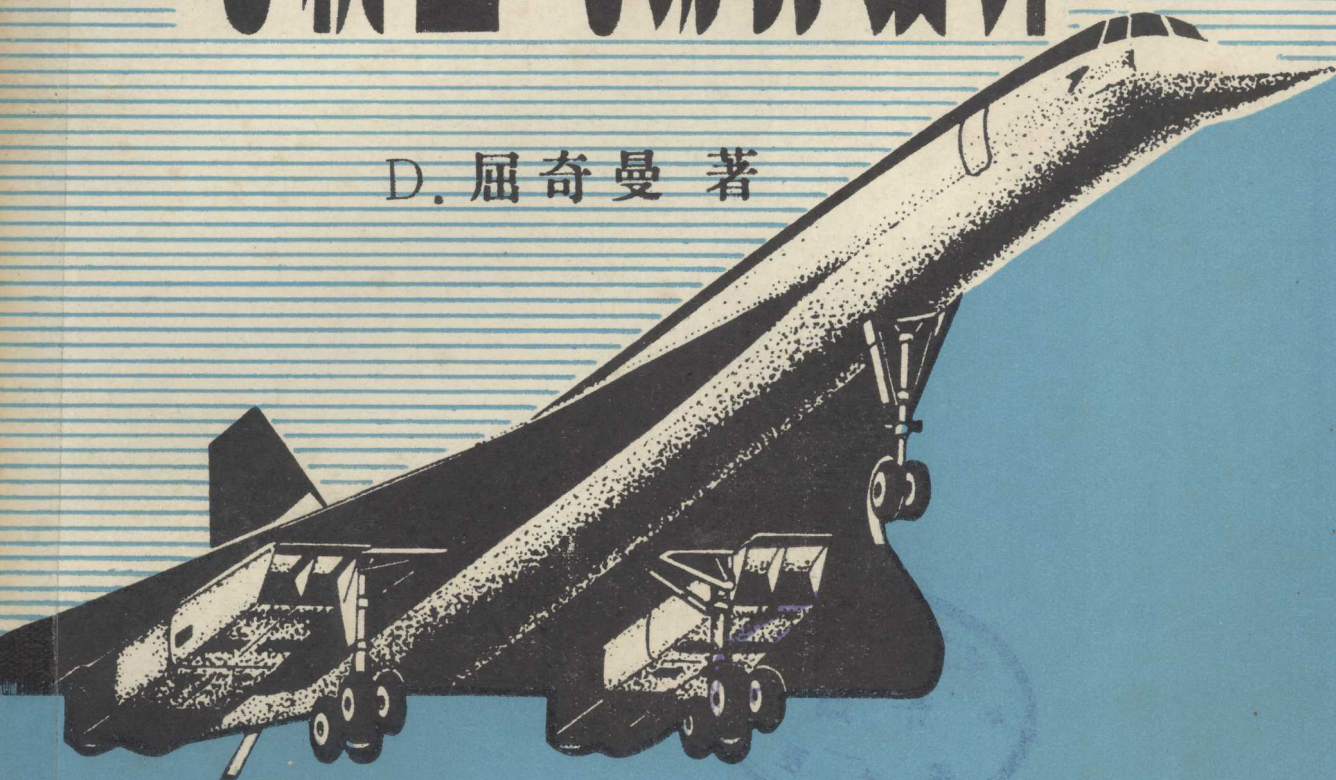


飞机空气动力设计 下册

D. 屈奇曼 著

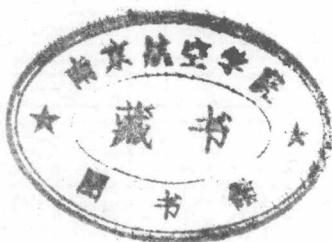


现代空气动力学知识的详细介绍及
对解决飞机设计问题的实际指导

航空工业部第六〇三研究所

内 容 提 要

飞机空气动力设计



航空工业部第六〇三研究所

1983 西 安

488174

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。



航空工业部第三〇六研究所

西 1988

471881

目 录

第六章 超音速飞行中细长机翼的特性和设计	251
6.1 设计概念的演变	251
6.2 细长飞机族	254
6.3 细长机翼上的涡流特性	261
6.4 分离流动理论	277
6.5 机翼在低速时的一般特性	286
6.6 有附着流动的扭曲机翼设计	298
6.7 超音速无升力机翼	303
6.8 超音速升力机翼	309
6.9 实际飞机的一些问题	317
第七章 亚音速短程飞行的细长飞机	323
7.1 盖茨的空中公共汽车概念	323
7.2 性能研究	325
7.3 设计依据	328
第八章 乘波飞机	330
8.1 乘波概念及其可能的应用	330
8.2 根据已知流场的升力体设计	333
8.3 非设计状态特性	342
8.4 粘性效应	351
8.5 气流加热	364
8.6 推进升力体	369
第九章 结论和展望	375
参考文献.....	378
中外文人名对照表.....	488

第六章 超音速飞行中细长机翼的特性和设计

6.1 设计概念的演变

细长机翼的空气动力设计概念与至今已描述的古典式飞机和后掠式飞机的设计概念根本不同。于是我们要来研究超音速飞行时如何能应用这种新的设计概念。这种设计概念如何从流体力学的一些基本原理发展而来，在它本身不是没有一些指导性价值，并将首先来讨论。

在五十年代早期，当认真研究超音速民航飞行的可能性时，除有限翼展的非后掠机翼外，已经相当多地了解关于旋成体和二维翼型的空气动力特性。应用古典设计原理和使用对于所涉及到的各种因素的这类空气动力学的有关系数，所得出的结果弄清楚是最使人失望的。超音速远程飞行如果不是完全不可能，单单在空气动力学方面，看来似乎是不可避免它是不经济的。所以，不管我们从哪一点上着手讨论，都必须加进一些新的资料到论证中去。这情报资料来自推进装置方面，在这里的问题显然是，由于超音速马赫数引起机翼和机身的空气动力特性上恶化的同样的物理原因，却使喷气发动机在空气动力特性上得到适当的改进，其结果是：随着马赫数增加，我们找到一个稳定增加的推进效率 η_P 。这大概首先是由K. 奥斯瓦蒂奇（1944，未发表）认识到，并应用于冲压发动机，不过也可应用于涡轮喷气发动机。对此指定某些系数，我们可以写成典型形式：

$$\eta_P = \frac{M_0}{M_0 + 3} \quad (6.1)$$

该式是由R.G. 索恩（1956，未发表）提出，并在前面1.2节曾作为一种粗略的准则使用。那么，问题的出现是这个推进效率的改进能否补偿阻力增加及升阻比 L/D 相应的恶化。

考虑到这点，从事常规机翼—机身布局的研究。给出一个例子，是在展弦比为2，相对厚度仅为 $3\frac{1}{2}\%$ 的非后掠机翼装在细长比为1:20的十分细长机身上得到的布局，且其翼载高达 8.4 千牛顿/米²，起飞总质量约为 1.6×10^5 公斤。曾得出的结论是：它可能刚好是装有18位旅客，以 $M_0 = 2$ 飞行于伦敦和纽约之间的直达航线客机。但经济票价可以是当时飞机票价的三倍，并且，大约是后来考虑过的高亚音速喷气飞机票价的五倍。注意到这种超音速运输机的相对有效载重大约应当是1%。因此，回答是所预期在推进效率方面的改进不能补偿这种型式飞机的空气动力不足。

如果超音速飞行要是经济的话，为此，还必须要输入另一种新的数据。在40年代以及50年代早期，对新的一类空气动力学的结果就是现成备用的，它曾表现出，在超音速时与非后掠机翼相比，小展弦比的尖梢三角翼具有较低的波阻（见下面6.7节和6.8节）。据我们所

知, A.A.格里菲思(1954, 未发表)曾首先尝试利用这些特性, 并在实际飞机设计中用过狭长三角翼。这曾为某些军事上的应用, 但不久以后由 J.R.科林伯恩(1955, 未发表)指出, 这种概念作为民航远程飞机更有前途。在这些研究中, 考虑过十分低值的展弦比, 要比 0.5 低, 并认为单独的这样的飞机, 势必会不能起飞和着陆的。为此, 格里菲思建议在机翼内安装许多小发动机, 并利用这些发动机在低速时产生直接升力。这就会引起如此多的空气动力、结构和其他复杂的问题, 以致放弃了这种尝试。

这样, 至1955年首次清楚地认识到: 要达到超音速经济巡航的目的, 凯利的设计原理是不能应用的; 就不得不想出为达到这个目标的新的一类的空气动力设计原理。

考虑到凯利的合理的和想像的思想境界, 那也是很明显的, 与凯利的合理想像并列的任何新的设计原理, 都应该得到证明: 有关新流动型式的新的形状和布局, 在工程应用中, 应当像古典原理曾经有效地用于它们的目标一样, 为了新的目的, 也应当是有效的。于是, 流动仍然应当有像古典翼型流动相同的基本物理特性: 它必须是定常的, 稳定的并可以控制的, 随着飞行姿态和马赫数的变化会作定量地变化, 但在整个飞行范围内, 流动是保持相同的定性型态。作为能够满足这些条件, 出现了细长机翼的形状和流动, 并且, 这样就形成一种新的设计概念, 在它本身的道理上, 这一新设计概念是能够与古典飞机的设计概念并列并美的。

细长机翼新的空气动力设计概念的发展采取过两个基本步骤。第一步(D.屈奇曼(1955)), 基于首先准确定义所谓三维气流分离指的是什么? 引进了可控制的气流分离的概念, 其后, 这个定义只是曾由 E.C.马斯克尔(1955)给出过, 并且, J.韦伯(1955)从现有的实验数据对气流分离的影响作过分析。然后, 在空气动力设计中控制分离的应用曾由 E.C.马斯克尔与 D.屈奇曼(1956)作过详细说明, 过后, 新的设计原理曾由 E.C.马斯克尔与 J.韦伯(1959)及由 E.C.马斯克尔(1961)作过总结。实际上, 开始认识到, 接近于圆形后掠前缘的三维流谱大概是像图 2.5 中所表明的示意图那样, 有可能在翼面上的极限流线能迅速碰上一条包迹线, 并形成一条通常的分离线。这就会引起严重怀疑, 是否还能像在古典翼型的流动型态, 当在大后掠角时, 会适当地试图保持流动是附着的。如果允许流动分离, 那么, 这就会引起可能预料到什么样的流动型式问题? 于是, 在图 2.8 中是从简单论据得出的流谱示意, 而且, 流动直接清楚地变成没有气泡的完整主流谱, 但具有来自固定的一次分离线涡面, 这样的完整主流谱应该是优选工程解。为了满足在整个飞行范围内应当保持同样流动型式的条件, 分离线必须保持在同样位置, 也就是, 它们必须固定地沿着凸缘和空气动力上的尖边。这就得出下面结论: 与至今已实现的相比, 尖边是控制流动的更有价值的方法。在另一方面, 涡面不仅来自后缘, 也可能来自三维升力体上的任何分离线: 不很明显的是, 从后缘分离只是比任何其他地方的流谱分离更为可取。这样, 分离是认为可能起着重要的积极作用的, 那么, 就引起这样的问题: 机翼上可能表现出包括尖前缘的所有边缘都有气流分离会是怎么回事呢? 例如图 4.37 中所示流谱, 有太多不合乎需要的特性, 如用前缘和后缘都是大后掠的平面形状, 就可能被排除的。于是, 前面论证的自然结果具有大后掠与尖前(和可能的侧)缘, 以及接近非后掠与尖后缘的平面形状, 即大后掠细长尖边三角翼的一些变化型式。

其次, 流动为图 3.6 中的示意型式。在亚音速可能保持这种流动型式, 在超音速也可能保持它。为了保证卷涡面总是位于机翼的同一侧(上表面或下表面), 并从每一边缘的整个长度上出现, 在一种特殊姿态和速度下, 尖前缘必须是附着线: 这一流动是可能选定在巡航状态或接近巡航状态时出现。在这种具有新型流动的新型飞机的优点中, 当时是能够容易预

见的, 这里, 低速时的有利特性没有来自发动机的任何帮助而提供足够的升力(在下面 6.5 节要作更详细讨论), 并且也提供可能达到完全一体化设计的机会, 这里的设计方法是在一个机翼上提供体积和升力的组合: 从空气动力的观点来看, 把机身分开来是完全不必要的。此外, 后缘襟翼和单立尾必须有足够的操纵效果: 平尾是不必要的。

在这以后, 必须要采取第二步来完成细长机翼空气动力设计概念的逐渐形成, 就是, 来表明到这种程度为止所描述的原理, 是可能得出一架实际飞机, 比方说, 经济地并以某一超音速能够执行横跨大西洋的想望的任务; 并且, 在低速飞行和高速飞行的要求之间没有基本矛盾。在上述第一步的不久以后, 就采取这第二步骤(D. 屈奇曼(1957)); 也可见 D. 屈奇曼(1962)。为了达到低速时足够低的迎角所要求的升力并具有满意的飞行特性, 当时已经知道必须对机翼平面形状加上某些约束条件, 很粗略地说, 所有这些条件导致可能容许对细长比的约束: 细长比 s/l 应在 0.25 左右, 至少不应比 0.2 左右低得多。在细长比较大时, 比方说, 大于 0.5 时, 将意味着前缘后掠角偏小, 从而, 使细长体流动概念的应用多少有些失去意义。

由体积施加的另外的约束必须保证提供: 对中型运输机, 由方程 (4.139) 确定的体积系数 τ , 其值大约应为 0.04。其次, 必须考虑的问题是, 具有这种细长比和体积的机翼能否达到所要求的远程性能。飞机要有比较好的有效载重, 以及接近像亚音速飞机起飞时的一半燃油, 依照布雷盖的航程关系式, 由此得出乘积 $\eta_P L/D$ 大约应当等于 3, 飞机要以这样的设想为根据来向高峰发展。此后, R. G. 索恩(未发表)曾利用近似方程 (6.1) 对空气动力效率定义一个典型目标为

$$\frac{L}{D} = 3 \frac{M_0 + 3}{M_0} \quad (6.2)$$

现在, 可以应用像 (4.140) 式那样的阻力关系式, 并且, 能够计算满足 (6.2) 式的 τ 和 s/l 的组值, 对不同飞行马赫数, 可使用所涉及的有关阻力因子的一些典型值: $K_0 = 1$, $K_V = K_W = 1.2$; $C_{DF} = 0.04$, $P = 1/2$ (这些问题在下面 6.2 节要更详细陈述)。结果表示在图 6.1 中并形成明显的‘球场’。在那个早期阶段, 这些结果表明, 具有低速飞行时所需要的体积和必须的细长比, 所要求的空气动力特性确实应能达到的。也已认识到, 空气动力细长比 $\beta s/l$ 应当接近于 0.5, 这就意味着是亚音速前缘的意思, 并且, 证实所有速度下都可能实现合乎要求的流动型式。结果也表明, 飞行马赫数接近于 2 理应是这种型式飞机的一个适合的目标: 对于后掠机翼就必须留在较低的巡航速度(见 4.9 节); 以实际上的较高巡航速度, 试图作几次很好的往返, 都未曾出现要达到的目的。与亚音速飞机相比, 接近 $M_0 = 2$ 飞行会急剧地减小飞行时间*, 要能避免严重空气动力加热, 同样也能使用轻合金结

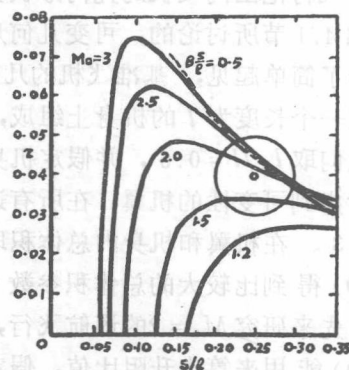


图 6.1 给出 $(L/D)_m = 3(M_0 + 3)/M_0$ 的体积系数值和细长比值

* 对驾驶员来说, 什么是有关紧要的, 就是每天飞机所能做的往返旅行的趟数(比方说, 伦敦和纽约之间), 这是飞机生产率的度量。以来回时间是 2.5 小时, 及没有人愿意在午夜与早晨八点钟之间的时间离或到的设想为依据, 这样, 能够制定出的飞行时间表说明, 亚音速飞机将能每日往返旅行一次; 而另一方面, 超音速飞机如果以马赫数差不多在 1.8 以上飞行, 每日可以往返旅行二次, 即超音速飞机有两倍生产率。另一个重要特点是随着马赫数从 1.8 直到接近 3 不可能进一步增加旅行趟数。于是, 马赫数接近 2 的巡航对驾驶员来说意味着有特殊意义的一步。

构,这样就避免由于应用其他结构材料引起的复杂性。

这样,这第二步完善了这种新型飞机的总的情况,并建立了设计概念的实用性,而且,尤其是证实了在细长机翼的低速特性和超音速特性之间的根本上的协调性。简单地说,一切都是彼此相配合的。可能值得引起注意的事实是:新型飞机没有由机翼几何形状的一系列系统研究,或者由任何最佳化程序产生:它是从基本流体力学观点来作推理的结果。

总的设计概念一建立,就能确定大量要解决的问题。在1956年至1959年间,这对由超音速运输机委员会配合的大规模的研究课题起了促进作用。结果将在下面讨论。在这里,我们可参考由 M.J.莱特希尔(1960), M.B.摩根(1960)及(1971), D.屈奇曼(1960)及(1962), A.斯彭斯与 J.H.B.史密斯(1962), A.斯彭斯与 D.利恩(1962), L.F.尼科尔森(1962), R.L.莫尔特比(1968)以及 D.屈奇曼与 J.韦伯(1968)记载这些问题的某些更一般的文献。

6.2 细长飞机族

为了说明细长飞机的主要物理特性,我们设想一种特殊的根据现代技术设计的基准飞机。作为对传统习惯势力的让步,来接受对它们技术准则上的新颖概念,我们举一个例子,这里把机身分出来作为装有效载重的体积,而升力是由装在机身上的细长机翼产生。那么,这种基准飞机提供体积与升力的方法不是一体化的,下面我们将讨论,这种颇为不协调方法,可能的一些损失是什么,并通过比较不受错误传统抑制的更合理的设计,就能预见到未来的改进是什么。尽管如此,基准飞机还是能来说明所有细长机翼的一些特性,这些特性与在整个飞行范围内飞机的几何形状基本上保持不变的这一事实相关的,可是,相比后掠翼飞机,如 4.1 节所讨论的,可变几何形状在设计中却起着主要作用。

为了简单起见,基准飞机的几何形状假定是:由一个长度 l_w 和半展长 s 的三角形机翼安装在一个长度为 l 的机身上组成,并且这飞机的几何形状也适合于装入 $s/l = 0.25$ 的盒子里。我们取 $l_w/l = 0.6$, 并假定机身只提供体积而不产生任何升力。于是,具有 $S = 400 \text{米}^2$ 并未考虑到可变性的机翼,在所有速度下,只是升力面,从 (4.138) 式有关平面形状参数是 $P = 0.3$ 。在机翼和机身内总体积取为 450米^3 , 这样,从相对于比较小的升力面的方程 (4.139) 得到比较大的总体积参数 $\tau = 0.0563$ 的值。

首先来研究 $M_0 = 2$ 的巡航飞行,这样, $\beta = 1.73$ 和 $\beta s/l = 0.433$ 。一般阻力关系式 (4.140) 能用来算出升阻比值,假定对于不同因子的典型数值: $K_0 = 1.67$, 对应的 $P^2 K_0 = 0.15$, 这对没有专门设计的形状能认为是比较好的值; $K_v = K_w = 1.2$, 对应的 $P_w K_v = P_w K_w = 0.6$ (这里只取升力机翼的平面形状的值 $P_w = 0.5$), 也能认为是比较好的值。在 (4.140) 式的最后一项利用机翼长度 l_w , 则与升力有关的总阻力因子值是 $K = 2.45$ 。对于 C_{DF} , 我们取表面摩擦为 2×0.002 , 加上立尾的阻力部分 0.0003 , 再加上发动机安装阻力 0.0007 , 这样, $C_{DF} = 0.005$ 。用这些数,我们得到图 6.2 中的超音速巡航的 L/D 曲线,最大值 $(L/D)_m = 7.4$, 并且这个值大约在 $C_{Lm} = 0.15$ 时达到。

于是,来研究接近机场时的低速飞行,这里,我们可以用起飞时(比较高)速度 $V_0 = 120 \text{米/秒}$ 作为具有代表性的状态。则可略去方程 (4.140) 中的波阻项。由于较低的雷诺数和较低的马赫数, C_{DF} 应比 0.005 稍为要高些,并曾取 $C_{DF} = 0.0065$ 。对与升力有关的阻力因子,我们一般取 $K_v = K = 1.5$ 。用这些数,我们得到图 6.2 中的进场 L/D 曲线(实线),

具有最大值 $(L/D)_m = 11.6$ ，碰巧， C_{Lm} 大约还在0.15。

在图 6.2 中，典型细长飞机的升阻比看来象是与图 4.1 中典型亚音速后掠飞机的升阻比显著不同。在图 4.1 中，巡航时有最高升阻比值，当几何形状改变和低速飞行时，打开高升力装置升阻比就显著下降。在图 6.2 中，低速时的升阻比值比巡航速度时的值要好得多；它们完全可以与后掠机翼所能获得的成就相匹敌，并有说服力地表明在细长机翼上气流分离的积极作用。

于是，就出现这些特性在实际中能利用到什么程度的问题，即在这些曲线上那里是适当飞行点的所在？例如，是否有可能像对各种构型的后掠飞机所能安排的那样，使飞机在低速和在高速都可以在最大 L/D 值或接近最大 L/D 值来飞行？在图 6.2 中的例子，这就会表示 $C_{Lcr} = C_{La}$ ，因此 $q_{cr} = q_{a0}$ 对于 $V_a = 120$ 米/秒， $q_a = 8.75$ 千牛顿/米² 及对于给定尺寸 ($S = 400$ 米²)，总重就会是 $W = 3500 C_{La}$ 千牛顿。在 $C_{La} = C_{Lcr} = 0.15$ 时，我们应有 $W = 526$ 千牛顿和 $W/S = 1.31$ 千牛顿/米²。任何大重量或高翼载都会表示在 $(L/D)_m$ 值以下飞行。为了协调，为达到所要求的 q_{cr} 值，飞机就要在一定的巡航高度飞行，对于所选定的值应当是 $h_{cr} = 23.5$ 公里。这表明翼载作为设计参数的重要性。这种飞行点的协调显然取决于是否能达到所要求的重量，也就是，主要取决于结构重量，以及取决于在要求高度上为推进飞机所需发动机的重量。所以，我们接着要研究某些典型的重量分配，首先来考虑基准飞机。

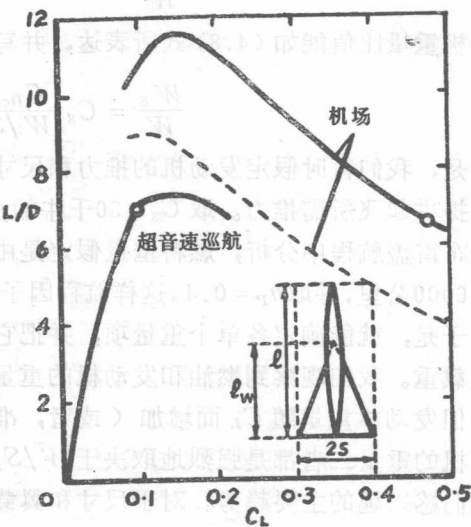


图 6.2 细长基准飞机的升阻比

依照 D. 屈奇曼和 J. 韦伯(1968) 导出的一级分析，并与 1.2 节和 4.1 节中已经应用的分析相似，但作了一些改变来阐明细长机翼的某些重要特性。我们还研究加到给定总重量 W 上的不同重量项：

- $W_{uc} = 0.05W$ 起落架
- $W_s = 0.05W$ 服务设备
- W_P 有效载重
- $W_{Fu} = W_P$ 客舱设备等
- W_F 可用燃油
- $W_R = 0.1W$ 备分燃油
- W_E 发动机及装置
- W_w 机翼（包括机身）

主要变化是我们不再假定机翼结构重量占总重的比值不变，而令

$$W_w = \omega_1 S_c + \omega_2 (S - S_c) + \omega_2 0.1 S \tag{6.3}$$

式中 S 是机翼平面面积，并且 S_c 是座舱的平面面积。第三项表示立尾重量的修正值。 ω_1 是座舱的比重因子，并取 $\omega_1 = 0.6$ 千牛顿/米²。 ω_2 是飞机其它部分的比重因子，并取 $\omega_2 = 0.5$ 千牛顿/米²。座舱面积本身是假定与有效载重有关： $S_c [\text{米}^2] = 10^{-3} W_P [\text{牛顿}]$ ，这样，总的

机翼重量折合成总重为:

$$\frac{W_w}{W} = 10^{-3}(\omega_1 - \omega_2) \frac{W_p}{W} + 1.1 \frac{\omega_2}{W/S} \quad (6.4)$$

发动机重量比值能如 (4.8) 式所表达, 并写成下面形式

$$\frac{W_E}{W} = C_3 \frac{C_{Dcr}}{W/S} = C_3 \frac{C_{Lcr}}{(L/D)_{cr} W/S} \quad (6.5)$$

也就是, 我们暂时假定发动机的推力和尺寸是由巡航状态确定, 然后, 接着检查这种发动机是否能提供起飞所需推力。取 $C_3 = 30$ 千牛顿/米², 我们假定发动机及其装置的重量是相当重。如在布雷盖航程中分析, 燃料重量假定是由 (4.6) 式给出。对应横渡大西洋, 我们取航程 $R = 6000$ 公里, 并取 $\eta_p = 0.4$, 这样航程因子 $R/H\eta_p = 3.45$ (对于一般的定义与数值见 1.2 节)。

于是, 就能确定各单个重量项, 并把它们加起来, 找出还有多少重量, 这些重量就留给有效载重。我们观察到燃油和发动机的重量强烈地取决于 L/D , 它们随 L/D 增加而得到改善, 但发动机重量随 C_L 而增加 (或者, 准确地说, 是随 C_D 而增加)。另一方面, 机翼和发动机的重量二者都是强烈地取决于 W/S , 并随翼载增加而得到改善。这些关系决定了这里我们感兴趣的主要趋势。对于尺寸和翼载固定的基准飞机的典型结果示于图 6.3 中。

$W/S = 4.15$ 千牛顿/米² 并取 $W = 1660$

牛顿。画出重量对巡航升力系数的关系曲线, 或画出重量对由 (4.3) 式确

定的参数 n 的关系曲线, $n = 1$ 表示

在 L/D 的最大值飞行。为了提供有效载重, 并且为它准备升力和推进力,

我们再一次发现, 其他各部分重量项

之间所要求的重量, 是怎样地挤压这

项不确定的有效载重。如前所述, 我

们找出在空气动力学最佳的 $(L/D)_m$ 点

飞行是不合算的: 在那点发动机已经

是负荷太重。这样, $\eta_{cr} = 0.96$ 与

$C_{Lcr}/C_{Lm} = 0.76$ 就会给出最佳有效载

重, 其值为 $W_p/W = 0.073$ 。于是,

巡航高度是 $h_{cr} = 14.2$ 公里, 即在 h

$= 10.8$ 公里的对流层顶上面。飞机能

作较低的飞行 (即 $C_L/C_{Lm} = 0.4$, h

$= 10.2$ 公里), 也能作较高的飞行 (即

$C_L/C_{Lm} = 1.4$, $h = 18.1$ 公里), 但

这样的偏离最佳点, 都会导致有效载重的严重损失。

于是, 来研究飞机的进场性能, 为了简单起见, 我们在这里假定以 $V_a = 120$ 米/秒起飞是

限制操作。假定发动机的可用推力与发动机重量的关系为

$$\frac{W_E}{W} = 0.3 \frac{Th_a}{W} \quad (6.6)$$

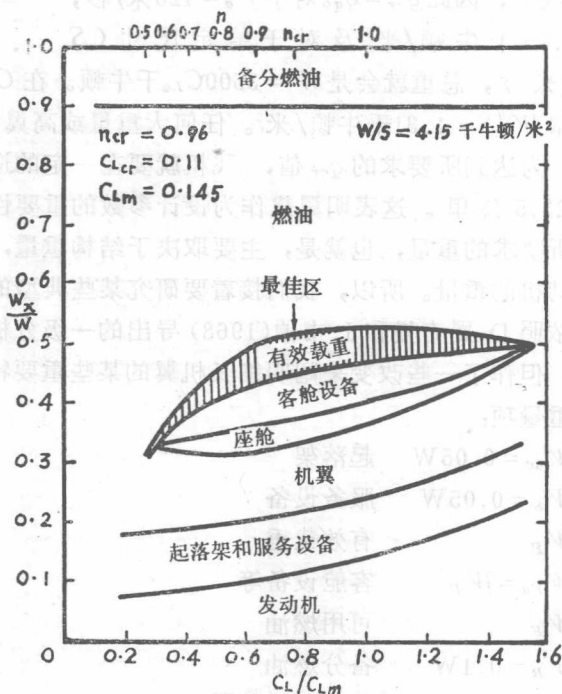


图 6.3 细长基准飞机的重量分配

这里，因为我们仅对一级近似答案感兴趣，我们假定 Th_a/W 值只能根据二种状态确定：在给定长度(l_a) 范围内，在跑道上飞机的质量加速到某一速度(V_a)， Th_a/W 是应当足够的；并且，接着在没有更进一步加速状态达到给定爬升角(θ_a)，它也是应当足够的。这两种运动状态都是由这样的方程决定

$$\frac{Th_a}{W} = \frac{D}{W} + \frac{1}{g} V \frac{dV}{ds} + \frac{dh}{ds} \quad (6.7)$$

式中 s 是沿着跑道的坐标， h 是垂直于跑道的坐标。对在跑道上的运动，这给出 Th_a/W 的一级近似关系式，它表明 Th_a/W 是正比于 V_a^2 ，而反比于 l_a 。这里，我们只是设想， l_a 总是能达到足够长的。另外，我们还设想，对离开跑道和达到等初始爬升角之间，为了飞机完成起飞机动，要确定推力应当是足够的。把沿初始爬升轨迹的运动看为一个在等倾斜角

$$\frac{dh}{ds} = \theta_a = \text{常数} \ll 1$$

而且在等速度

$$V = V_a = \text{常数}$$

的运动状态，其升力系数为

$$C_{La} = \frac{W/S}{\frac{1}{2} \rho_a V_a^2}$$

则给出的运动方程 (6.7) 和一般阻力合起来的关系式为

$$\frac{Th_a}{W} = \frac{C_{DF}}{C_{La}} + \frac{K}{\pi A} C_{La} + \theta_a \quad (6.8)$$

说到基准飞机的翼载和假定的起飞速度，若 $\theta_a = 3^\circ$ ，则 $C_{La} = 0.474$ 及 $Th_a/W = 0.2$ 。这样，由 (6.6) 式得 $W_E/W = 0.06$ 。这还远低于为巡航所需要的任何发动机的重量 (图 6.3)；在这种简单分析中，这里巡航状态和起飞状态仅认为只是一级近似，所定的发动机的大小是适于巡航。

那末，我们能回到图 6.2 上，并注意标出的二个主要飞行点 (圆圈)，这就使我们认清楚，上面所描述的飞行状态不能与这种基准飞机一起得到：在巡航和起飞的升力系数 (0.11 和 0.47) 不是相同的，而是相差一个因子 4.3；飞机就会更加重 ($W = 1660$ 千牛顿 而不是 526 千牛顿)，并且翼载就更高 ($W/S = 4.15$ 千牛顿/米² 而不是 1.31 千牛顿/米²)；为了有一个合理的有效载重，飞机就不能在 $h_{cr} = 23.5$ 公里高度巡航，而必须在 $h_{cr} = 14.2$ 公里这样很低的高度飞行。这样，飞机从机场飞行时的升阻比就远低于最大可达到的值 ($(L/D)_a = 6.6$ ， $= 0.57(L/D)_m$)，这与图 4.1 中的后掠飞机简直不相同。要说不变几何形状的细长飞机，在低速时具有很差的升力和高的阻力，是会给人错误印象的；要是更为恰到好处，就应该说：发动机重量和结构重量会妨碍真正的利用细长飞机的空气动力特性。

图 6.2 也包含机场性能的一条虚线，这是设想没有涡流因此没有非线性升力成分为根据，经估算得到。这非常清楚地表明，由涡面产生怎样重要的额外升力的实在情况。

应用如上所述的同一组空气动力的和重量的关系式，那末，我们研究整个相近的细长飞机族，首先考虑一个其几何上是类似于基准飞机，但大小是不同的，这样，在总重 W 和 M_{cr} 保持不变的同时，翼载是变化的。如从图 6.4 中的一些结果能看出，翼载降低到低于基准飞

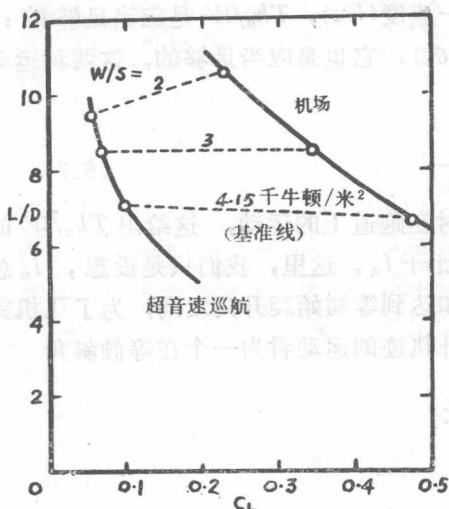


图 6.4 有不同翼载的细长机翼的升阻比

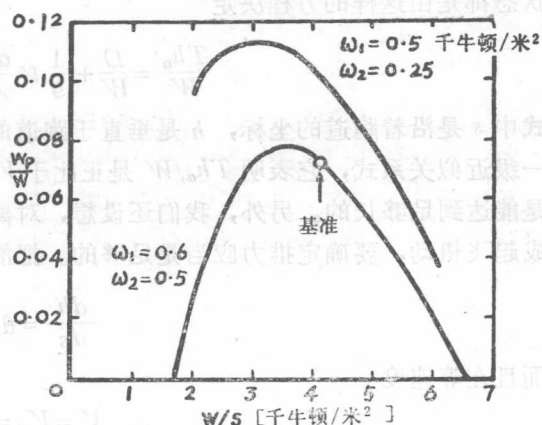


图 6.5 对不同工艺技术的细长机翼有效载重比值的设计

机的值，在空气动力上是有很大好处的；在一般较高的 L/D 值时，允许在低的 C_L 值达到较高的高度上飞行（例如，对于 $W/S = 2$ 千牛顿/米²， h_{cr} 超过 17 公里），这里就带来所考虑的二个飞行点更接近在一起。然而，对于工艺技术的基准水平（ $\omega_1 = 0.6$ 千牛顿/米²和 $\omega_2 = 0.5$ 千牛顿/米²），如由图 6.5 中的有效载重比值所示，发动机重量和结构重量趋向于消除空气动力的优点。从图 6.6 的详细重量分配能看出这是如何出现的：较大的机翼重量是造成的主要原因。基准飞机有着接近最佳的翼载。就出现为了达到良好的空气动力特性，翼载是一个强有力的设计参数，但是，只是当这种做法能求得改善结构工艺的方法时，才能够应用。如果座舱的比重因子和机翼的比重因子能减小到 $\omega_1 = 0.5$ 千牛顿/米²和 $\omega_2 = 0.25$ 千牛顿/米²，如图 6.5 中的结果表明，有效载重比值会增加到 50% 以上。于是，就能使用接近 3 千牛顿/米²的较低翼载。

除了基准飞机外，为了从不同来源更系统地研究可能的改进，我们假定有四族不同的细长飞机。如前面所描述的，对所有的细长飞机，巡航 M 数，总细长比 s/l ，总质量及总体积

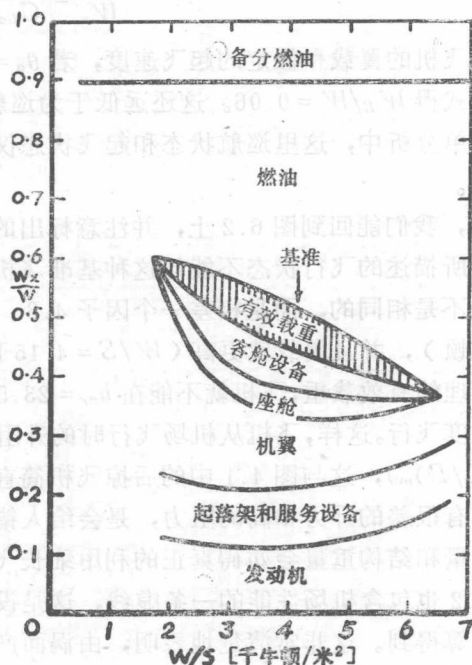


图 6.6 不同翼载的一族细长机翼的重量分配

都保持不变，并且最佳有效载重比值 W_P/W 是确定的。第一族包括基准飞机（具有 $l_w/l = 0.6$ ）；机翼长度在 $l_w/l = 0.5$ 与 1 之间变化， $l_w/l = 1$ 标志没有机身的完全结合成一体飞机。说到第一族（1），曾设想是一组比较差的空气动力阻力因子；它们的值是随 l_w/l 适当地变化， K_0 随 l_w/l 的增加而减小是由于较光滑的形状必然造成的结果，以及 K_V 和 K_W 随 l_w/l 增加而增加，是由于可能要承担某些配平阻力。讲到其他几族（2），（3）及（4），曾设想要为具有较好的空气动力特性，作更仔细的设计飞机，这样， K_0 随 l_w/l 的增加而大体上是减小的，并没有配平阻力的损失，而且 K_V 和 K_W 仍然是相同的。如在下面可得到，这些还是适中的量值，应当可以达到。所取的实际数值列于下表。

$l_w/l =$	0.5	0.6	0.7	0.8	0.9	1.0
$\left\{ \begin{array}{l} K_0 = \\ K_V = K_W = \end{array} \right.$	2.00	1.67	1.43	1.25	1.11	1.00
(2) $\left\{ \begin{array}{l} K_0 = \\ K_V = K_W = \end{array} \right.$	2.40	1.67	1.23	0.94	0.74	0.60
(3) $\left\{ \begin{array}{l} K_0 = \\ K_V = K_W = \end{array} \right.$	1.20	1.20	1.20	1.20	1.20	1.20
(4) $\left\{ \begin{array}{l} K_0 = \\ K_V = K_W = \end{array} \right.$	1.20	1.20	1.20	1.20	1.20	1.20

	η_P	ω_1 [千牛顿/米 ²]	ω_2 [千牛顿/米 ²]
(1)	0.4	0.6	0.5
(2)	0.4	0.6	0.5
(3)	0.4	0.5	0.25
(4)	0.5	0.5	0.25

同是，我们能够研究改进的推进效率和结构重量可能造成的效果。关于第一、二族飞机（1）和（2），我们使用如上述相同时 η_P 、 ω_1 和 ω_2 值，这大致是相当于今天的工艺技术。于是，（1）和（2）之间的差别就完全是由空气动力的改进引起的。关于（3），我们还设想座舱和机翼的比重因子是能减低的。保持这些值不变，我们另外还设想族（4）有更有效发动机。于是，（2）和（3）之间的差别就表示出结构改进的结果，（3）和（4）之间的差别就表示出增长推进效率的结果。所取的实际数值也已列于上表。

四族细长飞机的结果最佳有效载重比值都表示于图 6.7 中。点上给定的数值是巡航状态的 L/D 值。这些结果使有可能得到明确的结论：根据现代工艺技术和具有比较差的空气动力

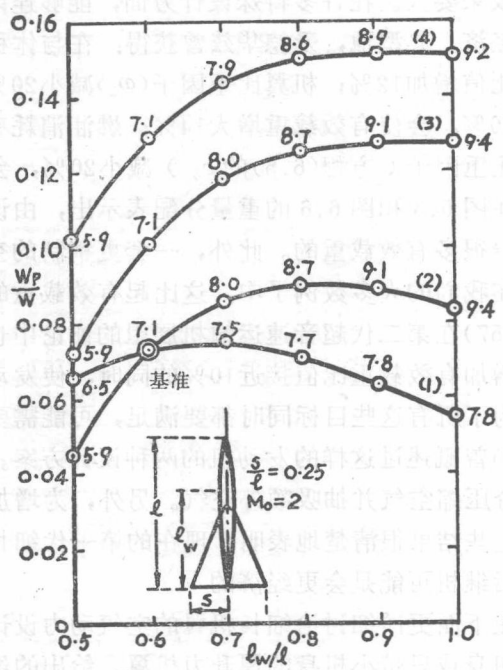


图 6.7 带机身的细长机翼的几族最佳有效载重比值

特性，像基准飞机一样，一般机翼—机身组合体就所考虑的飞机大小而论，在达到最佳有效载重比值的准则方面，可以认为是正确的选择。然而，如果燃油比值是有重大关系的准则，那么在图 6.8 中的相应结果表明，没有特殊的机身额外结合成一体的设计会是可取的。而且从这些结果也清楚表明，在显著的改善方面是有真正潜力的：更仔细的空气动力设计(2)会得增加有效载重，并减小可用燃油，同时会有利于布局设计，它是一个明显的机身，在机翼前头伸出很少，或是座舱在机翼内完全结合成一体。从系列(3)的结果更强有力地得到相同的结论：细长机翼的空气动力概念包括轻负荷结构，从新的构造方法和新的材料会得到很大好处，就能得出轻的比重。就大展弦比的非后掠机翼而论，高强构件结构是一个很细长外壳，并且一根梁横穿过它，并不适合于细长机翼的设计概念。一架足够大的飞机，其机翼内部装有非圆形横截面的扁平座舱，可能还有内装发动机，以四周围着适合设计的轻机翼结构，来提供一种强构件，这架飞机看来象是呈现出更有希望的前景。如族(4)的结果所表明，如果能发展更有效的发动机，这样的一体化设计布局也是有利的。较大尺寸的这种飞机一般也会是有利的。

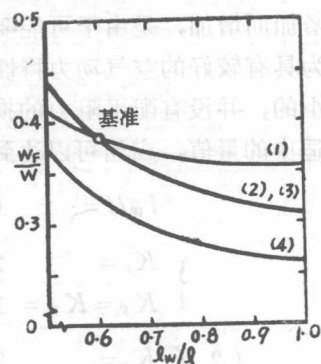


图 6.8 关于图 6.7 的细长飞机族所需的燃油比值

J.B.W. 爱德华兹 (1968) 经系统地研究在现代参考准则以外的可能改进，曾获得类似结果并得出结论：如果在技术工艺准则上来得到改进，可能会比从另外的一般延伸方法所得的研究成果要大。在许多特殊设计方面，能够连续不断地使得细长飞机比这里所考虑的基准飞机更经济。典型地，爱德华兹曾获得：在与体积有关的波阻因子 K_0 降低 20%，会导致有效载重比值增加 12%；机翼比重因子 (ω_2) 减小 20%，会使有效载重增大 14%；发动机安装阻力减小 50%，会使有效载重增大 14%；燃油消耗率减小 5%，会使有效载重增大 11%；以及发动机比重因子（方程(6.5)的 c_3 ）减小 20%，会使有效载重增大 16%。在这方面，我们也注意到在图 6.3 和图 6.6 的重量分配表示出，由设计较轻的客舱设备，服务设备，起落架等可能获得很多有效载重的。此外，一套更精制的空中交通管制系统，可能允许备份燃油重量降低，在我们的大多数例子中，这比起有效载重的增加有着更大的影响。C.S. 莱曼与 B. 弗内斯 (1957) 在第二代超音速运输机展望的评论中也曾得出类似的结论。适当的目标应当是：在求得增加有效载重比值接近 10% 的同时，使发动机噪音的显著降低，并改进起飞和巡航性能。为了所有这些目标同时都要满足，可能需要使用变循环发动机。R.M. 丹宁与 T. 乔丹 (1974) 曾概述过这样的发动机的两种设计方案。使用分气流开关转换电门，为在亚音速时排出一部分压缩空气并抽吸额外空气。另外，为增加大约 50% 的质量流量还使用一只额外风扇。所有这些结果很清楚地表明，现在的第一代细长超音速运输机仅仅认为是一个开始，未来的几代后继机可能是会更经济的。

在下面更详细讨论细长机翼的空气动力设计时，我们从这些结果获得，我们应当特别注意不带机身或只带小机身的厚升力机翼。给出的结果也清楚地表示出空气动力设计的目的：就机翼的形状来说，要获得低值阻力因子，来允许结构达到很轻重量。特别是在低速时，最好是：在给定升力要达到低的阻力，并且要在尽可能接近最大值 L/D 飞行，而不是以越来越大

的阻力代价来力求 C_L 的增加。此外，由发动机安装也可能得到在空气动力效率上的大量增加。从另一个观点来看，关于未来可能的发展的评论，我们参阅 L.K. 小洛夫廷(1974)的文章。

6.3 细长机翼上的涡流特性

在 3.3 节(图 3.6)中，我们已经简单地讨论过在升力细长机翼上的流动，以及包括在 2.4 节中作为主流动元素的涡面。现在我们必须更详细地描述流动一对细长飞机的空气动力设计必须很好了解流动特性。我们的这种流动型式的知识部分来源于下面 6.4 节所讨论的理论研究，和部分来源于下面 6.5 节所讨论的实验观察结果。这里值得注意的是，曾由 S.B. 伯恩特与 K. 奥利克—吕克曼(1948)，T. 奥恩伯格(1954)，G.H. 李(1955)，P.T. 芬克(1957)，D.J. 马斯登等人(1958)，A.P. 考克斯(1959)，A. 斯坦布鲁克与 L.C. 斯夸尔(1959)，N.C. 兰伯恩与 D.W. 布赖尔(1958)及(1960)，P.B. 厄恩肖(1961)及(1964)，D. 胡梅尔(1965)，D.G. 马比(1968)，D. 胡梅尔与 G. 雷德克尔(1972)以及其他人的贡献。我们也要提到由 R.L. 莫尔特比(1956，未发表)及(1962)和由 J.C. 莫雷与 Q. 朱伯(1974)的流动显形研究，和那些由 H. 韦尔莱(1973)作过概括论述，以及由 E.L. 霍顿(1963)和由 J.P. 斯特利特与 M.D. 米勒(1970)选择关于细长机翼早期工作的文献目录作过汇编。这里，我们主要依照由 E.C. 马斯克尔(1962)和 J.H.B. 史密斯(1975)所研究出的概念。

认为机翼的几何形状不是限于带有直前缘的三角形平面形状。根据许多理由带有顺气流翼尖的曲前缘是更可取的。这就出现二类平面形状，一类是沿着前缘的长度保持凸出，而另一类前缘有转折点(见图 6.9)。第一类的典型代表是所谓尖拱形机翼，其平面形状可用下式表示：

$$\frac{s(x)}{s_{TE}} = \frac{x}{l} \left(2 - \frac{x}{l} \right) \quad (6.9)$$

第二类的典型代表是所谓 S 型机翼，其平面形状可用下式表示：

$$\frac{s(x)}{s_{TE}} = 0.8 \frac{x}{l} + 0.6 \left(\frac{x}{l} \right)^4 - 0.4 \left(\frac{x}{l} \right)^8 \quad (6.10)$$

如果后缘是非后掠的话，尖拱形机翼的平面形状参数 P 必然会比三角形机翼的值 $P = 1/2$ 要大。由方程(6.9)表示的特殊形状其 $P = 2/3$ 。它的面心位于 $x/l = 0.625$ 。S 形机翼能有的 P 值会小于 $1/2$ ，这样，按照(4.140)式就具有某些由于阻力低的优点。由(6.10)式表示的特殊形状其 $P = 0.475$ 。它的面心位于 $x/l = 0.687$ 。所有的细长机翼都认为有一个顶点，且在顶点附近几何上是近似锥形的形状。于是，在顶点的下游区域，流动也可能是近似锥形的。这样的细长机翼的锥形流，像古典机翼和后掠机翼具有古典二维翼型流动的基本重要性一样，具有同样的基本重要意义。这些基本问题曾由

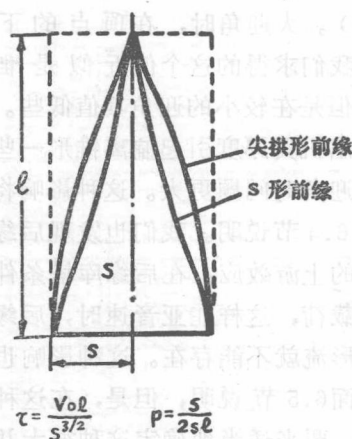


图 6.9 细长机翼的平面形状

J. H. B. 史密斯 (1972) 作过详细陈述。对实际应用来说, 理解这些锥形流的结构是必要的。

如果流场里有一个点可视为流动的旋涡, 像那些沿着从这个旋涡拖出的射线上的速度, 都是不变的, 这个流场就是锥形的。锥形流和二维流的结构从一定的流面的特性会最清楚地显示出来。在二维流中, 这些就是流面, 它们正交于流动平面, 把流动平面切成通常的流线谱。在锥形流中, 相应含义的流面是锥形的, 并且必然流过锥形流的旋涡。锥形流面的参数是由一些曲线展显出来, 这些曲线相交在以旋涡为中心的一个球面上, 只是, 更适合的是画出这些曲线能由投影得到的平面映象。对目前实际应用来说, 更充分的是从旋涡投影到旋涡下游的平面上。这样, 流经锥形机翼的细长体流动的扰动流动整个的区域能描述在这样的平面上, 同样, 锥形涡核所考虑的区域也能描述在这样的平面上。在球上的这些曲线和它们的平面投影都可以称之为是锥形流线。在锥形流线和二维流线之间有物理上的差异, 在定常二维流中, 流线是流体质点的轨迹, 并且连续性条件阻止流线跑到一起去。另一方面, 锥形流线只是形成实际流线和三维流的质点轨迹的空间曲线的投影。连续性没有能做到阻止锥形流线跑到一起去。存在着某些奇点, 像节点和螺旋点, 在这些地方就是锥形流线跑到一起去, 这就是锥形流线谱与二维流线谱最容易区辨之处。关于这些奇点的详细论述, 我们可参考 J. H. B. 史密斯 (1972) 著作。

在我们更详细研究细长机翼上的锥形流线谱之前, 用我们在前面采用的相同方法, 在后掠翼方面, 曾指出二维翼型流动的功能和限制, 我们简要地着眼于某些主要实验数据, 这样, 我们从头就可以完全察觉到锥形流的近似法的有利条件和适合程度, 并且也看到它的限制。同时, 这会暴露出一些问题, 它们都应该得到阐明和理解。

在图 6.10 中, 按照 D. H. 佩卡姆 (1968) 在三角形机翼上低速时的测量结果, 沿展向对不同弦向的压差进行积分, 我们曾画出局部法向力系数 $C_N(x)$ 。在锥形流中, $C_N(x)$ 应当是不变的, 并等于在顶点处的外推值 $C_N(0)$ 。大迎角时, 在顶点的下游区, 我们求得的这个值近似是准确的, 但是在较小的迎角其值低些。这表示出机翼厚度引起偏离锥形一些, 当小迎角时问题更大。这种影响将在下面 6.4 节说明。我们也发现后缘有着大的上游效应: 在后缘库塔条件要求零载荷, 这样在亚音速时, 后缘附近锥形流就不能存在。这种影响也要在下面 6.5 节说明, 但是, 在这种情况下, 要来适当地确定这种很大并很重要的影响, 现在还没有可用的理论。

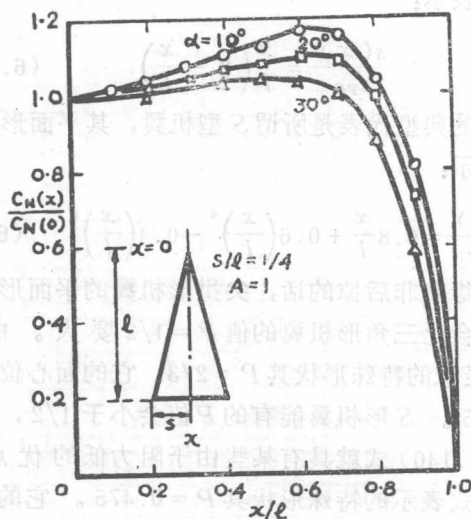


图 6.10 三角形机翼上在低速时的展向载荷积分的弦向分布 摘自佩卡姆 (1958)

图 6.11 表示出在薄三角翼上相当详细的压力分布, 这些是由 D. 胡梅尔与 G. 雷德克尔 (1972) 从多方面的测量结果。图中也给出附着锥形流 (R. T. 琼斯 (1946)) 和完全分离锥形流 (J. H. B. 史密斯 (1966)) 的理论结

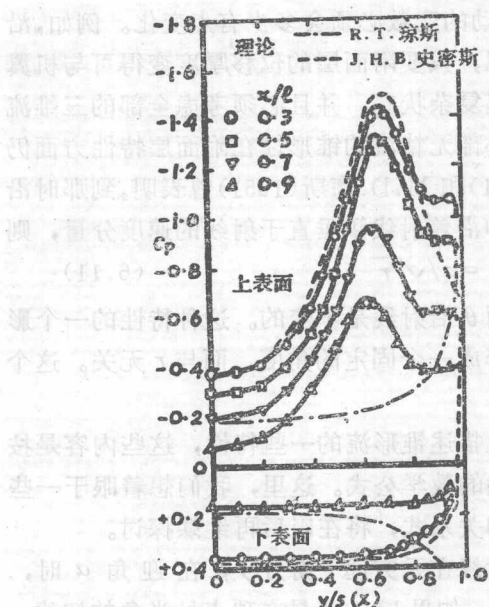


图 6.11 薄三角翼上在低速时的压力分布。 $s/l = 0.25$; $\alpha = 20.5^\circ$ 摘自 D. 胡梅尔与 G. 雷德克尔(1972)

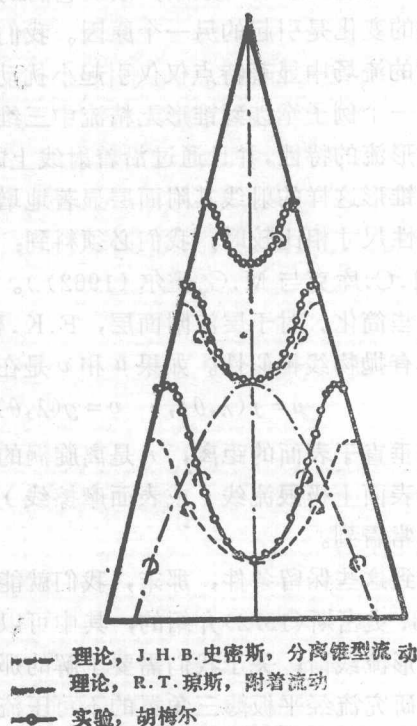


图 6.12 细长机翼上在低速时的附着涡分布

果。我们发现附着锥形流的解是不很适当的；但是，对于分离流动的解，在顶点附近区，给出很好的描述，除在最接近前缘处出现一些影响，还要在下面说明。此外，后缘影响显然明白的：似乎不像影响流动特性，但主要影响压力的实际值。

图6.12表示出三角翼表面上在低速时的附着涡分布，这些是由 D. 胡梅尔与 G. 雷德克尔 (1972) 所作测量结果。其中旋涡矢量是从机翼上下表面附面层的稍外部的速度的大小和方向确定。这些结果还表示出，在顶点附近，锥形分离流理论给出好的近似。在后缘附近也清楚地表明，偏离锥形流。像在图 3.6 中已表明，理论和实践都使我们料到：从后缘脱出一些相反符号的旋涡（即与从前缘脱出的主旋涡方向相反的）。这种特点的影响将在 6.5 节讨论，并在 6.4 节试图排除它。

在图6.13中的另一个例子表明，在细长三角翼上，沿一个卷起涡核中心的轴向速度分量，这是由 P.B. 厄恩肖 (1961) 的测量结果。尽管涡核本身的形状沿着机翼顶点射线的很大长度上观察到是接近直的，在接近顶点区域和在受后缘影响区域看出轴向速度是变化的。下

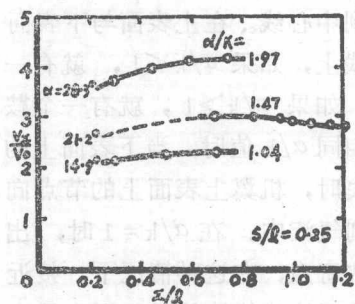


图 6.13 三角翼上在低速时涡核中心的轴向速度 摘自 P.B. 厄恩肖(1961)