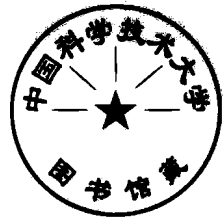


高 雷 諾 数 亚 音 速 空 气 动 力 学

国 外 航 空 编 辑 部

1 9 7 6

高雷诺数亚音速 空气动力学



国外航空技术专题资料
高雷诺数亚音速空气动力学

*

国外航空编辑部
〔北京市第1652号信箱〕

*

内部发行
1976年7月 编号：(外)069

目 录

1. 序 言.....	(1)
2. 参数研究.....	(2)
3. 机翼设计.....	(21)
4. 机身设计.....	(70)
5. 增升系统.....	(81)
6. 飞行品质.....	(96)

高雷诺数亚音速空气动力学

D.M. Ryle, Jr.

1. 序 言

我们会议的主席，李特先生，介绍了洛克希德公司的研究组织，我现在来讲一讲它的发展。我所参加的这个组织以“先行的空气动力学”为名。正因为如此，我们负责洛克希德公司的新机及改型机的气动力研究，当然，也与初步设计和先行设计过程中所需的其它业务有紧密的联系。我们的工作遍及从基本的技术分析到飞行器性能的一般估算。在这两个极端之间，我们关心的是飞机布局的外形，增升系统的研究，部件尺寸的确定，风洞试验和许多其它的问题。从本质上说，我们的工作可以说是获取和应用空气动力技术。我认为在飞机公司中这是最关键的工作。摆在我们面前的是发展初期的空气动力学的所有方面，包括所碰到的问题。在这样的背景下我打算与你们共同来探索我们在处理新机设计中准备遵循的技术和途径，在这些方面我们是缺乏经验的。

为使我的意见适当，我想回顾一下洛克希德—乔治亚公司所遵循的初步设计过程是重要的，这一过程对大多数大型飞机公司可能是典型的。我将用非常简单的流程图（图1）来解

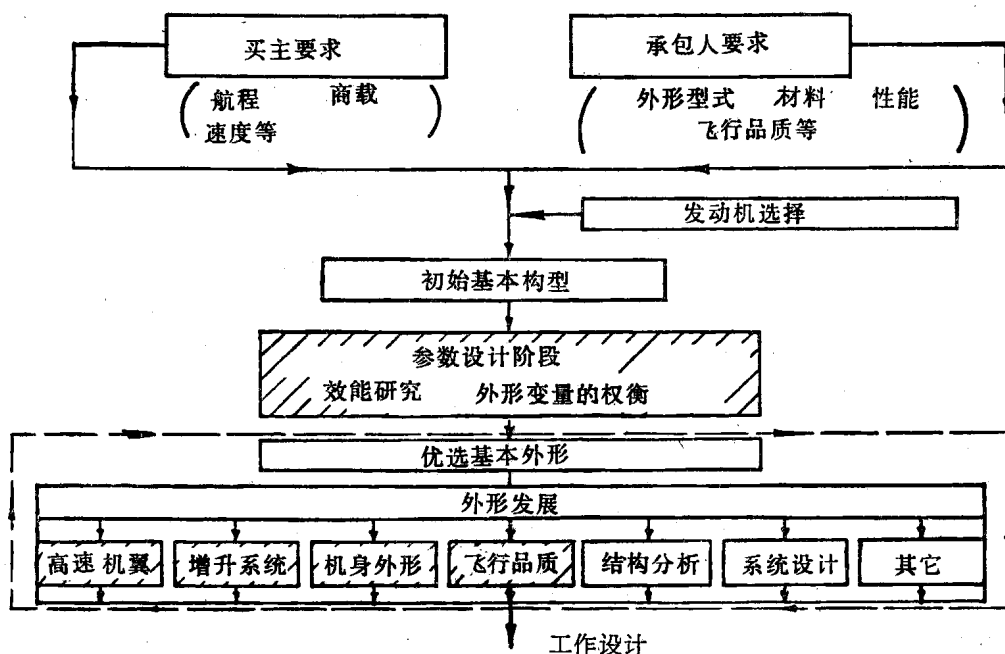


图1 初步设计过程

释。在一个竞争性的企业系统中任何重要的发展努力都首先要考虑到顾主的要求,这是最基本的。对于现实的和潜在的买主而言,在任何飞机系统发展过程中习惯上总是要提出大量的该系统设计所要满足的要求。这些要求通常采取性能指标、可靠性和对潜在的买主说来是重要的其它各种因素的形式。对商用运输机这些要求甚至包括飞机的营业利润。除这些买主要求外,承制商自己还可能对飞机设计提出要求。一般讲,这些要求是基于他关于材料、设计过程、安全飞行要求的经验,以及其它一些他知道对于成功的设计是基本的而可能没有被买主具体开列出来的要求。这些要求的结合使设计集团得以确定该飞机的初步概貌。

第一步必然是作为飞机本身的一部分的推进系统的选择。当然还有许多对飞机来说是重要的其它系统,但推进系统就其重要性来说大大超过其它系统。它本身又取决于现有的发动机和为发动机制造商正在发展中的发动机的可利用性以及其它的因素。

过程中的下一步是形成初始的基准飞机,这种基准飞机将反映根据买主和制造商的愿望和经验而定出的要求和决策。大多数情况下,这个所谓基准飞机的概念不过就是一张初始的三面图。在这一步中已经确定了一般的方向,就可以开始参数设计阶段。我不知道这个参数设计阶段在欧洲工业实践中流行到什么程度,但在美国工业所用的发展过程中它已变得越来越重要。我准备花几分钟适当地讲一讲这个问题。简单讲,这是我们设计研究中这样一个阶段,在这个阶段中我们将研究多种布局参数,决定飞机效能对已确定的某些要求的敏感性,看一看参数的影响,根据效能的某一指标一般地处理一下飞机布局的优选问题。这些研究的结果使飞机形状及其设计途径变得更为明确。也正是在这个阶段,基准布局一般来说已经确定了。基准飞机的机翼平面形状、货舱尺寸、重量、推进系统方案、发动机位置、结构方案等等就将相当明确地被确定。

之后我们进入范围更广,时间更长的阶段,这里我们称之为“布局发展”阶段。在这一阶段中,我们进行风洞试验研究,确定飞机各部件的外形,完成全面设计开始以前对飞机设计而言是基本的无数其它任务。也是在这个阶段中我们常常修正在更早的初始设计和参数确定阶段中的错误。在这个阶段中我们还可能开始研究减轻重量的大纲,这是所有设计集团成败的关键。换句话说,我们面对着早先已经确定的东西的决定和决策。这常常是关系重大的,因为到这个时候我们多半已向我们潜在的买主介绍和许了愿,已经把我们的命运无可挽回地交给了发展计划的顺利完成,如果买主允许着手我们的计划的话。

在已经勾画出的图上你们将注意到几个方块。这些是我下面要和你们讨论的气动力研究题目。在我谈到每一个这类题目时,我打算回答三个基本问题——是什么,为什么和怎么办。“是什么”将是题目内容的简单定义以及我关于它在飞机设计中的应用和限制的解释。

“为什么”打算解释每个题目的目的以及它在气动力设计过程中是如何地重要。“怎么办”将介绍在洛克希德公司解决这些方面的问题时获得的某些经验。不用说,在这些讲演的时间内我自然不能提供关于“怎么办”的任何充分详尽的入门,即使我感到这样做是合适的。我将仅仅触及我们用的方法的几个要点。我还应该说明一点,每一领域的博学处理是超出我能力之外的。所以,我必须信任我的许多同事,在准备下面的讨论中所给与的帮助。

2. 参 数 研 究

我们从讨论参数设计方法开始,因为这是要广泛采用气动力设计技术的早期进行的工作之一。参数设计研究通常包括对飞机方案作一般化的设计评价,此飞机方案中的影响设计及其

性能的各参数可以任意地改变。这种方法的设计分析过程允许以一般形式的重量、气动力、推进系统及其他数据输入。在设计过程中要反映所有这些不同专业中的变化来有效地评价一个飞机方案需要巨大的工作量，这决定了必须采用对设计过程作模拟的计算机模型。然后，按一种预先规定的形式改变所研究的参数，以确定其对飞机设计及性能的影响。图3*列出了在这种研究中曾系统地观察过的一些参数。图的下面是一些在最初阶段曾使用过参数分析方法的机种。在洛克希德公司，我们感到在这里提到的每个机种中，在选择最佳飞机设计方案的外形变量方面，这种方法都为我们有效地指出了正确的方向。

主 要 变 量	独 立 变 量
W/S	机场长度
T/W	有效载荷——航程
A/R	直接使用费用
$\frac{A}{t/c}$	卸货能力
M _{巡航}	
λ	
计 划	
• CX-HL S, 大型后勤运输机 (C-5 A) • 轻型战区内运输机 (短距起落) • 现代化的后勤支援飞机 • 现代化的加油机 • 短程运输机 • 垂直起落轻型运输机	

图 3 典型参数

谈到这里,讨论一下参数分析“不是什么”,以及它“是什么”也许是有益的。不要把它与对一架飞机作系统分析或改进分析混淆起来,它也不是用来规定飞机设计的最后形式。它应只限于指出趋势,以及作效果研究,而不是一个精确的评价。

同时,作为题外的话,谈几点广泛使用参数研究带来的问题。现代计算机技术的出现,以及绝大部分工程技术人员都经过使用计算机的训练,使我们的工程技术人员中有很多人在不同程度上都能使用这种参数研究方法。几年以前,还不可能系统地研究大量的一般化的飞机方案。相对那时来说,现在确实有了一个突破。现在这种可能性是很吸引人并令人鼓舞的。但是在使用这种方法时要警惕一个问题。我们经常发现我们的工程人员有一种“计算机并发症”。就是说,他们具有能力可以写出合适的数学表达式,把它们塞进计算机,得到所有可能的精确到小数点六位的结果,并且从中选择某种对他们一时的兴致似乎是可用的答案。这样发生的问题是,我们的工程人员丧失了某些理解问题及认识主要因素的能力。他们觉得他们现在可以简单地走向计算机,对所有的因素进行评价。我的意思不是说这种计算机方法一定不好,但是应注意防止被工程人员误用来让它成为他们的脑筋,而不是作为一种帮助他

* 原图 2 是标题“参数设计方法”,没有图,故略——编者

们思考的工具。现在我们来谈“为什么”要使用参数设计研究方法，它的功用列在图 4 中。这种方法使我们能在所选择的比较参数(如成本或重量)的任何准则的基础上选择最佳设计，它使我们有可能选择同时满足几个设计要求的飞机方案。说明一下，经常我们设计一架飞机至少要满足几个互不相关的设计要求，如起飞距离和航程(或速度)。如果只要满足这些要求中的一个，那么确定飞机大小，确定推进系统及其他参数相对来说是比较简单的事情。但是会发现这样选出的参数组合不能满足另一设计要求。回过头去选择另一组设计参数的反复过程是费时和费线的。一般化的参数设计方法用任意地改变参数的办法反复循环直至接近设计目标，使我们能同时满足所有设计要求。

参数设计方法的一个可能是更重要的运用，是确定飞机设计特点及其性能、执行任务的能力等对外形几何参数变化的敏感性。特别是机翼平面参数如后掠角及展弦比等更是这样。在外形几何参数的确定中，为了兼顾重量和气动力性能，权衡取舍问题常常是明显的，但也不总是很明显。因此，系统地、前后一贯地评价所考虑的参数变化的影响很有用。同样，了解飞机的评价(性能或成本等)对气动力、重量估计或发动机特性任何变化的敏感度也很重要。例如，这可以在你希望采用一种新材料时，帮助你估计所承担的风险。新材料较贵，但可以减轻飞机重量。用一种前后一贯的方式来估计相对成本的敏感度，你就对使用该新材料的有效程度有一定量的估计。对于有风险的但有希望的气动力技术或采用某种先进的动力装置时你所冒的风险也是这样。因此，参数设计过程使你能建立起进行决策的基础。最后，我们曾经使用这种方法比较过完成同一任务的不同系统，很有成效。作为一个例子，我们最近研究一种大型垂直起落运输机，评价了很大幅度变化的推进系统，如旋翼、倾转机翼、直接升力涡轮风扇发动机及倾转螺旋桨等。这个比较的作用在于：虽然这些数据本身可能不够准确，但是参数研究方法使你能用同一设计约束及同样的基本规定前后一贯地比较不同系统，因此这样的比较应是有效的。

- 可以选择一个“最佳”设计
 - 可以选择一个同时满足所有设计要求的飞机方案
 - 确定设计特点对外形几何参数的相对敏感度
 - 确定性能/成本目标对气动力、重量、发动机特性的敏感度
 - 比较候选系统

图 4 参数设计研究的目的

- 全面定义基本规则
 - 基准几何外形及总性能估价的初步确定
 - 选择参数变量、范围及约束
 - 飞机几何参数
 - 推进系统
 - 结构重量
 - 建立计算过程
 - 设计点的选择

图 6* 参数设计过程的步骤

* 原文无图 5 ——编者

- 主要任务及性能目标
- 次要任务及性能的最小可接受标准
- 气动力、结构、推进技术
- 推进系统约束
- 成本模型的定义
- 其他

图7 研究的基本规则的因素

现在我们转到参数设计“如何”进行的问题，说明一下我们进行这种研究所遵循的过程。开展参数研究必需的五个基本步骤列于图6。现在按顺序讨论每一步骤，并说明其对参数研究的影响。

研究的基本规定一般最少包括图7中列出的几条。第一条是对飞机规定的性能及任务目标。这些一般包括航程或使用半径、起飞距离、高度、速度及其他重要的性能因素。我们经常发现在飞机设计中一些次要任务也起很重要的作用，并影响飞机最后执行任务的能力。例如，对一架战术突击运输飞机，又要求其具有后勤支援或转场能力。这架飞机应按它的主要任务设计成为一架突击用运输机，但是随后又受后勤支援航程要求的约束，需要采用比基本任务更严格的设计。在气动力、结构、动力及其他各专业中采用的技术水平一般是一个基本规定，用来控制输入数据。这通常用对计划发展带来的风险、现有的技术水平、希望改进现有技术水平的愿望的程度及相应的风险等作的决策来表示。一般说来，在发动机系统的可用程度及其他系统上有某些基本规定约束我们，这些也需要在制定数学模型的过程中考虑进去。我

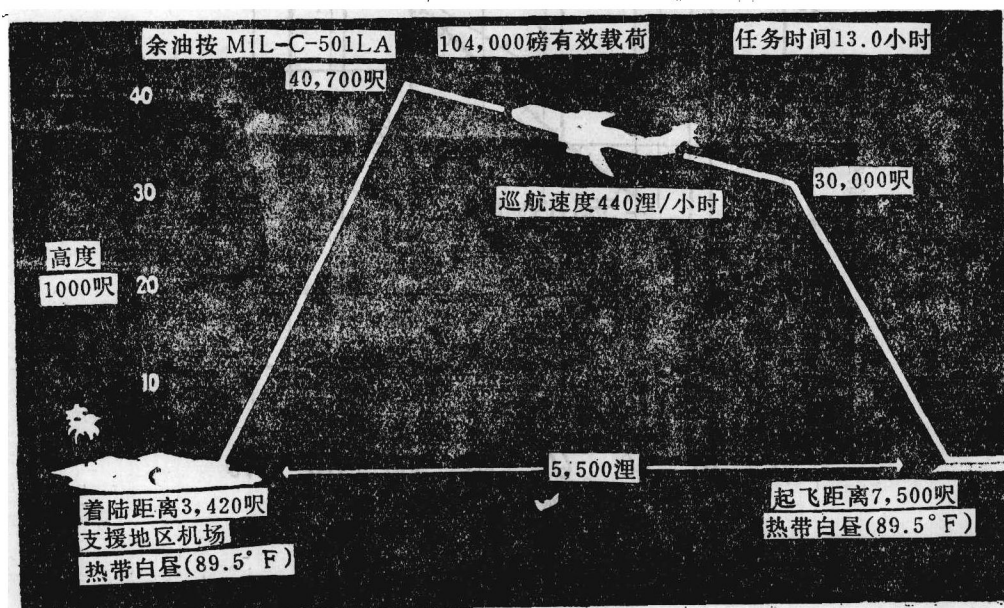


图8 基本任务剖面

们的参数研究常常把成本作为一种效能测度，因而需要规定计算成本的原则。这是一个非常细致的问题，但通常处理得太粗略。另外还有许多其他因素应作为参数研究的基本规定，但继续细谈就太多了，并且一般只对所研究的特定机种才有特殊意义，如对垂直/短距起落飞机的操纵动力要求、输油机的空中加油速度等等。

影响参数研究最重要的基本规定是飞机本身的任务性能。这包括一系列项目。我选择一种货机的参数研究中使用的任务剖面图作为典型例子来加以说明(见图8)。可以注意到对飞机规定了初始高度、5500浬航程、以及初始起飞距离为7500呎。在参数分析中对方案作评价时，这些性能要求都作为约束。所考虑的每种方案都应无例外地满足这一组性能基本规定。在参数研究中另一个原始约束可以是机身货舱的尺寸。图9中作为典型举出使用研究人员所作的关于将机舱的尺寸变化作为有效载荷的函数的一个研究结果。这是一种战斗补给环境下使用的军用运输机的特定例子。当有效载荷沿横坐标变化时，可运送的机械化师及炮兵师的装备的百分数也相应变化。曲线中的转折和跳跃是由于可装上飞机的装备项目的突变引起的。例如，某一给定的有效载荷时可能装不下某种大型坦克，在达到临界有效载荷时曲线就发生跳跃。这种研究用来规定某些几何约束。这些约束通常作为决策输入到参数研究的原始定义及基本规定中。可以用这样的图来规定一个特定的有效载荷，按装下这个指定的有效载荷来决定货舱尺寸。然后，将货舱尺寸及结构要求作为参数研究中的输入加以规定。当然这只是在参数研究中使用的方法的一个典型例子。其他方面也有类似性质的约束。

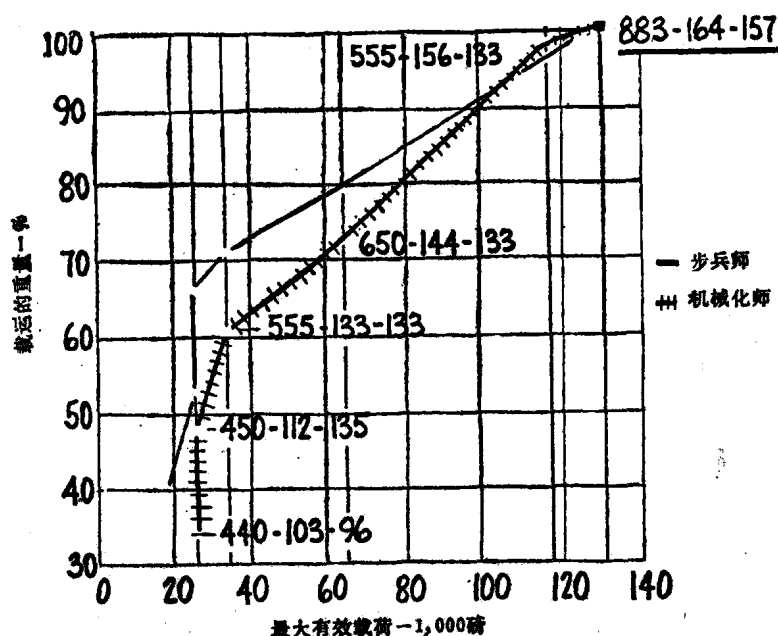


图9 货舱适合性

根部最大厚度 t_{WT} (呎)

$$0.0672 S_W^{0.5}$$

尖部最大厚度 t_{Wf} (呎)

$$0.0224 S_W^{0.5}$$

平 尾

平尾容积/机身容积 K_H

$$1.10$$

平尾力臂长/机身长度 $\frac{a_H}{\rho_F}$

$$0.680$$

面 积 $S_H = K_V / a_H$ (呎²)

$$1.75 h_F w_F$$

(以上尺寸参看机身)

展 长 b_H (呎)

$$2.24 S_H^{0.5}$$

根部最大厚度 $t_{H\Delta}$ (呎)

$$0.0640 S_H^{0.5}$$

尖部最大厚度 t_{HT} (呎)

$$0.0256 S_H^{0.5}$$

垂 尾

垂尾容积/机身容积 K_V

$$0.78$$

垂尾力臂长/机身长度 $\frac{a_V}{\rho_F}$

$$0.532$$

面 积 $s_V K_{VF} / a_V$ (呎²)

$$1.47 h_F w_F$$

(以上尺寸参看机身)

根部弦长 C_{VR} (呎)

$$1.01 S_V^{0.5}$$

尖部弦长 C_{VT} (呎)

$$0.808 S_V^{0.5}$$

根部最大厚度 t_{VR} (呎)

$$0.101 S_V^{0.5}$$

尖部最大厚度 t_{VT} (呎)

$$0.0808 S_V^{0.5}$$

机 身

货舱宽度 w_C (呎)

$$7.0 + 0.083 \rho_C$$

货舱高度 h (呎)

$$8.0 + 0.0415 \rho_C$$

最大宽度 w_F (呎)

$$10.0 + 0.095 \rho_C$$

最大高度 h_F (呎)

$$10.4 + 0.070 \rho_C$$

机头长度 $\rho_N = 1.07 W_F$ (呎)

$$10.7 + 0.102 \rho_C$$

机身长度 $\rho_F = \rho_N + \rho_T + \rho_C$ (呎)

$$34.7 + 1.330 \rho_C$$

浸润面积 S_{wF} (呎²)

$$94 (\rho_C - 7.5)$$

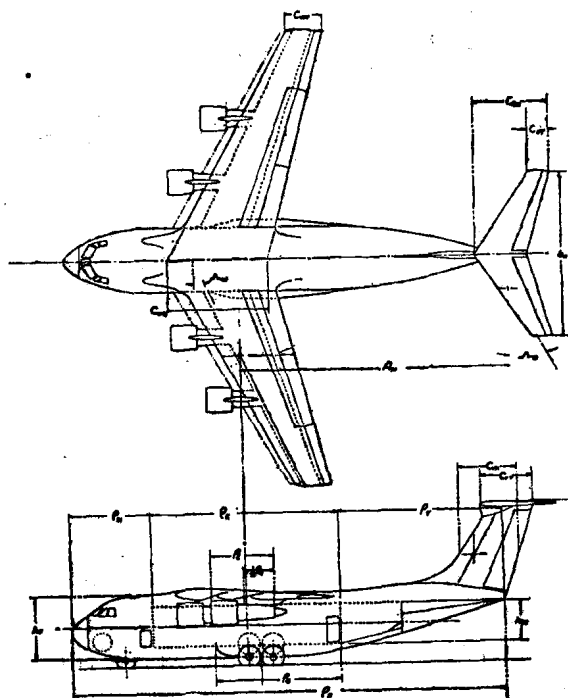
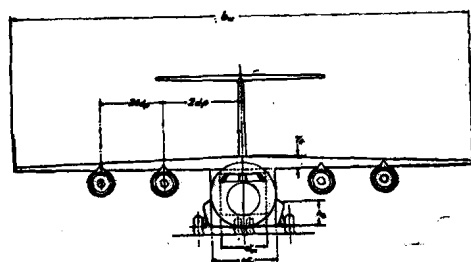


图 10

尺寸和面积

机翼

展长 b_W (呎)

$$2.55 S_W^{0.5}$$

根弦长 C_{WR} (呎)

$$0.560 S_W^{0.5}$$

尖弦长 C_{WT} (呎)

$$0.224 S_W^{0.5}$$

$$C_D = \sum K_o (C_{fe} \frac{S_{wet}}{S_W}) + \sum (C_{Dp} \frac{S_W}{S_{wet}}) (\frac{S_{wet}}{S_W})_{REF.} + \Delta C_{Dc} + \frac{C_L^2}{\pi A R_e} + \Delta C_{D_{TRIM}}$$

<u>COMPONENT</u>	<u>C_{fe}</u>	<u>S_{wet}</u>
机身	0.0025	常数
机翼	0.0032	$K_1 \times S_W$
尾翼	0.0032	$K_2 \times S_H$
机轮舱	0.0032	$K_3 \times S_V$

$$C_{Dp} = f[C_L, (C_{Dp} \frac{S_W}{S_{wet}})_{REF}] \text{ 每个部件}$$

$$\Delta C_{Dc} = f(\frac{1}{c}, \frac{1}{c_4}, AR, M_{CRUISE})$$

$$e = f(C_L, M_0)$$

$$\Delta C_{D_{TRIM}} = f(C_L, M_0)$$

K_o = 粗糙度或保守系数

图11 常规飞机的典型巡航阻力组成

参数研究到了这一步，已经作出了一系列决策，已经建立了基本规定。到这里，必须作出一个基准方案。用这个方案来确定所考虑的外形概念的一般可行性，并用它来帮助我们验证浸润面积以及确定气动参数时要用的其它因素。图10是使用这种方法的典型例子。这是一种战区内的运输机，尺寸是可伸缩的。将机身、机翼、尾翼等几何关系的公式输入到参数分析程序中，以便确定浸润面积。以这种表达方式也可以推导出各部件间的一般几何关系。

建立了基准方案以后，现在可以讨论在飞机设计中用来代表推进系统特性、结构重量、气动力特性及其他因素的一般表达式。一般说来，为了计算方便这些表达式都模式化了。图11是一参数研究中所考虑的常规飞机的典型巡航阻力的表达式。阻力系数 C_D 简单地是公式中五项之和。第一项是蒙皮摩阻，或每个部件的最小阻力。它是浸润面积及你们希望赋与飞机外形的粗糙度的函数。

这个最小阻力（或称为型阻）的一个增量，由公式的第二项代表，再加上一个压缩性项，加上诱导阻力，加上配平阻力，就完成了阻力估计，这是一个相当初步的阻力估计方法，而不应该和特定飞机详细的阻力分析混为一谈。特定飞机的阻力分析是不能用这种方便的一般化方法来处理的。蒙皮摩阻系数 C_{fe} 当然是飞行雷诺数的函数。浸润面积由一个基于前述一般化外形的经验公式计算，对各部件用表中列出的常数 K_1 、 K_2 、 K_3 乘以飞机各面的投影面积。型阻是升力系数或飞机攻角的函数，对飞机的各个部件，其变化的方式是不同的。

我必须立刻指出这种型阻的定义是随意的。这些函数表达方式在很大程度上依赖于负责阻力估计的个别的气动力组的经验。压缩性阻力是机翼几何形状（即厚度、后掠角、展弦比）及飞机巡航M数的函数。“e”是沿用的可信的翼展有效因素。它本身是升力系数及巡航M数的函数，同时是升力分布接近椭圆分布程度的一个相对测度。大部分常规飞机的配平阻力系数通常可以忽略，除非飞机的俯仰力矩特别大。接下去看第12图。这是压缩性阻力作为影响它的几何参数及所考虑的飞行M数的函数的简化关系。在机翼设计中，阻力发散特性起很重要的作用。这里的一般化了的关系不是用作机翼设计用的。但是这些曲线具有相当普遍

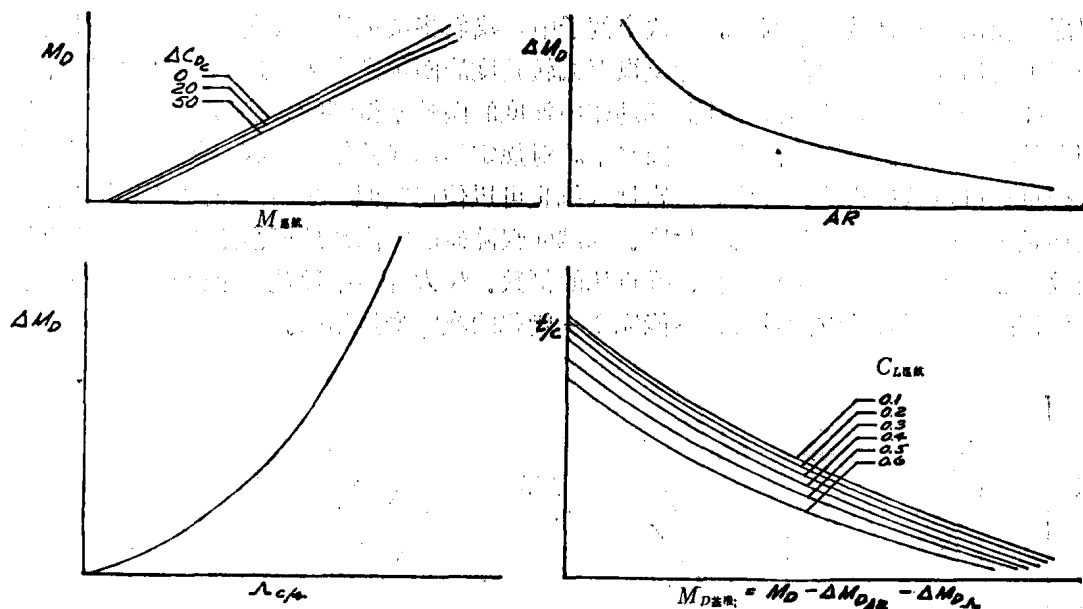


图12 机翼厚度方法

$$C_L = C_{L_0} + \eta C_T \sin(\alpha + \delta_j) + C_{L_R} \cdot f(R) \cdot f(\delta f)$$

$$C_X = C_{X_0} + \eta C_T \cos(\alpha + \delta_j) - \frac{C_{L_R} (2C_{L_0} + C_{L_R})}{0.8 \cos^2 \Lambda \cdot \pi \cdot R}$$

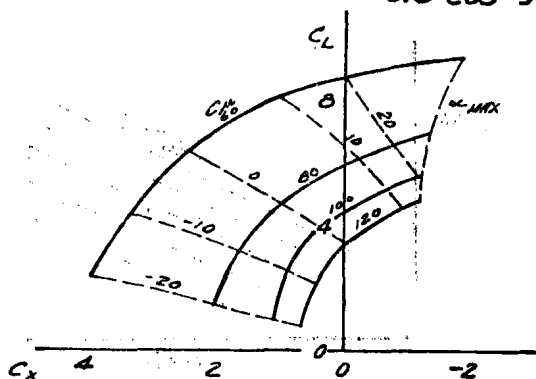


图13 短距起落飞机典型起飞升力-阻力组成

的性质，可以在技术水平改变时或阻力发散改变时改变这些曲线，而且是可以用来评价机翼设计中采用的不同技术水平的手段之一。

气动力模式中另一个重要的组成部分是低速时由增升造成的阻力的组成。图13是具有外吹式动力增升的运输机的升力及阻力系数的关系(阻力指轴向力)。升力和阻力都是吹气动量系数 C 的函数，而后者简单地是推力被 qS 除。这个和动量系数的依赖关系，对确定这种飞机的起飞着陆性能提出一个不平常的问题，因为气动力系数随速度急剧变化。因此，对真正的短距起落飞机，试图将其具有高机动过载的起飞航线表达式一般化是很困难的。对于这类飞机，如果希望在参数研究中使用起飞性能计算过程，我们发现需要更进一步将起飞性能计算过程都一般化。图14是一个例子。在这个例子中，我们将预定的起飞安全余量及爬升航迹下的起飞距离用飞机的翼载荷、推重比及襟翼偏转角度的函数来表达。这些一般化的曲线中的每一曲线是从研究起飞距离作为起飞动作中速度的函数来得到的。然后可以将这些数据输入到参数程序中，代表起飞性能的不同水平。对规定的起飞性能，为满足此条件所要求的翼载及推重比可以从这些曲线选取。对常规飞机也可以使用类似的思路，但过程没有这样复杂。图15是一个例子，表示临界机场长度、飞越50呎障碍的距离及地面滑跑距离作为横坐标量的函数，而横坐标是一个由翼载荷、推重比的倒数、最大升力系数及一个修正因素组成的指标，修正因素是考虑展弦比及其他不能完全一般化的次要变量用的。

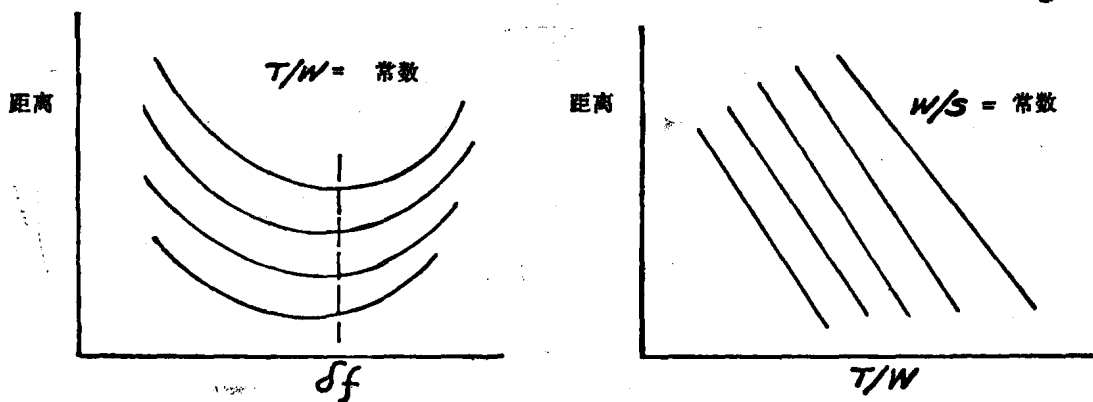


图14a 短距起落起飞性能

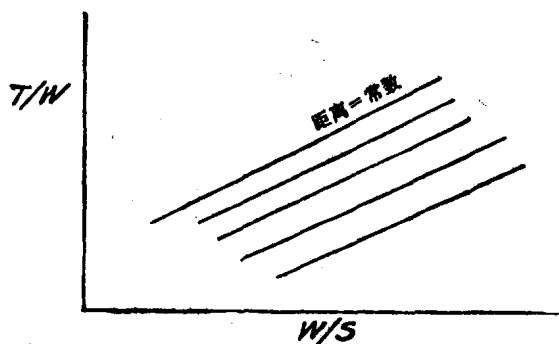


图14b 短距起落起飞性能

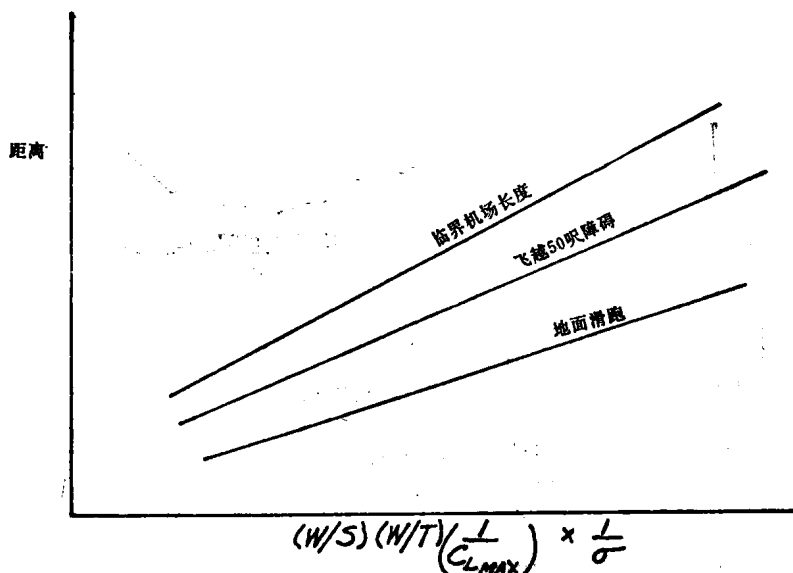


图15 常规飞机一般化的起飞性能

谈过这些典型的气动力输入之后，现在我们转向结构问题，并总观一下建立参数重量一般使用的数据类型。图16中我们分析尾翼重量，即平尾每单位面积的结构重量(磅)。经验证明它一般在俯冲速度下是严重的，因此表示为俯冲速度的函数。可调平尾一般比固定平尾要重些，虽然我的意思并不是说固定平尾是一种更有效的尾翼。图17是典型的机翼参数重量和影响机翼结构重量的多种因素的函数关系，这些因素包括翼面积、展弦比、厚度、飞机重量、后掠角、尖削比等。图中有一根检查公式正确性的相关数据比较图线，包括范围很广的多种飞机，有低速的也有高速的，飞机大小从C-130型到C-5型。将这些参数重量计算关系放进参数研究的重量子程序中，使对任意的飞机方案都可以算出重量。

参数方法的优点不仅在于可以很快得到飞机应有的大小，比较各设计方案的特点，还在于能将方案分析过程深入一步，确定特定飞机的效能测度。效能测度一般是指飞机的成本。我们在很多情况下采用成本效能来比较各方案的寿命期成本，即在一个指定的寿命期内飞机的研制、生产、购买、使用成本。

飞机的寿命期成本模型是一个计算机程序，用来确定抽象了的飞机的寿命期成本。飞机寿命期的三个主要阶段是研制、购买和使用。这个模型和成本估算关系(Cost Estimating Relationships)一起计算48个成本因素。这些成本估算关系取自三个来源：

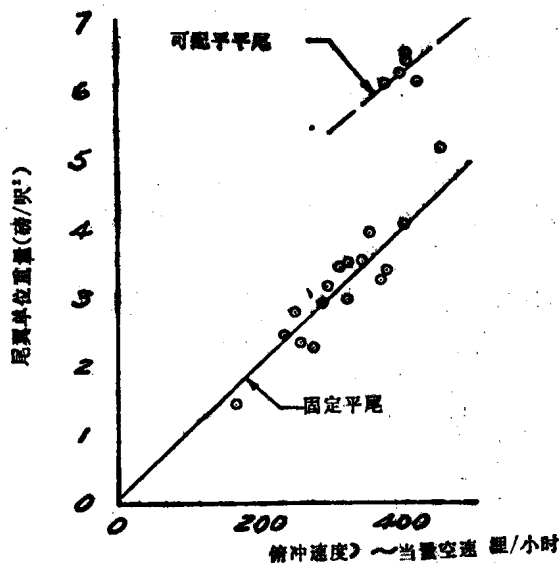


图16 典型尾翼单位参数重量

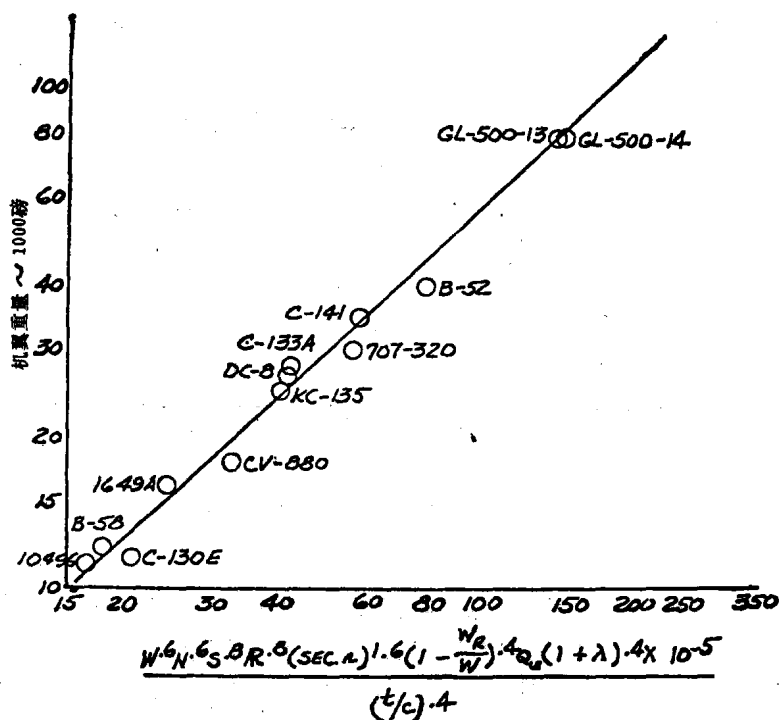


图17 典型机翼参数重量

RAND RM-4845: 飞机机体成本估算关系, 1966年2月。

莱特柏特生空军基地(WPAFB)系统工程组报告: 货机的成本模型, 1965年11月。

洛克希德公司前期运输机的经验。

机体结构生产成本用兰德公司的成本估算关系。机体结构的研制及试验成本是基于洛克希德公司的经验。模型结构、发动机采用的“熟练曲线”方法及有些后勤成本的估算关系取自WPAFB报告。发动机的研制及第一台成本以及“熟练曲线”的斜率, 一般地基于发动机公司对特定发动机的估计, 输入到模型中。

对飞机寿命期成本中包含有机体研制及生产成本的部分, 曾用这个模型计算出的结果与C-130及C-141机体成本的历史数据作过比较, 以验证模型的有效性。

这个模型需要输入的数据有:

飞机最大总重

飞机机体主机厂(AMPR)重量

电子系统重量

飞机在某一高度上的最大速度

每飞行小时的耗油量(加仑)

和平时期每机每年飞行时数

每飞行小时维修工时——基地，机体
 每飞行小时维修工时——基地，动力系统
 每飞行小时维修工时——库存，机体
 每飞行小时维修工时——库存，动力系统
 每一飞机上每种不同的动力装置台数
 每种不同的动力装置的研制及不可回收工夹具成本
 每种不同的动力装置的第一台成本及“熟练曲线”斜率。

除以上数据外，还需要输入大量其他成本因素，如每年工资额、训练成本等。但是这些因素不是经常改变的，因此作为半固定储存输入，一般不对每种飞机重复输入。

成本模型的输出是以下各种成本因素每一种的总和：

研 制	购 买	使 用
研制试验和鉴定	投产费用	人员工资及津贴
机体研制	机体——主机——承包方供应	燃油、滑油及润滑剂
发动机研制	的设备 + 国家供应的设备	改装训练
电子研制	推 进	补充备件
地面设备研制	电子设备	其他设备及供应
训练设备研制	次要项目	库存状态维护
试验规划	特殊地面设备	设备维修
外形管理(模线样板、数控等)	备件	基地使用及维护
基本工夹具	训练设备	
机体试验件——主机	技术数据	
试验飞机——推动——电子	其他费用	
次要项目		
特殊地面设备试验计划		
备件试验计划		
训练试验计划		
技术数据		

可以对五种不同的飞机数量计算出获得成本及使用成本。一般购买架数比使用架数要多一些，因为有订货、储备及消耗问题。研制周期加上获得周期，再加上10年使用期即为总寿命期。

现在用一个起飞过程来说明我们在飞机分析中所用计算的方式。图19中非常复杂的流程图不过是表达为了得到图下方的输出在计算机中所完成的数学步骤。我想你们如果现在尝试去寻理出计算线索可能会弄不清，可以在有空时再细看。

图20这个大为简化的框图描述我们对一种短距起落飞机作参数研究时使用的整个计算过程。图中每一个框代表一个类似19图的子程序或子程序组。图中左边是参数程序的输入因素。任务变量包括如满足特定要求所需的起飞距离、使用半径及其他。推进系统变量应确定所考虑的发动机类型及发动机的一些适当的性能数据。飞机变量一般是准备作参数分析的那些项目，在这里可能有翼载荷、展弦比、后掠角等。流程图中上部一枝线是确定作为航程或活动