

# 几种飞机的气动 设计特点



国外航空编辑部

1975年3月

## 目 录

|                                 |      |
|---------------------------------|------|
| A300B 机翼的空气动力发展 .....           | (1)  |
| 洛克希德 S-3A“海盗”飞机的空气动力设计与发展 ..... | (19) |
| DC-8 飞机的飞行特性 .....              | (34) |
| 日本 PX-S 短距起落水上飞机的设计 .....       | (46) |

# A300B 机翼的空气动力发展

## 前言

A300B，或称“欧洲公共客机”(European Airbus)，是一种国际合作的设计方案。豪克西得利航空公司在欧洲公共客机工业公司(Airbus Industrie)中负责设计和制造机翼。现在机翼设计已大大提前，第一付机翼已于 1971 年 11 月交付图鲁兹。

在叙述这一飞机机翼的空气动力发展时，必须叙述选定 A300B 以前的过程，因为空气动力设计基本原理是在选定 A300B 之前确定的。将特别引用以前设计 A300 的文件并以较少篇幅涉及在法国南方航空公司、德国空中客车公司和英国豪克西得利航空公司技术讨论开始之前考虑过的设计。

## 2. 主要空气动力设计的确定

### 2-1 机翼外形、后掠角、相对厚度和展弦比

机翼的基本外形当然是由飞机的确定任务所规定的。以欧洲飞机制造商的合作而奠定基础的空中客车的概念，自豪克西得利航空公司开始参与时起，即成为一种涡轮风扇式飞机，比当时使用螺旋桨的类似机型和中程飞机快，在 350 至 500 哩航程内飞行时有最好的经济性，这一航程显然比要求的最大航程短得多。

这种飞机的场上性能以适应大部分欧洲经营者已提供服务的航线为目标。进场速度被限制，因为对于现时其他设计和在服务中的某些飞机实际采用的大进场速度有很多怀疑。

把这些要求用于机翼设计时，有两个另外的因素对我们提出的设计有显著影响。第一，如果在国际标准大气 +10°C 或 +15°C 下，巡航马赫数很低的话，那么在国际标准大气温度下的有效巡航马赫数对经营者没有很大价值。欧洲夏季运输量是最繁重的，如果飞机在航路上由于速度慢而不能按时刻表飞行，那么闲置的飞机就不能得到使用的好机会。因此，早期决定机翼设计在不少于国际标准大气 +10°C 下有好的性能，在与竞争飞机的速度比较时要记住这一点。

第二，规定实际巡航速度或马赫数和最大许可巡航速度或马赫数之间的不必要的差别是浪费，因为这意味着非常薄而重的机翼。

这样对于机翼的要求是能做到  $M_{Mo}=0.84$  和阻力发散的临界马赫数 ( $\Delta C_D=0.002$ ) 不少于  $M=0.83$ 。设计最佳化的研究表示，飞机应有两台发动机和展弦比在  $7\frac{1}{2}$  至 8 之间。考虑到上仰问题(见后面参考文献 1，但仅与真实飞机比较)，故选择  $1/4$  弦后掠角  $28^\circ$  和展弦比 7.72。虽然这一上仰关系不一定是“不变的自然规律”，但结合必要的相对厚度(它不得过薄)而选定的后掠角势必使机翼接近结构的最佳组合情况，实际上比大多数飞机厚(10.5%)，我们认为比大多数竞争飞机更接近最佳组合。

### 2-2 发动机位置和后缘铰结

倾向后掠角  $25^\circ$  或更大一些的所有研究工作表示，考虑起落架位置要减少内翼后缘的后掠角。这是一个兼顾某些其他空气动力和结构问题的例子。加厚翼根(一般要进行翼根处理

以避免过早的压缩性阻力)与伸延翼根弦长很好地结合起来,就可以避免  $t/c$  值过大,也不必采用“老式”的卷边整流带。

表 I

|                                                                                     |                              |
|-------------------------------------------------------------------------------------|------------------------------|
| $C_{LD6} \simeq C_{LDS} \sqrt{1-M^2} - t/c$ $= 0.5 \sqrt{1-0.72^2} - 0.12$ $= 0.23$ |                              |
| 此处:                                                                                 |                              |
| $C_{LD6}$                                                                           | 所谓“层流范围”中部 $M=0$ 的设计 $C_L$ 。 |
| $C_{LDS}$                                                                           | 以等速流过上表面前部的 $M$ 数下的 $C_L$ 。  |
| $t/c$                                                                               | 厚度弦长比,“层流范围” $C_L$ 一半的近似值。   |

在较早的设计方案 A300 上, 铰结的部位与空气动力学家预感的地方相去甚远, 机翼实际上是这样一种内翼, 由于制造上的理由其内翼与切平面母线只有很小差别。这一位置及其相关的发动机位置曾被批评为在减轻机翼弯曲力矩和决定垂直安定面尺寸之间不是最好的折衷。

但已证明有这样的好处: 我们只须在前梁前面定出一个附加控制点, 即可形成较大展长的内翼母线系统。这样, 由于避免了在主翼盒结构上出现任何额外交点, 故没有致使折衷失效的明显的重量损失。

2-3 增升系统

强调短航程经济性意味着巡航高度不要太高, 因此就巡航要求而论, 可采用高翼载。这一点, 再加上进场速度要求, 意味着在适当的着陆  $C_{Lmax}$  值范围内,  $C_{Lmax}$  越大越好。但是有两个附加要求: 应避免采用太危险的操纵技术; 增升系统不应引起起飞爬升阻力或大马赫数特性有任何不利影响。

为了避免采用太危险的操纵技术, 排斥了全扰流器横向操纵的任何尝试。也排斥了用下偏外副翼, 因为这种方案效率低并且会增加不利偏航, 而下偏副翼一般比不增加  $C_{Lmax}$  的非下偏副翼翼展大得多。采用扰流片和副翼组合操纵系统, 维持扰流片功率和副翼功率于适当比例, 有可能减少外副翼翼展, 使襟翼外端位于 84% 半翼展处。在所选定的展弦比下, 外副翼的反逆速度太低, 不宜于高速飞行, 故可在原来为了避免发动机喷流影响而断开的襟翼空挡中合适地安置一付内副翼。

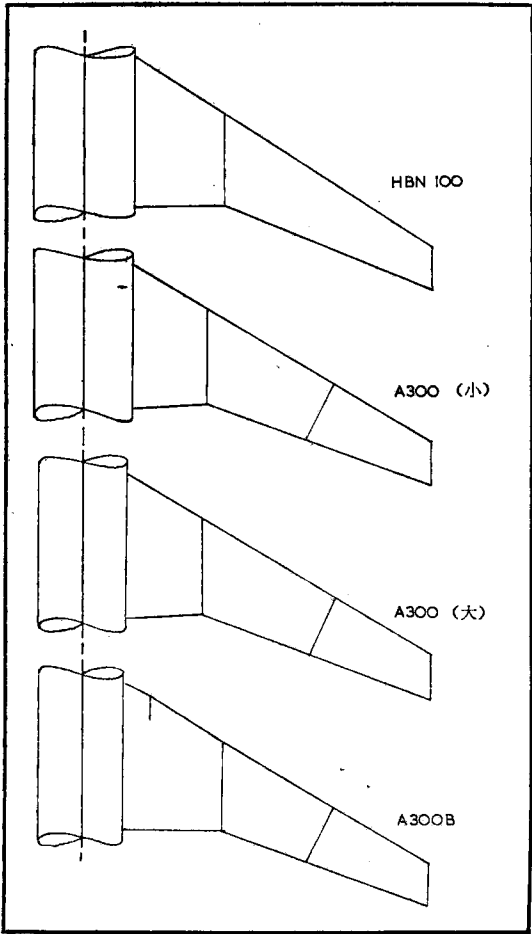


图 1

机翼上扰流片式操纵面也要求能充当减速板和降升板,以改善机轮刹车效率。

### 3. 高速设计详情

#### 3-1 剖面的考虑

##### 3-1-1 后部加载概念

在翼型后缘附近承受相当可观的载荷当然不是新问题。NACA6系翼型(弯度线 $a=1$ ),在非粘性流中,后缘负载 $\Delta C_p$ 等于“设计”升力系数。甚至旧的4位数字系列弯度线和其它用几何导出的弯度线,在十分靠近后缘处也负有可观的载荷。但是,翼型设计从“层流低马赫数设计”转变到“音速屋顶式”,“设计升力系数”的意义也变了。这最好由一个很粗略的例子来说明。试考虑一个 $t/c$ 约12%、音速屋顶式压力分布、 $C_L=0.5$ 、 $M$ 数约0.72的翼型。在NACA6系中,粗略地说,设计 $C_L$ 为:

$$C_{LD6} \approx C_{LDS} \times \sqrt{1-M^2} - t/c = 0.23$$

这一表达式是不精确的,因为

(I)更严格地说,马赫数因子应包含表面斜率项,

(II)即使略去那些项, $\sqrt{1-M^2}$ 也不是十分正确的,

(III) $t/c$ 只是“层流范围 $C_L$ ” $\div 2$ 的近似值,层流范围也是厚度分布的函数。

后部加载概念,如豪克西得利航空公司发展的,包含后缘非粘性流 $\Delta C_{PTE}$ 的采用,更典型地在 $\Delta C_{PTE}=C_{LDS}$ 等级或者甚至更大些,比 $\Delta C_{PTE}=C_{LD6}$ 引起的载荷大。

HS. 121三叉戟和H.S. 125的剖面设计都是在接近后缘有适度载荷,在非粘性流中 $\Delta C_p=0.2$ 级。从这些飞机到空中客机的十年之间,豪克西得利航空公司完成了以诸如DH 129, HS. 681和D031等垂直起落运输机为目标的大量设计和研究工作。这一工作大部分是在剖面厚度大约14%和要求在适度大马赫数下非常大的巡航升力系数下进行的。当然它们的厚度太厚不利于获得大的巡航升力系数。豪克西得利航空公司的Avro-Whitworth和赫德兹尔德分公司设计了并在国立物理实验所二元风洞试验了几打翼剖面。改变后缘载荷的程度作为增加在给定马赫数和 $t/c$ 下获得的音速屋顶式压力分布 $C_L$ 的方法。立即明白,任何这样的改善,与其说用以改善 $C_L$ ,不如说改善设计马赫数,除非升力系数非常小。对翼型选择的进一步研究和Wilkinson揭示,只要要求的升力系数不是太小,上表面屋顶长度比如说50%,用NACA64厚度分布比NACA65厚度分布获得在给定 $M$ 时的 $C_L$ 或者在给定 $C_L$ 时的 $M$ 的较好值。

这“参差的屋顶”特色形成应用于A300B后部加载概念的第二个因素。

##### 3-1-2 前缘设计

当空中客机翼型剖面设计工作开始时,由皮尔赛引入的“尖峰前缘”概念,随着Wilby有系统地努力,进入发展的第二阶段。

也在三叉戟年代之后,在豪克西得利赫德兹尔德的增升研究表示,为了在缝翼张开时得

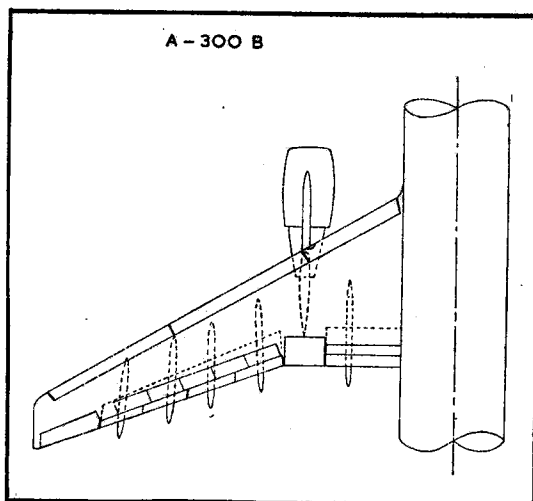


图 2

到较大的低速  $C_{L\max}$  值, 必须有当缝翼闭合时也有较大的低速  $C_{L\max}$  值的翼型剖面。当我们将要开始设计时, 似乎值得考虑将大的低速  $C_{L\max}$  和“尖峰”高速特性结合于一个前缘, 并决定进行尝试。图 3 是在高速下获得的成果说明。图 3 的数据实际上是从最后机翼的三元试验中得到的。

这些剖面的设计特点概括于图 4 上, 此图也指出空中客机之前的发展历程。

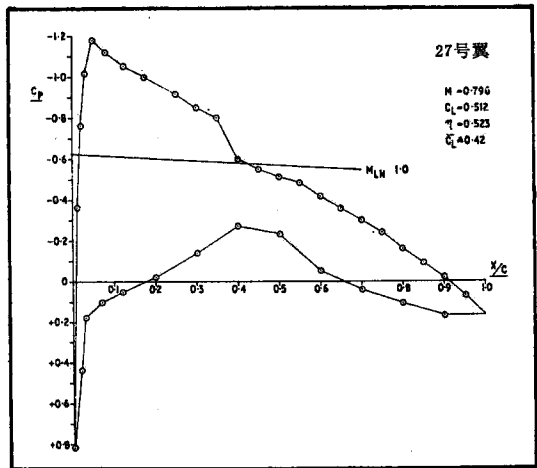


图 3

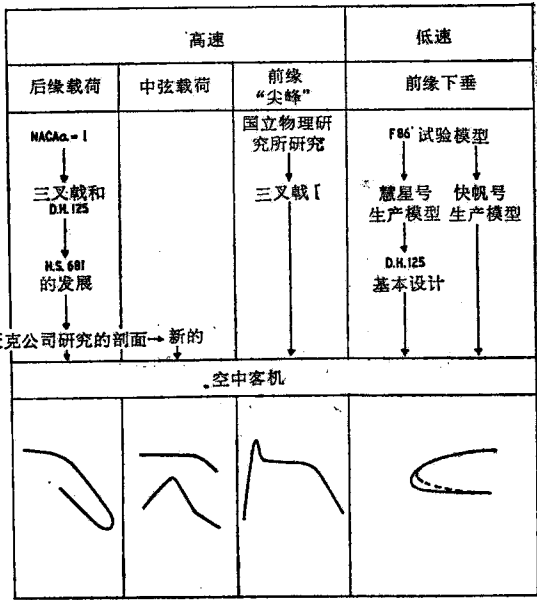


图 4 翼型特点

### 3-1-3 二元的发展问题

表 II 是二元试验的预定程序表。试验拟在当时尚在建造中的 ARA 二元风洞中进行, 而那时空中客机翼型设计工作在赫德兹尔德已经开始搞了。选择此风洞是因它能提供雷诺数  $6 \times 10^6$ , 而豪克西得利航空公司早期试验研究剖面用的国立物理实验所的风洞, 雷诺数刚好低于  $2 \times 10^6$ 。

表 II 空中客机二元发展程序表

|                                                                                                                                                                                   |
|-----------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|
| (1) 三叉戟 IEWX 210 剖面试验, 比较风洞和飞行数据。<br>(2) 带基本(不下垂)前缘的 AB <sup>5</sup> / <sub>4</sub> 试验。<br>(3) 加前缘下垂并试验。<br>(4) 如必须, 加以修正和重新试验。<br>(5) 初步方案确定。<br>(6) 继续设计和对方案各个方面未定问题进行全部风洞大纲试验。 |
|-----------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|

空中客机剖面设计工作在赫德兹尔德是从 HBN100 开始的并且继续进行至 A300。1966 年 7 月 19 日, 将 AB<sup>5</sup>/<sub>4</sub> 带基本(不下垂)前缘的剖面座标提供给英国皇家科学研究所, 因为他们希望做一个二元模型进行大雷诺数试验。

当设计有待于克服在国际合作事业中很可能发生的各种政治障碍时, 在可能“放弃”或可能不太急切的情况下, 此时我们可以做的最好的工作是将程序表第 4 项列入专题。当等待着



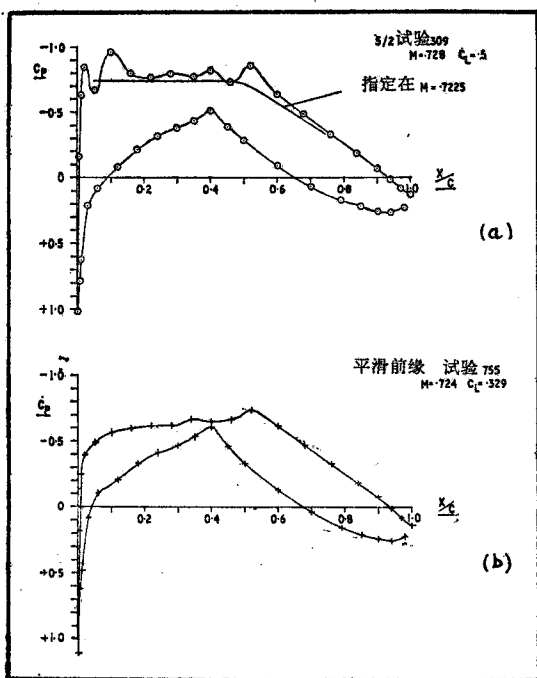


图 5

16 个支枢点，对制造必须的额外座标是用几何内插法得到的。

为了改善这一情况，决定将空气动力设计大纲从 16 个支枢点改为 32 个。AB8/5 部署了 32 个支枢点设计，此设计具有 AB5/4 同一指标的压力分布。同时我们同各方面权威讨论过平滑问题，接受了应考查表面曲率图的建议，表面曲率是从各种计算机“内插法”得到的。

但是，我们的问题不是论证平整度不好，而是一个知道如何标定座标的问题。唯一可用的平滑方案是对连续多项式重复舍去“误差的最小二乘方”和用交替点的交替系的内插法重新计算。这些方法都不是满意的。因为两者都在消去预定消去的地方的同时也把不希望消去的消去了；两者都改变厚度弦长比，重复内插法不能得到完全收敛的结果，除非翼型的任何特征都被消除。

因此，我们必须作出我们自己的用手算的平滑方法。这包括绘出表面座标的二次差分对支枢点号数图。座标可以只参考此图校准，校准时使用相似于用在张弛作用中的一系列原理。当得到平滑的二次差分图时，每一点的连续修正可以叠加起来并应用于表面座标。图 6 展示一个例子，但应注意此例是对厚度的，所以对表面座标一定要进行最后核对。二次差分图有各种有趣

都是等速分布)，下表面的压力分布要引入一个“小波动”的修正，任何将表面座标分解为厚度和弧线并用不同方法处理的原理，一定预示在上表面压力分布上有一个“小波动”，即使上表面座标与给出预定的上表面等压的座标一样。

下表面陡斜的压力梯度刚好在预定的上表面空气再压缩之前，构成了下表面压力“波动”，此“波动”决不是小的！5 号模型是消除 AB5/4 上表面弦线中点压力峰值的修正模型。

冒发展程序发生问题的危险去修改计算机程序似乎是轻率的。在计算机使用期间经常发生“不希望的”问题是一件遗憾的事，匆忙中不能改变任何事物。因此，R.洛克建议一方面对厚度，另一方面对弯度都采用共同的马赫数函数，现在这些已普遍采用了。

第二个问题，平滑度普遍不好，当它最初出现时，就认为是由于设计大纲只计算了

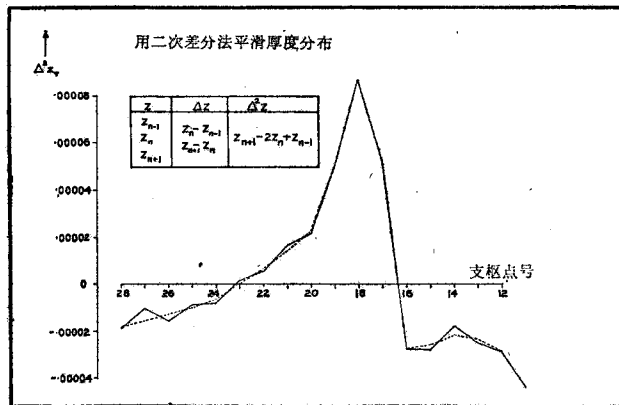


图 6 用二次差分对厚度分布的平滑

的特点, 如对某一表面的曲线下的面积代表前缘半径。

从表Ⅲ可以明白, 甚至在那时候我们也不能做到首次平滑。这是从关于屋顶区域背部“多平才算平滑”这一问题引起的, 在此区域先前是有过麻烦的。我们尝试根据二次差分图对假定可用的翼型鉴定其座标。结果我们由内插法得到的这一翼型的支点座标而也不怎么好。

图 7 表示在二元试验期间尖峰特性的改善。顶上两个例子并非特别对尖峰特性设计的, 第一例有某些制造误差而在第二例中已经改正。第三例是第一次尝试采用尖峰前缘下垂 (前缘下垂 2)。第四例是在二元试验大纲结束时获得的标准设计。

压力分布仍然不是想象那样平滑, 但在亚临界实验情况中不平滑度是与由检查揭示的制造误差相联系的。因此, 可以由此判定机翼发展应继续在三元中进行。

### 3-1-4 二元保险设计

前缘下垂 6, 14 和 16 是与选取的前缘下垂 2A 相比较的为改善低速  $C_{L\max}$  的一系列前缘设计的成果。如图 15 所示, 它们是成功的。但是, 理论压力分布说明了关于尖峰特性不如前缘下垂 2A 的原因。前缘下垂 14 在低速时很好但尖峰特性特别坏。在较后的日子进行了比较 2A 和 16 的重复试验, 以考核早期试验中的特性差异真实与否。

### 3-2 三元的考虑

#### 3-2-1 一般考虑

如从奎谢曼·韦伯以及其他人的研究工作中所熟知的, 后掠机翼上必需进行剖面修形或机身缩腰, 或者兼而采取两种措施, 以避免过早出现激波, 原因是后掠翼翼根处的后掠效应较差。但往往又希望避免机身缩腰和限制机翼的“翼根处理”。如所熟知, 这一般是加厚翼型前部, 减薄其后部, 减小弯度和相对于机翼外段增加翼根安装角。但减薄翼型后部不大切合实际, 因为那里要容下起落架支柱, 机翼弯曲应力又往往是集中在后掠翼翼根后梁附近, 而且外翼翼剖面的后部已经是够薄的了。

由于机翼结构在负载下有弹性变形, “飞行状态下”的机翼形状与无应力或“装配”条件下的机翼形状是不同的。对大展弦比机翼还需计及弹性变形的扭转效应。在空中客机机翼设计和发 展大纲中采取的原则是按照 1g 飞行的形状设计机翼, 但在少数几个翼段上将扭转分解成直母线体系; 模型可做成 1g 飞行形状, 模型的弹性变形可忽略不计; 将计算的飞机弹性变形从模型形状中减去即可制造装配形状, 在每三个翼段上用直母线使装配形状与此计算形状达到“最好的吻合”。图 8 表示最后设计的这一情况。其实在英国皇家科学研究所制造的 1 号翼模型同上面所说的有些差别, 允许模型弹性变形, 也造了两个“装配”形状 的模型, 其理由下文再谈。

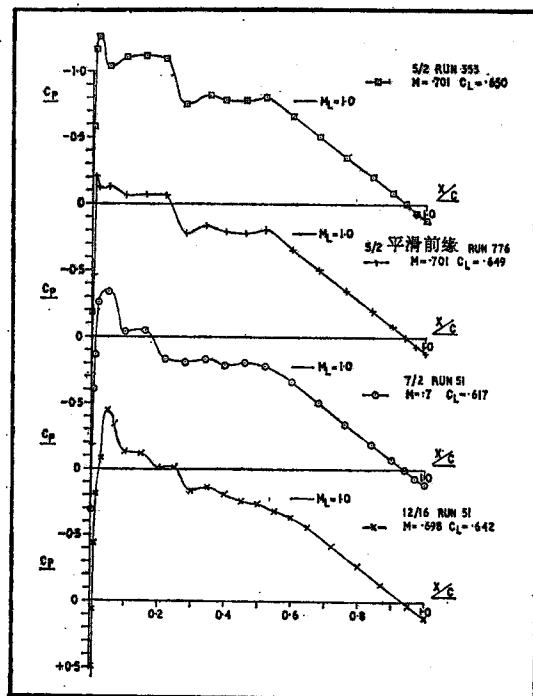


图 7

### 3-2-2 设计和发展

如豪克西得利航空公司所设想的，因为周期和成本效率的原因，高速机翼模型发展大纲包括一系列在赫德兹尔德  $2 \times \frac{1}{2}$  呎跨音速风洞试验的大约比例 1/80 的半模型，随后在 Bedford ARA8×9 呎跨音速风洞进行更大(大雷诺数)的全模型试验。明显地法国南方航空公司和德国空中客机公司必须在豪克西得利完成机翼发展前得到模型，这些模型是那时可得到的最好标准。加之，模型要由支持此设计的政府的技术顾问单独进行试验。

在早期得到“行政上”及时同意进行飞机设计是非常需要的。为使这一局面提前和为使空

表IV

机翼号码索引

| 机翼号     | 飞 机     | 模 型 | 附 注                  |
|---------|---------|-----|----------------------|
| 1       |         | 是   |                      |
| 2       |         | —   |                      |
| 3       | HNB100  | —   |                      |
| 4       |         | —   |                      |
| 4½      |         | —   | 应力数据(初步的)            |
| 5       |         | 是   |                      |
| Lodfz   |         | 是   | 双曲翼根                 |
| 6       |         | 是   |                      |
| 7       |         | 是   | 保险设计 6号翼较小前缘下垂       |
| 8       |         | 是   |                      |
| 9       |         | 是   |                      |
| 99(RAE) | A 300   | 是   |                      |
| 10      | (小)     | —   | 分配给D, O, 起落架         |
| 12      |         | 是   | 减少 $C_{MO}$          |
| 13      |         | —   | 保险设计                 |
| 14      |         | —   | 保险设计                 |
| 17      |         | 是   |                      |
| 18      |         | —   | 设计不完整                |
| 19      |         | 是   | 保险设计                 |
| 11      |         | —   | 12号翼换算到大的绝对升限        |
| 15      |         | —   | 11号翼加D、O, 更改         |
| 16      | A 300   | 是   | 11号翼的装配形状            |
| 20      | (大)     | —   | 17号翼的装配形状换算到大的绝对升限   |
| 21      |         | 是   | 17号翼换算到大的绝对升限        |
| 22      |         | —   | 17号翼, 低的当量空速形状       |
| 23      |         | 是   | 17号翼的发展              |
| 24      |         | —   | “例如”仅为装配             |
| 25      | A 300 B | 是   | 23号翼无额外绞结            |
| 26      |         | —   | 27号翼的装配形状            |
| 27      |         | 是   | 23号翼, 增加½° 机翼——机身安装角 |
| 28      |         | —   | 重新规定的 27 号翼的装配形状     |

气动力部门领先于设计，空中客机机翼的空气动力设计在赫德兹尔德是在 HBN100 时期开始的。

在 A300B 发展期间，机翼设计引用数码系统表示。号码从 1 号排列到 28 号，其中有某些不规则的号码如  $4\frac{1}{2}$  号和 99 号。表 IV 为全部清单。决不是全部号码都代表飞机的正式投镖。例如空气动力学进行 9 号翼设计时，给起落架设计者预留了第 10 号，第 7，13，14 和 19 号是设计主题的某些特点被放弃时的保险设计。其他号码相当于无需空气动力再设计的机翼，例如 21 号翼与 17 号翼的区别仅在于它是全尺寸的，无因次的机身直径不一样，以及外露机翼展弦比改变了 1%。同样 27 号翼与 23 号翼的主要区别仅在于它的机翼——机身安装角差  $\frac{1}{2}^\circ$ 。其他号码是给装配形状的。例如 16 号翼是 12 号翼的装配形状，虽然外露机翼展弦比改变了 1%。26 号翼和 28 号翼都是装配形状，它们之间有重大的空气动力差别。

表 V 指出高速机翼发展的趋势。在比例 1/80 的模型系列中，顺序 6，9，12，17 是对 A300 的，23 是对 A300B 的。ARA8×9 呎风洞的模型，比例大约 1/28，对 A300 提供的 21 号翼差不多与 17 号翼相同，对 A300B 提供的 27 号翼除机翼机身安装角外差不多与 23 号翼相同。对 7 号和 19 号保险机翼以及 25 号翼亦制备有 1/80 模型，25 号翼是在 A300B 上避免额外的内前缘绞结的失败尝试。空气动力学领先于设计意味着早期空气动力学是在没有从设计得到数据(反馈)下工作，即“开路工作制”。当从设计得到反馈时，工作回路闭合，当然对空气动力学有所影响。特别是这些都联系到内翼切面母线和以后的改善问题，以及对起落架腿所要求的厚度问题。这些作为设计更改在表 VI 中指出，这些更改也许有点不恰当：事实上我只记录下经常遗留在发展过程之前的一些事情。

表 V

| 高速发展大纲中的机翼 |     |                                       |             |                                                                                            |
|------------|-----|---------------------------------------|-------------|--------------------------------------------------------------------------------------------|
| 飞 机        | 机翼号 | 风 洞                                   | 最 初 试 验     | 附 注                                                                                        |
| A 300      | 6   | $2 \times \frac{1}{2}$ 和 $8 \times 9$ | 1968 年 2 月  | 第一“切面”翼根。只有部分翼根处理全翼根处理，对起落架而言，机翼太薄全翼根处理，为起落架加厚减少 $C_{MO}$ ，结合 $AB^3/5$ 减少翼根安装角空气动力相似 17 号翼 |
|            | 8   | $2 \times \frac{1}{2}$                | 1968 年 2 月  |                                                                                            |
|            | 9   | $2 \times \frac{1}{2}$                | 1968 年 5 月  |                                                                                            |
|            | 12  | $2 \times \frac{1}{2}$                | 1968 年 5 月  |                                                                                            |
|            | 17  | $2 \times \frac{1}{2}$                | 1968 年 7 月  |                                                                                            |
|            | 21  | $8 \times 9$                          | 1969 年 6 月  |                                                                                            |
| A 300 B    | 23  | $2 \times \frac{1}{2}$                | 1969 年 4 月  | 主绞结外移，额外的内前缘绞结与 23 号翼相似，机翼机身安装角增加 $1/2^\circ$                                              |
|            | 27  | $8 \times 9$                          | 1969 年 11 月 |                                                                                            |
| 保险设计等等     | 7   | $2 \times \frac{1}{2}$                | 1968 年 2 月  | 6 号翼，无前缘下垂避免内前缘绞结的尝试                                                                       |
|            | 19  | $2 \times \frac{1}{2}$                | 1968 年 8 月  |                                                                                            |
|            | 25  | $2 \times \frac{1}{2}$                | 1969 年 4 月  |                                                                                            |

关于发展阶段的一些其他注释表示于表 VI 中。A 项，减少后掠角，是 HBN100 和 A300 之间设计要求的改变。B 项是来自设计的反馈回路的闭合项。当然空气动力学始终认识到高度尖削、厚蒙皮的内翼必须有切面母线系统，阻止空气动力学“单独进行”考虑，不是来自正确的切面母线，而是来自无论如何必须在后缘附近偏离母线以避免出现荒唐的机翼形状以及拉开蒙皮工程数据的需要。图 9 表示在母线布置上的折衷程度。C 项基本上是起落架腿，它

的凸耳和操纵机构的尺寸数据适用时反馈回路再次闭合。如在表Ⅷ上看到的，在我们把此区域的下表面看作确定之前要有某些进一步的说明。在给模型车间详细说明 9 号翼之后，延续的理论工作指出在内翼那边内插的剖面部分下表面起落架区有较大负压。这一预示在 9 号翼流动显形中得到证实。最后方案是修正翼根下表面和重新布置此区域中的母线系统。后者立即确定再次要求拉开蒙皮的工程数据。值得注意，在所涉及的翼型的最大缩减是在剖面弦长370吋上小于1吋。

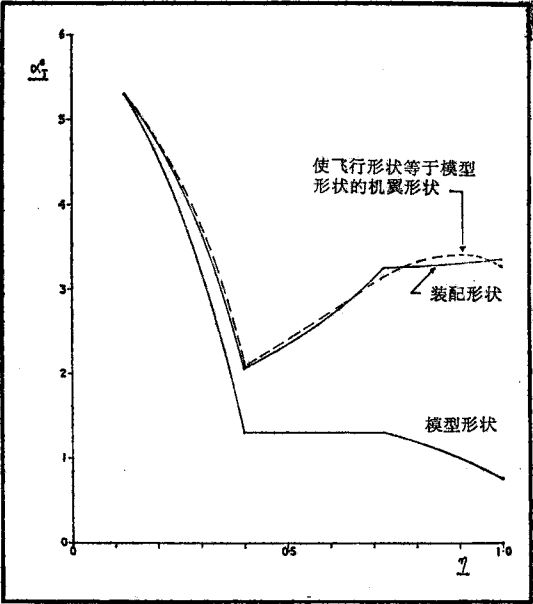


图 8 机翼扭转分布

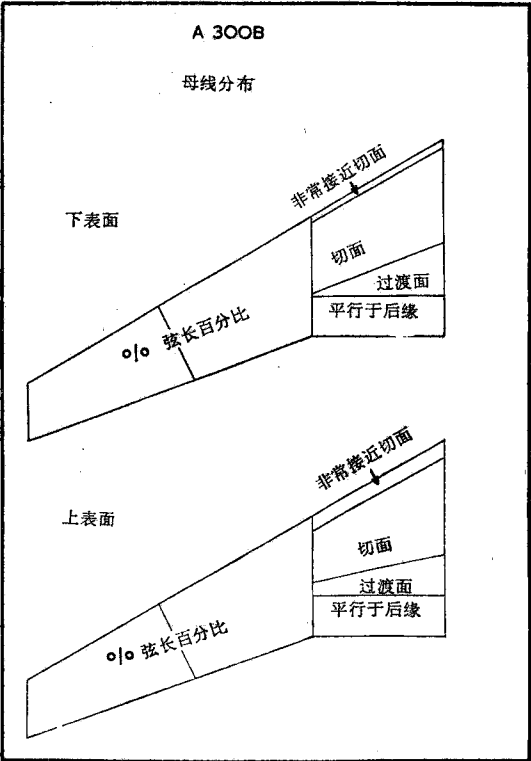


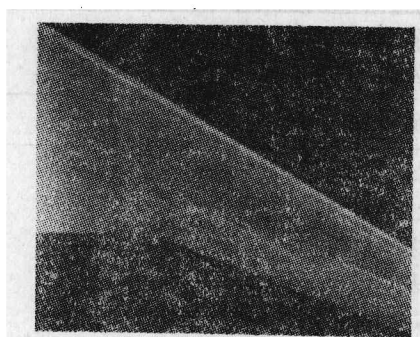
图 9

D 项是空气动力设想的改变。6 号翼和较早的机翼的翼根是按照“负载能力”进行设计的，但涡阻的考虑告诫我们不要用尽根部剖面能负载的全部升力。曾经希望在巡航马赫数下，当激波在外翼形成时，因为主绞结内侧当地速度降低，我们可以屋顶后部后掠角的减少使激波“离开”。但是在 6 号翼的流动显形上看到激波在内翼衰减之前变得显著地非后掠。因此 9 号翼翼根设计是按屋顶后部在基本梯形弦的 50% 完成的，即仅为当地翼弦的 38%，激波钩形内端被消除。图 10 是 6 号翼和 23 号翼的比较，23 号翼非常接近最后的 A300B 机翼。

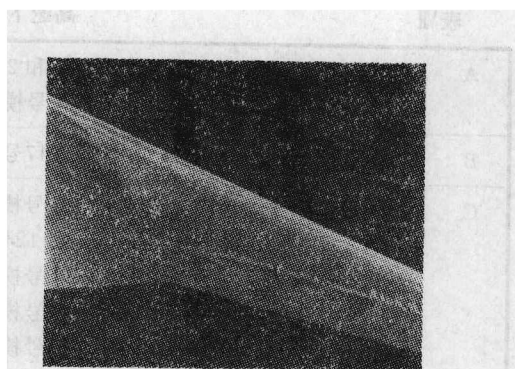
E 项也是从设计的反馈回路的闭合引起的。以 6 号翼为基础的尾翼载荷计算表明，在洁简布局状态下尾翼的向下设计载荷大于襟翼放出的情况。大量减轻尾翼重量 120kg 和燃油量以克服配平阻力可能由于使这两种情况出现同等严重性而受影响。同时，估算的机翼扭曲和弯曲刚度是可用的，但计算表明在装配形状和飞行形状的扭转之间却有较大差别。因此决定探究减少  $C_{m0}$  使这两种尾翼载荷情况相同。这就从 9 号翼改变到 12 号翼，办法是增加外洗和稍微减少后部加载。

当然从 6 号翼改变到 9 号翼已经有助于减少后部加载。减少后部加载多少减少了飞行形

状和装配形状之间扭转的差别。



6号翼  $M=0.84$   $C_L=0.43$



23号翼  $M=0.84$   $C_L=0.43$

图 10

幸而 12 号翼减少  $C_{mo}$  稍微多了一些，我们可以对 17 号翼内翼段反向扭转  $\frac{1^\circ}{2}$ 。我们发现这样做有两个理由：第一，理论涡阻计算指出，12 号翼大扭转引起  $C_D$  增加 0.0002 级损失，第二，在 12 号翼的流动显形中看到内翼过早分离。虽然分离是在低雷诺数和以“有规则的旋涡”型式出现，但是没有产生任何显著的俯仰力矩变化问题，不过我们仍然愿意有可能摆脱它。

在方案设计阶段机身直径的各种改变给机翼的空气动力设计带来的问题不多。主要改变如图 1 所示，由于忽略了一些暂时的枝节问题，因而我们避免了机翼空气动力的重新设计。例如，17 号翼和 21 号翼（虽然尺寸大小不同），其外露机翼展弦比只有 1% 的差别，从一种翼型到另一种的改变只是模线部门的工作，不是空气动力的工作。

表 VI

机翼设计阶段

|   |                    |                                                       |
|---|--------------------|-------------------------------------------------------|
| A | 后掠                 | 1~4号翼， $30^\circ$ ；4 $\frac{1}{2}$ 号和以后机翼， $28^\circ$ |
| B | 内翼母线               | 1~5号翼，%弦；6号和以后机翼，“切面”                                 |
| C | 起落架空间              | 1~8号翼太薄；9号和以后机翼，厚度足够                                  |
| D | 翼根处理               | 1~7号翼，等压线不完全后掠；8号和以后机翼完全后掠                            |
| E | $C_{mo}$ 和弹性扭转     | 1~10号翼，大 $C_{mo}$ ；12号和以后机翼， $C_{mo}$ 减少              |
| F | 机身直径               | 在11、15、16、20号和以后机翼，按净半翼展的%减少                          |
| G | 主绞结                | 在23号和以后机翼外翼                                           |
| H | $C_L$ 在 $\alpha=0$ | 在26号和以后机翼上，机翼机身角增加                                    |

如在 2-2 节所说，当 A300B 的发动机外移时，引入了一个附加的前缘控制剖面。这样做是必要的，因为过去的经验指出，如果切面母线方案的展长增加的话，过度的稀薄峰值可能在越过翼段靠近前缘部分得到发展。这一特点在设计第一个 A300B 方案（即 23 号翼）中考虑进去了。25 翼，用两种不同的内前缘试验过，是避免额外绞结的一种附带尝试，但没有继续进行下去。最后的机翼，27 号翼，作为近似飞行形状的模式，与 23 号翼的区别仅在于模线标准有所差别，模型比例尺完全没有差别，另一方面是使机身转  $\frac{1^\circ}{2}$  使机头更向下，为的是在起飞地面间隙限定之前给机身将来的发展有更大的伸缩性。

相对于 6 号翼，最后的（模型）机翼（27 号翼）和最后的 A300 模型机翼（21 号翼），改善阻力发散马赫数大约 0.01， $C_{mo}$  的显著减少是以稍微减少抖振开始时的升力系数为代价的。

表Ⅶ

高速下的三元发展问题

|   |                           |                                                                                                                                            |
|---|---------------------------|--------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|
| A | 起落架下过度稀疏                  | 1 和 2 号模型在 9 号翼上发展<br>3 号模型在 17 号翼上发展, 20 号和以后机翼的基本模型                                                                                      |
| B | 12 号翼内翼过早分离               | 在 17 号和以后机翼上减少内翼段外洗                                                                                                                        |
| C | 屋顶后部不平滑度和尖峰。<br>二元工作向三元发展 | 5 号模型是 6、7、8、9 号翼的基本模型<br>在 12 号翼, $AB^{5/4}$ 改为 $AB^{3/4}$ 。<br>6 号模型是 12 号翼的基本模型<br>13 号模型是 17 号翼的基本模型<br>16 号模型用于 12 号翼, 20 号和以后机翼的基本模型 |
| D | 外前缘尖峰特性                   | 14 号模型应用于 12 号和 17 号翼, 20 号和以后机翼的基本模型                                                                                                      |

如在表Ⅶ中 C 项和 D 项所见, 平滑度问题, 特别是在“屋顶”背部, 仍然要予以注意。前缘尖峰特性问题(为此制造 14 号模型), 也是在中等马赫数和大  $C_L$  下, 当在流动显形中大约 20% 弦处出现较显著激波之后在“平滑度”基础上解决的。

作为一个保险措施, 前缘尖峰 (31 和 32 号模型) 的“重新调整”在 ARA 风洞大雷诺数下进行试验。虽然在最大航程巡航  $C_L$  下阻力有微小的改善, 但要求内缝翼翼型有很大的改变。可能在起飞爬升阻力上起相反的反作用。因此这些更改没有用于飞机。

#### 4. 增升装置设计详情

##### 4-1 发展过程

如在第 2 节所阐明, 对增升装置的要求是等于或超过现代最好的实例。在制成三叉戟 1E 到委托空中客机合作设计期间, 豪克西得利曾用了各种旧三叉戟模型去发展改善的增升装置。这项工作的内容是根据以下三个空气动力特点。它们是: (a) 增加襟翼移动的伸延面积, (b) 在襟翼翼缝中避免“杂乱”和 (c) 改善缝翼翼型面设计。同时对机械的复杂化加以限制。此后找到一个带调整片的富勒襟翼方案, 比某些其他制造商采用的三翼缝布局好。

工作是在后掠弦半模型(雷诺数  $2.3 \times 10^6$ ) 和在后来加入空中客机大纲的更改过的三叉戟全模型(模型号 102.2, 雷诺数大约  $1.3 \times 10^6$ ) 下完成的。这一空气动力发展得到机械设计研究的支持。

探求襟翼最好型式是在研究 HBN.100 时在新的讨论下到来的。布雷盖当然对富勒襟翼有丰富经验(例如在大西洋号飞机), 这鼓励豪克西得利继续对带调整片富勒襟翼进行研究, 虽然机构的布局问题, 在机翼上, 在机翼下或在翼型内争论了相当长时间。

南航公司在快帆式飞机上得到非常满意的富勒襟翼经验之后, 这一局面很适合南航公司的观点。在 A300 的研究中带调整片的富勒襟翼很早就得到同意, 当然对其他方案也给予了充分考虑, 以证实这是正确的选择。

##### 4-2 剖面的发展

“剖面的”增升特性的探索和发展沿着赫德兹尔德早期用有限展弦比后掠半机翼的经验而发展起来的, 如图 11 所示。

上述这种办法避免了使用真正的二元试验法而引起的端板分离问题, 后掠效应是充分的, 采用很小的整流条可以保证失速发生在翼根和翼尖之外。边界层于遇到像真实机翼那样的横流区的影响, 此特点在二元试验装置中却不会出现。为了使雷诺数高些, 展弦比要很小。剖

面是外翼的代表剖面，外翼是飞机上最大当地升力系数发生的地方。由于采用不变剖面不尖削的模型，使制造迅速和经济。

用了两个这样的模型。110.2号模型(复合材料结构以便快速修正)作为提供给赫德兹尔德7×9呎大气风洞(给出雷诺数至 $2.3 \times 10^6$ )的试验模型。109.2号全钢模型提供给英国皇家航空科学研究所 Bedford 8×8呎高压风洞使用。这使翼型(此翼型在某些方面被认为是非正统的)和它的增升装置能够试验至雷诺数 $7 \times 10^6$ ，洁筒外形状态能试至更大雷诺数。此模型在名义机翼面积大约7平方呎上能负超过两吨的气动力载荷。

高压风洞模型用于为时三周的一种试验，在大约24种布局状态中都有失速。某些更有代表性的布局状态是在马赫数独立变化的一定雷诺数范围内试验的。在图12中注意到 $C_{L\max}$ 并非与试验范围内的马赫数或雷诺数无关。

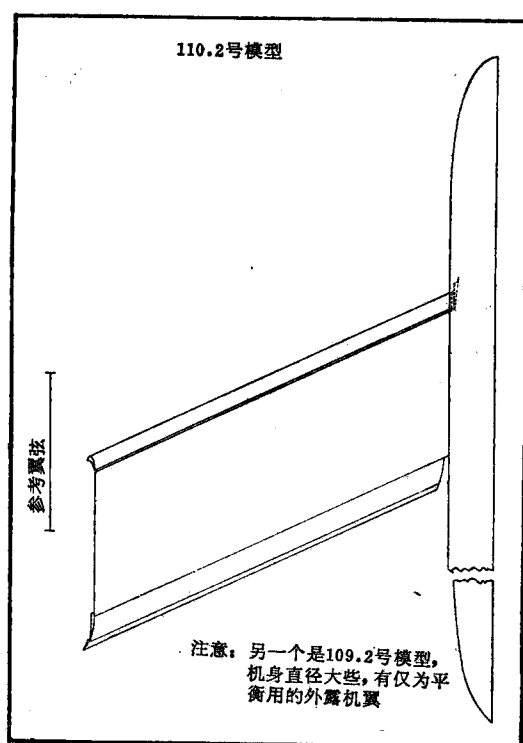


图 11

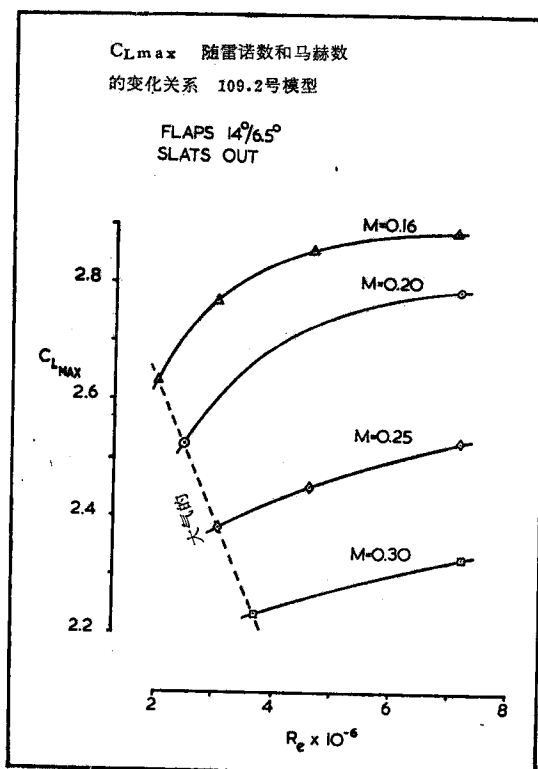


图 12

另一方面，110.2号模型在7×9呎大气风洞中在大约650种布局状态中也有失速。大部分组合状态进行了对装置的角度、间隙和重迭程度的最佳化补充试验。进行了7种最佳化试验，包括缝翼、襟翼和调整片，加上带导轨和作动筒的缝翼上的两个附加装置。每一种最佳化包括三个变数，每一变数有4或5个值，即大约100种排列或大约两周两次变换工作(如果完成“不好”的话)：由小心操作“运行”系统，工作可以大约减半。这些最佳化试验更重要的是，缝翼和襟翼在109.2号模型上在雷诺数 $7 \times 10^6$ 下每一情况试验7种组合状态来确定。7种组合状态是在7×9呎风洞110.2号模型上大约 $2 \times 10^6$ 雷诺数决定的最佳值和三个变数，角度，间隙，重迭中的每一个正和负的变化。

图 14 表示一个这样的试验结果和必须接受的折衷, 因为翼型内导轨的实际考虑和所有作动筒都是相同的, 在沿展向的所有点上具有差不多相等的行程。这一折衷的向下偏离是由其他

要求引起的, 这要求是在这些平行弦试验中决定的, 即导轨, 作动筒等在缝翼后面仅低于前缘点穿过机翼前缘。备有舱门以关闭导轨等“活动”部分之上的固定前缘的孔(图14)。

原先没有模拟飞机缝翼导轨的缝翼最佳化试验给出的最佳位置, 比图 14 表示的位置高和靠前。第一次在此缝翼位置上加上模拟缝翼导轨引起灾难性的大约 80% 的缝翼效应损失。带导轨的缝翼位置的重新最佳化使导轨损失大大减少至大约 40% 的缝翼能力, 但这仍然是很不希有的局面。第三次, 降低缝翼导轨和重新使缝翼位置最佳化, 虽

然不能完全消除导轨损失, 但可使它减少到可以接受的水平。

110.2 号模型也用于评价高速前缘设计和保险设计各节所述的各种前缘设计。图 15 表示对于在流线型外形下  $C_{Lmax}$  的各种前缘设计的相对优点。前缘下垂 2A 是用于飞机的翼型。其他翼型因为大马赫数性能不好或较大的缝翼阻力而未被采用。三个缝翼翼型做过试验, 典型结果如图 15 表示。

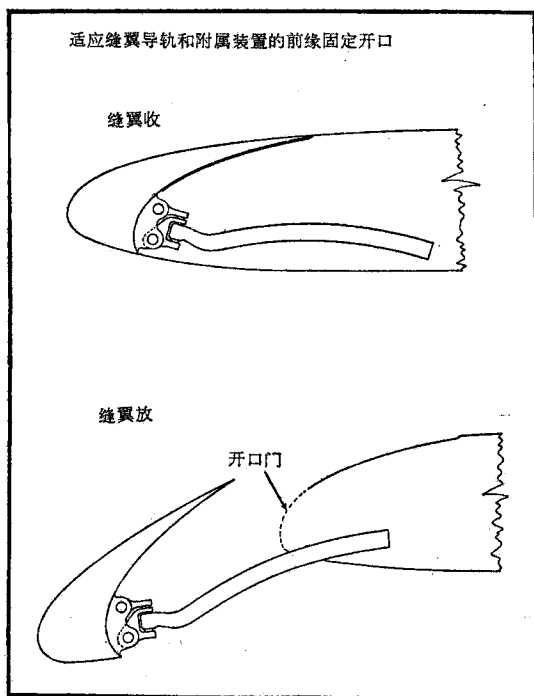


图 14

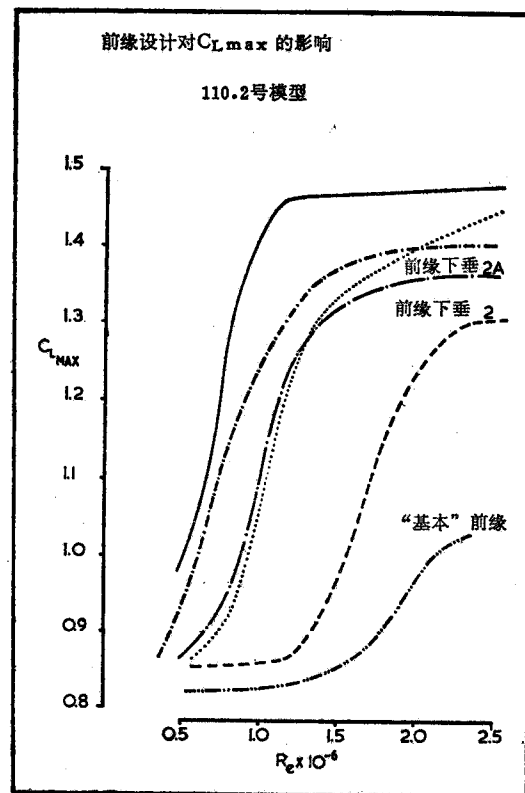


图 15

#### 4-3 三元的发展

##### 4-3-1 三元设计

襟翼设计是非同一般的，外翼部分是装在顺航向导轨上的等百分弦长襟翼，襟翼运动是准确的锥形运动，即襟翼也是按照等百分弦长向后移动。这可由使导轨略为倾斜而获得，以适应襟翼后移时增大襟翼翼展长度，见图 17。这一安排方式是在考察了各种设计包括梯形襟翼平移收放和矩形襟翼平移收放以及其他折衷之后建议的。我们发现，当襟翼伸展到 60% 或甚至 70% 半翼展时这种方案是有意义的，襟翼到 80% (A300) 和 84% (A300B) 在机翼外端翼梁位置和腹板位置要移动很大的百分比，使襟翼面积和因此也使襟翼性能只有很小差别。

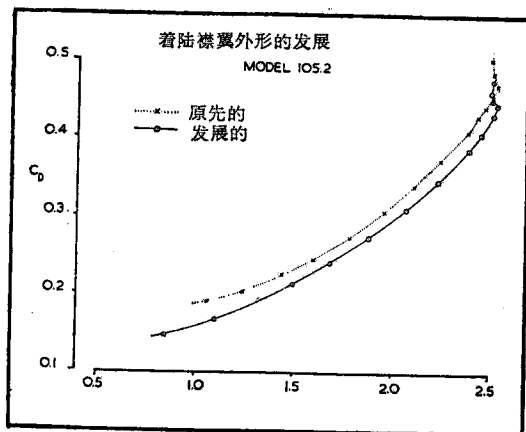


图 16

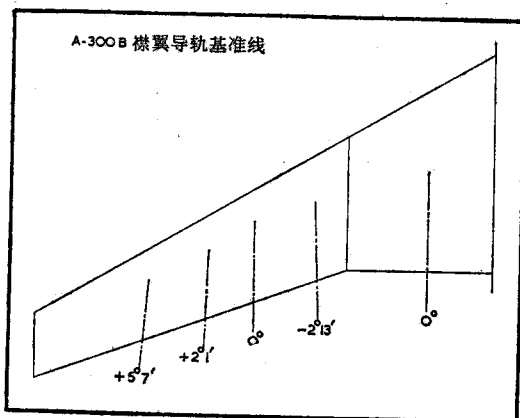


图 17

为给起落架留下空间，内副翼内侧的襟翼段是无后掠，不尖削的，其运动形式是平移收放。

缝翼实际上是连续地通过发动机吊挂区。但是在缝翼前缘有一小开口，当缝翼完全张开时可让开发动机吊挂，在洁简布局状态下填充开口的填补件是装在缝翼上，当缝翼张开时处在紧靠缝翼后面和刚好在翼缝下面的低速区。

缝翼翼弦的展向分布大约是在等弦长和等百分比弦长之间。目的是造成一种局面，当缝翼打开到恒定角度时，失速应在最大负载的剖面开始，即在大约 75% 半翼展，然后内翼才可能陷入内失速，经过细心调整全部性能损失可以保持至最低限度。这是仿效三叉戟 1E 的同样方法。在三叉戟飞机上要求用相当极端的方法以产生内失速，内缝翼段的伸张角减少  $7\frac{1}{2}^\circ$  和在整个翼展上翼缝被遮断。我们倾向选取的缝翼梯形度多少以避

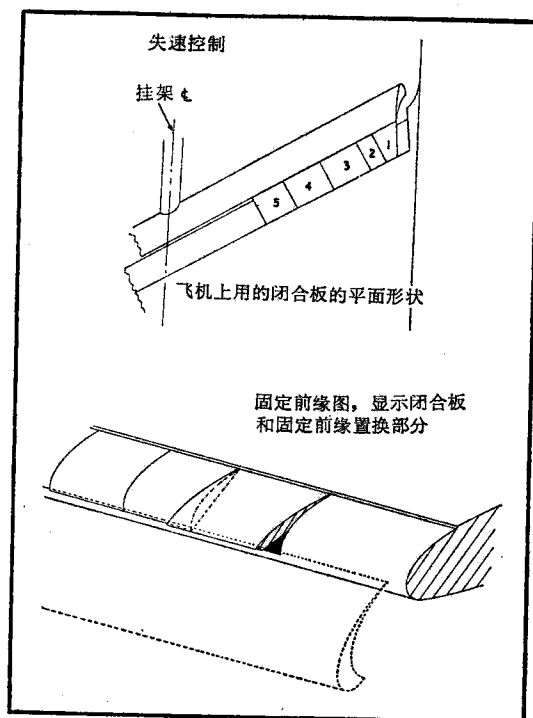


图 18