

# 轴流压气机叶片气动设计

**提要** 本文概述了轴流压气机设计的基本问题和一般的解决途径。叙述了现今叶轮机气动设计概念中所需要的理论方法和计算机工具。由此给出了将真实流体效应（例如亚音速粘性损失及激波）连系起来并引入设计过程的方法。重点放在叶片气动设计，特别是跨音速风扇和多级压气机的叶片设计上。指出了使压气机气动设计成为一门更严格的科学和将来研究的突出领域所需要增进的知识。

## 一、引言

轴流压气机的任务是加入能量来压缩空气，并在给定的直径下能够通过最大量的空气。当然，压气机必须满足其他许多要求，包括

- 1) 最高的效率；
  - 2) 无喘振压比的适当喘振边界，以允许在设计转速的过渡状态和非设计转速下运转的灵活性；
  - 3) 操作最简单；
  - 4) 机械可靠性——没有叶片振动和相关的问题；
  - 5) 提供满意的出口条件——能使燃烧系统或后面的压气机有效运行；
  - 6) 价格最低廉。
- 对于航空上的应用，压气机设计还须满足下列要求：
- 7) 最小迎风面积，
  - 8) 最轻的重量，
  - 9) 从进气道来的非轴对称流动和波动流动，
  - 10) 吞入异物，
  - 11) 可以接受的噪音水平。

所有这些要求并不都是相容的，但在进行压气机的气动设计时，都必须认真加以考虑。

## 二、设计方法和技术

压气机的任务由发动机循环性能所确定，而几何尺寸则一一和实际发动机的轮廓相一致。这样，压气机设计方法分为两个部分。

### 2.1 设计气流角的确定

叶轮机械气动设计的精确的根本的计算提出了一个艰巨的问题,包括解最复杂的几何形状中有三个空间变量和一个时间变量的粘性非等熵流动的偏微分方程。总体来说,根据目前计算机的大小和速度,从理论上解决这个问题是不现实的。目前对湍流的基础知识也不可能进行完全的理论计算。大部分努力是集中在建立包含这些过程的有意义的二维模型的方程,需要用数值分析来解由这些模型得到的相关的二变量非线性偏微分方程。和外部空气动力学一样,通常的程序注意将流动分成粘性力为主的区域和惯性力为主而粘性可以略去的区域。当粘性是最为重要的时候,应用边界层理论特别是湍流边界层理论。最终目标是一系列计算机程序,通过它可以系统地进行气动设计和准确地予算它的非设计工况性能。

叶轮机械流道中的一点可以用三个独立变量表示。 $r$  — 半径,  $z$  — 轴向位置,  $\phi$  — 周向位置。

通常提出的二维模型是

1)  $r-z$  问题,有时称作通流问题。在此模型中考虑了经过环形通道的旋流 (Swirling flow), 略去了由于各个分开的叶片引起的角度方向上的变化。可以将叶轮机械叶列视作由无限多的无限薄的叶片组成。如同因变量  $\phi$  已除去了那样, 不稳定流动影响也除去了。

2)  $\phi-z$  问题, 称作叶栅问题, 这里考虑了经过等半径 (或沿流面) 叶栅的气流。

在两种类型问题中, 发展了解无粘方程的程序, 继之以边界层发展的技术。然而作者希望在本文中集中于通流方法上。

通流分析 — 通流法可以用作设计或予算的工具。在几篇文章中描述了有不同程度更改的流动模型 [1] [2] [3], 主要的假设是:

1) 气流的变量只是  $r$  和  $z$  的函数。

2) 并没有明显地考虑粘性的影响, 虽然在此方法中可能包括了每一叶列进出口之间确定的总压损失以模拟叶片尾流, 此尾流是假定在进入下一列叶片之前和主流混合。

下列一阶非线性偏微分方程的关系式是可用的,

1) 质量守恒

2) 径向和轴向的动量守恒。压气机中在不包含叶列的环形部分用角动量守恒, 在叶列内假定气流相对方向已知来代替角动量守恒。

3) 能量守恒

4) 旋转叶列的功的方程。

Silvester 和 Hetherington [2] 给了这些叙述以数学表达式和它的解的数值程序。

进行设计所需的数据 — 所需用以得出气流角的数据如下:

输入参数: 质量流量,

转速,

环形通道几何尺寸,

每级的总温或总压升高,

## 反击度和涡流<sup>①</sup>,

### 每叶列损失的径向分布

输出参数: 所需用来得到确定功的设计相对气流角,

压气机总效率。

反击度和涡流型式的选择——设计者选择的涡流型式和反击度可以受气动以外的原因影响。例如在单级、双级和三级压气机的情形,对航空燃气轮机来说,长度是珍贵的,因此任何需要进口导叶的进气予旋都不是所希望的。事实上,后面将讨论的跨音速风扇设计中,涡流型式的选择主要是取决于噪音的考虑。对于含有大量叶片的多级机组来说,造价和重量是重要的考虑因素。总的来说,不管什么样的设计,在确定一个特定的涡流型式的表面价值之前,必须经常想到它的全部用途。

最常用的涡流假设是,

a) 自由涡(或更正确地说为零 $\alpha_0$ )型,  $V_w \cdot r = \text{常数}$ ,按照简化径向平衡,它沿径向 $V_A$ 为常数。这个设计的假设给出了高反击度,在转子叶尖和静子轮毂处,  $M$ 数高(图1),一贯用在低压压气机中。在大约三级以上的压气机,此设计比等反击度设计的效率高。

b) 在所有半径上的反击度都选为60%的等反击度设计。反击度大小是基于实验根据,它认为转子比静子效率要高些。

c) 所谓的“半涡”设计,它基于使出口处速度的切向分量等于自由涡和等反击度设计的相应分量的算术平均值。显然,它的特性是处于a)和b)两个极端之间[4]②。

对于成功地描述压气机流动所必须的假设是估计叶列进出口之间气流损失的大小。

损失的径向分布——把速度图的量和叶片载荷相关连的最简单的办法是“扩散因子”[5]。如图2所表明,此参数是基于叶型低压面上速度的扩散,因而

$$D = 1 - \frac{V_2}{V_1} + \frac{\Delta V_w}{2V_1} \frac{S}{C} \quad \text{③}$$

Lieblein 表明此要素——载荷参数可以和尾流动量厚度参数( $\theta/C$ )相关连,以

便损失系数可以近似地用下式表示:  $\frac{\theta}{C} = \frac{\bar{\omega}_p \cos \alpha_2 \cdot \frac{S}{C}}{2} \quad \text{④}$

用这些参数,由转子、静子和静止叶栅的叶列叶片之间移动测量(traverse)得到的压气机基元数据,可以如图3表明的那样相关连以提供一种估计损失的方法,这损失是作为沿着每根流线的气流参数的函数。这损失——载荷关系只是对最小叶型损失条件

① 此处涡流实际指扭律——译者注

② 原文为 b) 和 c) 之间——译者注

③ 原文为“叶型表面上速度的扩散,因而  $D = 1 - \frac{V_2}{V_1} + \frac{V_w}{2V_1} \frac{S}{C}$ ”——译者注

④ 原文为  $\frac{\theta}{C} = \frac{\bar{\omega}_p \sin \alpha_2 \cdot \frac{S}{C}}{2}$ ——译者注

的,进一步对非设计工况下损失关系的尝试在[6]中给出。

只对叶片 S/C 比进行预估(见下节 2.2),就可能在这级通过一系列的收敛来达到设计气流角和所估计的总效率。

## 2.2 按照规定的气流角来确定叶片

沿着通流解的流线的叶片几何形状必须做成能高效率地完成所必须的任务。

叶型设计资料几乎都是从下述实验得到的,整理成叶片基元相关数据的形式。

a) 叶栅试验——由于它相对的简单,也由于可以廉价地得到大量有用的资料,因此叶栅数据是大多数叶片设计方法的基础[7][8][9][10]。

b) 转子和静子移动测量的结果——虽然叶列叶片间的测量,分析起来更为繁复,更费时间以取得结果,进行起来更费钱,但它们更切合真实的三维流动环境[7]。

叶片相互关系——压气机设计者最感兴趣的叶列性能特性是气流离开翼型的方向和叶片进气角度范围和 M 数范围,这范围是不致于引起过大的压力损失的范围。因此,希望从一根曲线推导出一个叶片在不失速条件下能够运行的大致冲角范围,和随着来流 M 数的变化,这冲角范围的变化。为此目的服务的曲线是在保持叶片型阻为常数下,相当于有效流动的极限时,入射气流角和进口 M 数的关系,图 4 和图 5。任何给定叶型和叶列前后具有任何轴向速度比的叶片基元数据都可以得出一条曲线。

设计者将设计点安排在临界 M 数——冲角曲线表明的高效率运行区内。他必须首先选择一个叶列以得到适当的偏角(deviation),然后计算极限冲角的曲线。

现代英国叶片设计方法一般是基于 Howell [11],并结合后来的美国 NACA 设计方法[12]的特色而革新。

叶型——在压气机设计中按照运行工况采用了各种标准叶型。设计点 M 数在 0.7 以下的,用英国 C 系列叶型已经足够。相应的美国低速叶型是 NACA65 系列。超过这 M 数到约 1.2 至 1.3 时,美国和英国设计者都一致用在弦长中部有最大厚度的双圆弧叶型。(叶型比较参阅文献 13)。

相对 M 数大于 1.2 的设计,专门设计叶型可使效率稍微增高一些,设计得和沿着经过叶列的流片的超音速通道激波流动条件相配[14]。

压气机设计者至今尚未采用透平设计者近来所用的首先计算“理想化的”速度分布来设计叶型所得到的进展。发展了一些直接计算经过叶栅的不可压无粘流的方法,表明理论和实验符合得很好。对于可压流,情况不那末满意,任何一个这种的计算技术都要能够处理叶片表面上产生的局部超音速流动区域。所采用的两种主要方法是 Price 推广的 Martensen 法[15][16]和一个“线性化的可压的”方法,在 D. Payne 的讲稿中将要述及。这是一个可以有收益的使用重点研究力量的领域。

## 三、特定部件的设计考虑

### 3.1 跨音速风扇设计

现在的大的亚音速大涵道比运输用发动机的压气机系统有一个单级跨音速风扇,相对于转子的进口气流,在叶高的一部分是超音速,在其余部分是亚音速的。风扇的设计审慎地选取不用进口导向叶片的设计。这选取是出于噪音的考虑,取消导向叶片消除了

由于导向叶片的尾流射到后面的转子上产生的不连续音。考虑一个外函部分压比为 1.50 的设计。为了减小迎风面积，风扇采用了大的单位迎风面积质量流量，进口 M 数为 0.6，考虑到根部出口的叶片速度必须得要能够完成任务，选择叶尖速度为每秒 1500 呎。

风扇设计的细节——如果叶片跨音速运行，必须在前一节讨论的叶型损失分布上加上激波损失。必须发展某些形式的流动模型，这流动模型可以在设计时用来估计激波损失。由跨音速转子试验，显然，激波损失主要取决于进口 M 数，也取决于叶型和栅距弦长比。参考文献 17 叙述了一个估计激波损失的简单流动模型，看来它能满足上述要求。假定产生一个通道激波，它从一个叶片的低压面延伸经过上面一个叶片的前缘，如图 6 所示。激波端点的位置是这样来决定的，从上面叶片的前缘绘一线与槽道中心的流线正交，这线与低压面的交点就是激波的端点的位置。激波损失取为在此位置的正激波所具有的损失，上游 M 数假定为在激波的两端的值的平均。上面叶片前缘处的 M 数取为自由流在进口处的相对值。激波另一端的 M 数是计算出来的，是由自由流的进气方向和激波与低压面的交点处低压面的切线之间的气流折转角来计算的。这样所要求的 M 数是假定从进口相对 M 数经过这折转角产生一个 Prandtl—Meyer 膨胀来求得。

考虑了上述激波损失分布的通流计算结果在图 7、8、9、10 中表示。风扇要求在叶尖处的弯度小、进气 M 数高的叶型，在叶根处的弯度大、高亚音速的叶型。

高进气 M 数的压气机叶片——考虑风扇靠外面的一段，其流向转子的相对气流为超音速。出口处相对气流和静子进口气流只是亚音速的。对于弯度小的叶尖截面，经过叶片截面的气流特性如图 6 所示。

两个特点必须在设计中考虑：

1) 通道激波是强激波，将超音速进口气流减速为亚音速气流，因而静压升高，倾向于引起激波边界层分离。

2) 不象亚音速叶栅，具有较高的超音速的进气速度的叶栅在唯一冲角下运行，如果机器要通过所需的质量流量，就要设计在此冲角下运行的叶栅。

适当的计算技术不能用在这些复杂的包括困难的曲线激波计算和激波边界层相互作用问题的跨音速问题上。然而，建立了简单的理论模型，它提供了跨音速叶片的这些特色的设计准则。

激波边界层相互作用——图 11 上给出了两组实验的结果。湍流不可压边界层所能经受的最大压力恢复（在给定的无量纲长度内）和可压边界层（ $M_0 = 1.47$ ）能经受的最大压力恢复进行了比较。用定义  $C_p = 1 - \frac{M_1^2}{M_0^2}$ ，可见在全部 M 数范围内，最大压力恢复可看出是和 M 数无关。由这个相互关系，在初步估计在开始压力升高处的边界层厚度后，有可能确定跨音速叶片低压面的长度。

在相对速度为超音速的来流中的唯一冲角。——和亚音速流动不同，叶片通道中的状况不能影响叶片前的流动。经过叶片前缘有一根区分马赫线将前缘流动体系和通道流动分开（图 12）。在上游无穷远处的状况只在区分马赫线处的气流有关。因此，对于给定的质量流量和在区分马赫线交点处的叶片厚度，可以确定上游无限远处的 M 数和气流角。两个支配的关系是质量连续和由上游状况到叶片低压面和区分马赫线的交点的

Prandtl—Meyer 转折。

### 3.2 多级压气机

多机压气机的设计沿着和风扇设计相似的途径进行。在多机压气机的匹配上增加了复杂性，要求设计者指定沿环形通路的边界层增长率。

环形壁面边界层的增长——直到最近，边界层增长还是由经验用作功因子 [18] 或堵塞因子 [12] 来求得。近来 Stratford [19] 和 Novak 及 Jansen [20] 的工作提出了确定沿着压气机壁的轴向动量厚度增长率的合理方法，这方法考虑了壁面处轴向动量的平衡。在一个压力梯度是变化的沿着壁面的气流的这个从边界层积分方法直接外推的方法中，在边界层动量上计及叶片力，可以进行环形通路堵塞的估定，它是作为压气机面积比、叶片展弦比和载荷的函数。用 Stratford 方法计算的环形通路边界层增长如图 13 所示。可以看出环形面积堵塞的增长率是涡流方式和经过气压机轴向速度降低率的函数。

级配合——细致地取定环形通路边界层的生长，保证了设计级功的正确分布，并能达到设计转速的流量。为了设计可以接受的中速喘振线和效率而不严重地影响设计转速下的喘振边界，通常考虑下列特色：

1) 后面几级设计成在设计点具有较大的正冲角和大的壅塞边界。在中速范围，当后面级的冲角变成负的并引起前几级在失速下运行时，给后面几级壅塞边界和冲角以适当的裕度，有助于解除这种境况。当后面级的冲角选择影响到高速时的喘振边界时，必须在这个和中速喘振线之间取得均衡。

2) 前几级通常是设计成近于壅塞、具有小的正冲角，和中间几级比较起来载荷较轻。由于前级特性有伸缩余地和由于冲角小将延迟失速的发生，这将导致好的中速喘振线(图14) [21] [22]。

## 四、性能预测技术

通流方法可以同样好地用作为予测压气机性能的实用方法。予测程序中所需数据如下：

输入参数：质量流量

转速

环形通道几何尺寸

每叶列各个半径的相对气流角

每叶列各个半径总压损失分布

输出参数：总温和静温、压力和密度、轴向、周向和径向速度分量沿径向的分布，总性能。

图 15 中比较了早期的 Avon 四级压气机装置的计算性能和达到了的性能。在图 16 中比较了第一个转子出口处的计算的轴向速度分布型和实验的轴向速度分布型，表明在环型壁面以外的地方符合得很好。

## 五、有待今后研究的领域

过去十年来在轴流压气机设计中，最重要的进展是通流计算技术的发展。对它本身来说，这是开创了新的领域和合理地延伸。特别是需要叶片通道内包含亚音速和超音速流动的稳定的轴对称流动的理论计算。这将使得产生压力升高的根源，即翼型升力面，能在更实际的方式下工作。

虽然在目前不可能对非轴对称、不稳定流动的计算进行尝试，甚至仅确定计算方法也是不可能的，但在这流态中有两个研究领域必需在现今的压气机设计中加以仔细考虑。

第一是不稳定流动，关于失速颤振叶片振动的予告，必须考虑叶片上波动的升力。在这方面需要的是对叶栅上的波动流动进行一些仔细控制的实验测量。

在这流态，压气机噪音发生的问题当然是变得更重要了，并在将来和气动设计的考虑分不开来 [24, 26]。

第二个问题是压气机进气畸变。在这方面进行了大量的系统的实验工作，已经相关到这样的程度，即可以予告出畸变气流下有用的特性线 [23]。理论的或半经验的方法可以使设计者在设计阶段能更适当地预测也许还能排除给定的畸变的影响。

关于跨音速风扇设计，虽然在过去五年取得了相当的进展，叶尖超音速流动问题仍然需要充分地进行理论地或半经验地描述。在风扇设计中，这部分是效率最低的，因而提供了最大的改进余地。这流态必须从叶栅中激波边界层相互作用的详细研究中得到益处，只要能得到一个更具有代表性的基本的边界层载荷参数就是收获。这后一建议也适用于风扇轮毂部分，那里的问题是低临界  $M$  数、大折转角和高的叶片载荷。

风扇设计的今后趋势是趋向低噪音量。为达此目的，在高亚音速来流下的大的有效的折转将更加重要，将考虑一些类型的边界层控制。

和风扇设计相比，多级设计技术有许多有待改进之处。目前不清楚前述的予告堵塞的方法是否适合。可以推论由于多级压气机后几级环形通路边界层可能充分发展了，只考虑位移厚度的方法是不适合的，预计实际剖型的方法是更适当的。没有理由说湍流边界层方法不能发展以包括与计算的边界层参数相关的速度分布型。然而在此以前，我们对二次流的认识水平必需大大提高。

对于各种型式的轴流压气机，喘振线形状和旋转失速的予告仍然是很大的问题。在这方面只取得微小的进展 [文献 4 — 第 10 章]，近来的研究更多注意于得到避免喘振的自动予告系统。然而如果近期在预测性能的计算技术上取得重大进展，对旋转失速传播和喘振的进一步研究必将进行下去。压气机级性能的电模拟将对予告喘振线形状这个突出的问题提供很有助益的理解。

附 圖

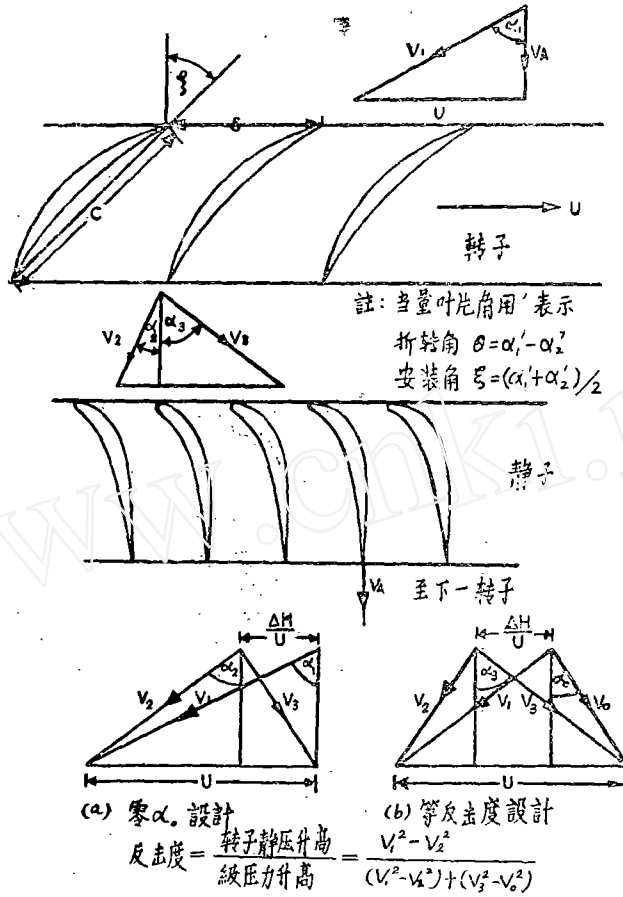


图 1 符 号

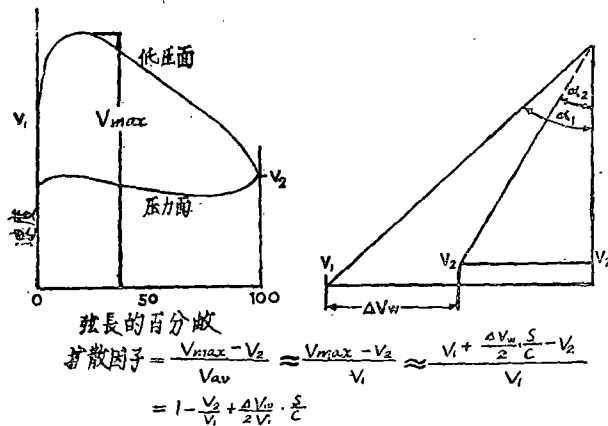


图 2 扩散因子的发展



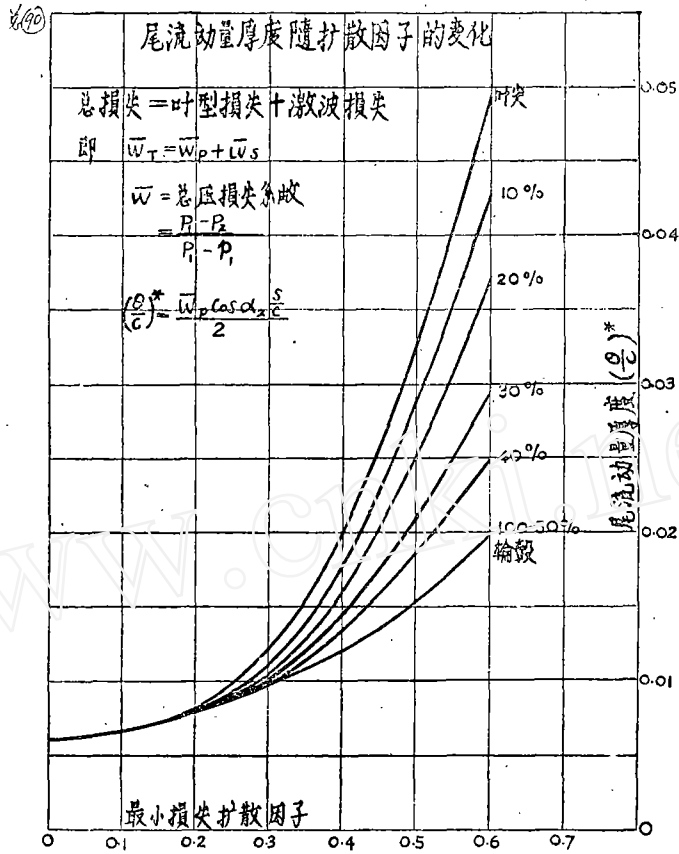


图3 尾流动量厚度随扩散因子的变化

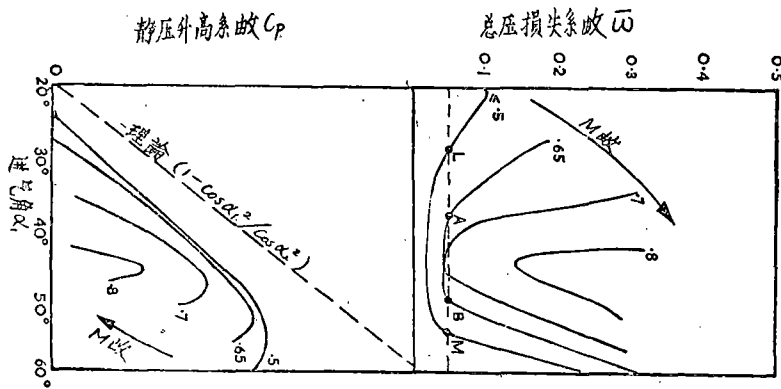


图4 叶片单元性能

叶片基元数据用于压气机设计

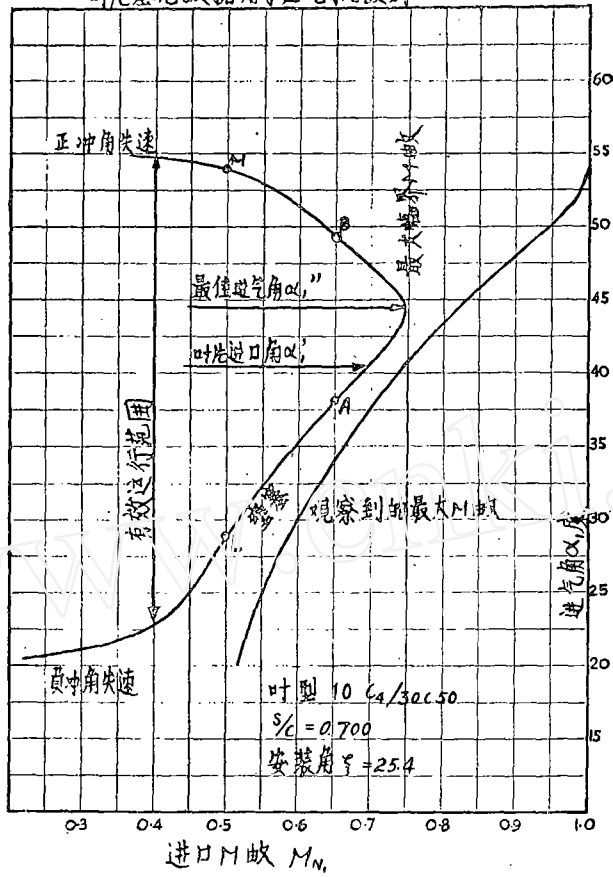


图 5 叶片基元数据用于压气机设计

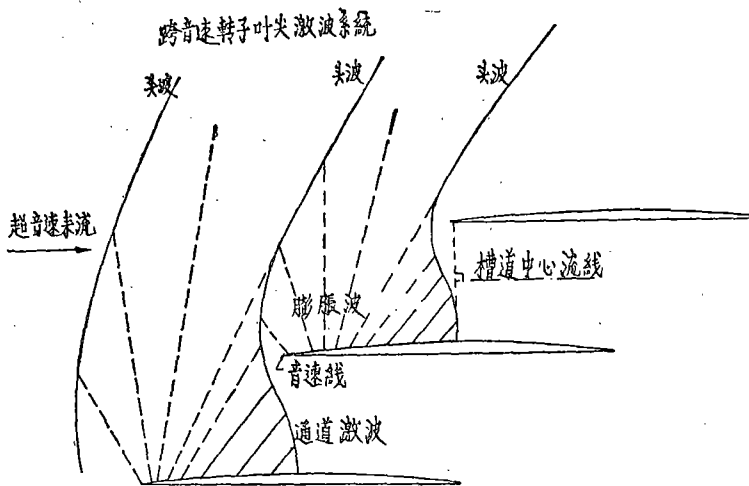


图 6 跨音速转子叶尖激波系统

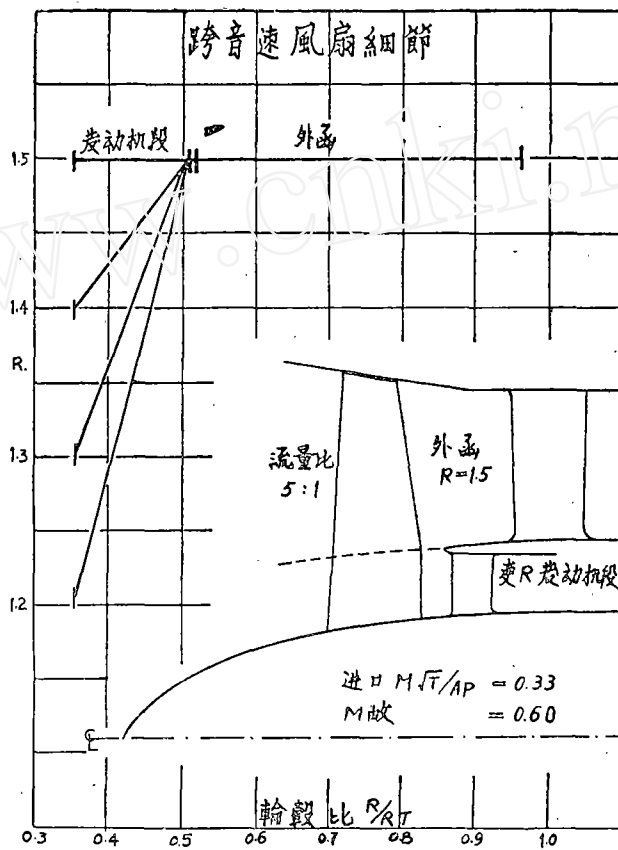


图7 跨音速风扇细节

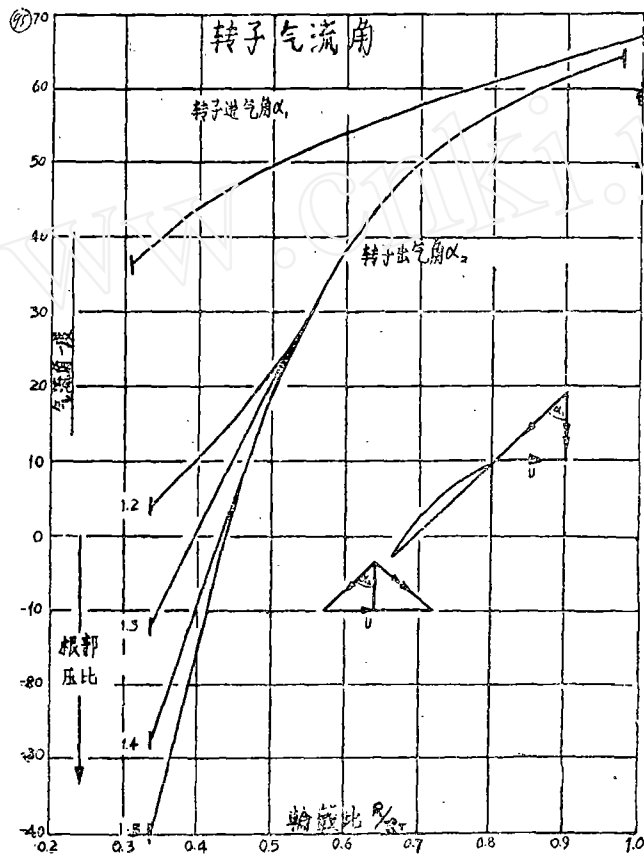


图8 转子气流角

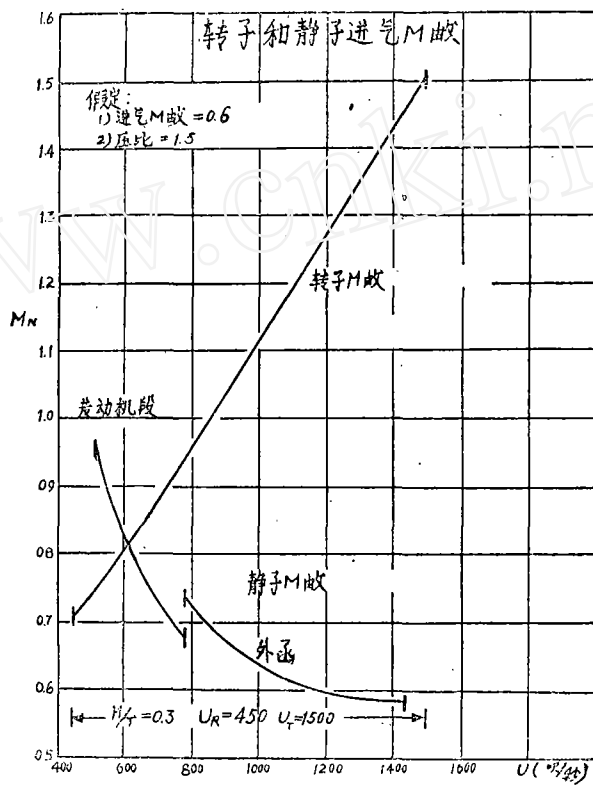


图9 转子和静子进气 M 数

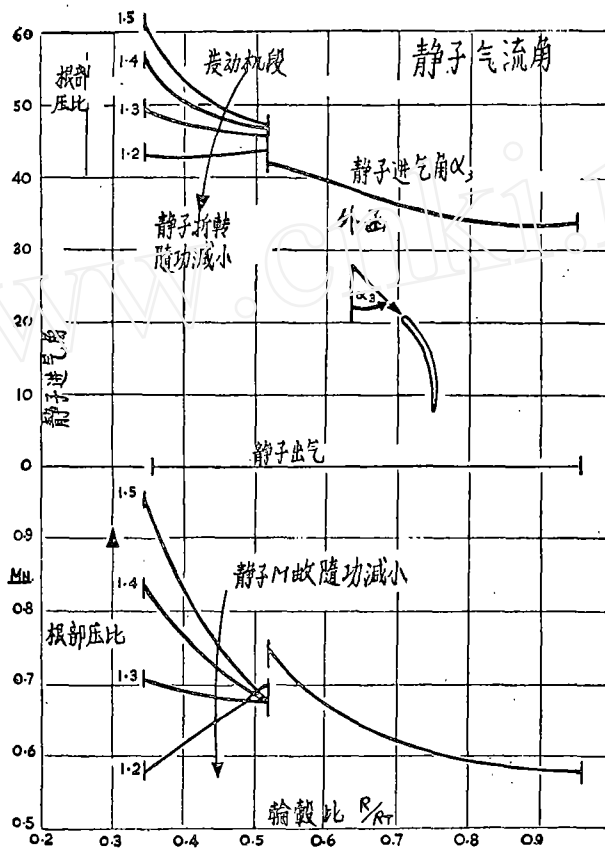


图10 静子气流角

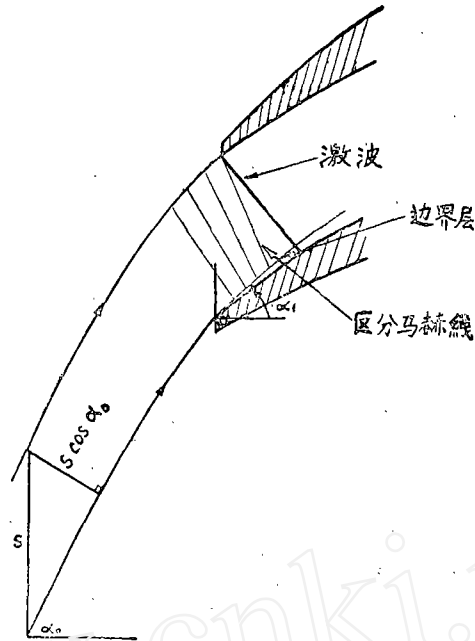


图11 激波——边界层分离准则

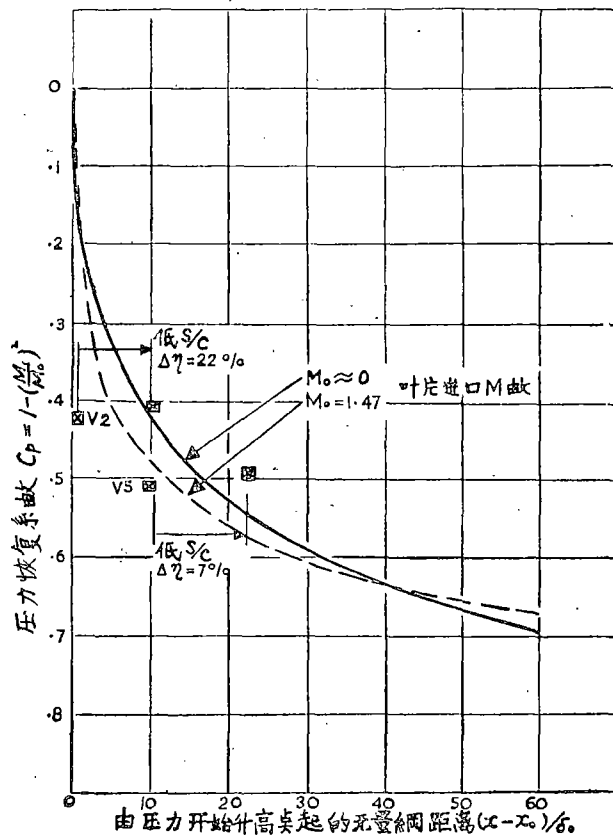


图12 超音速气流中的唯一冲角

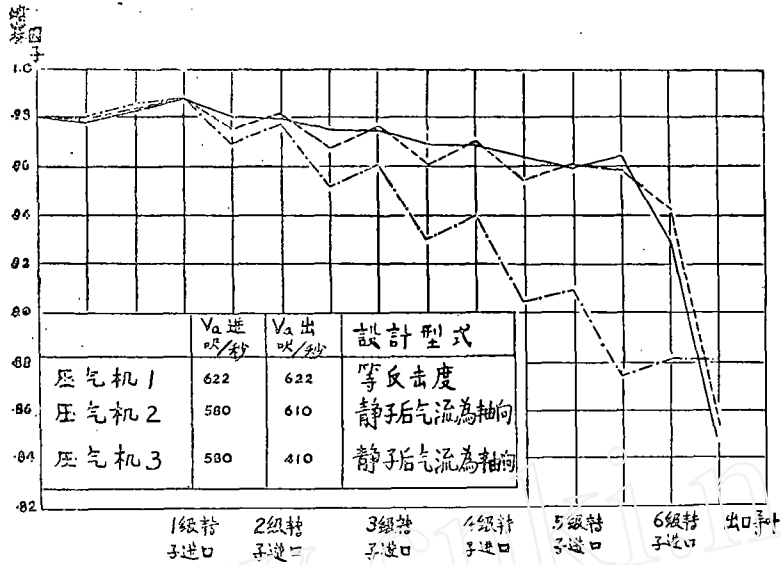


图13 堵塞因子的比较

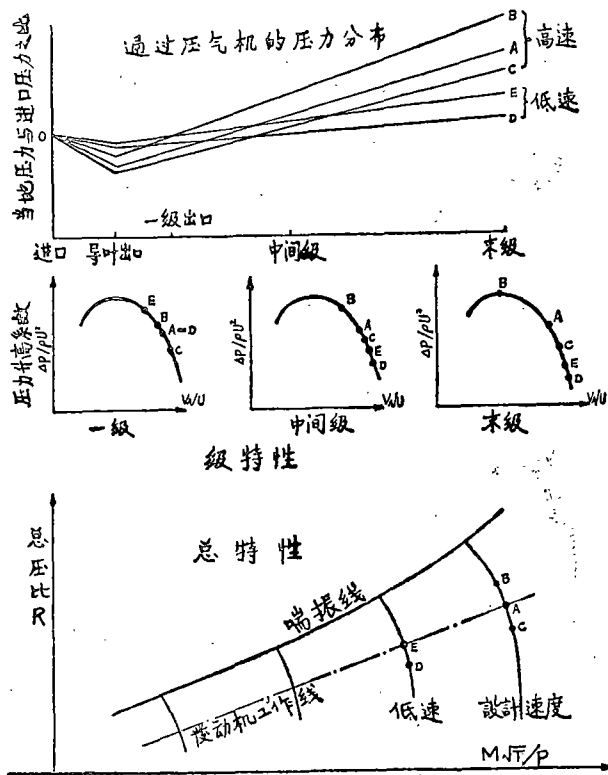


图14 非设计点性能



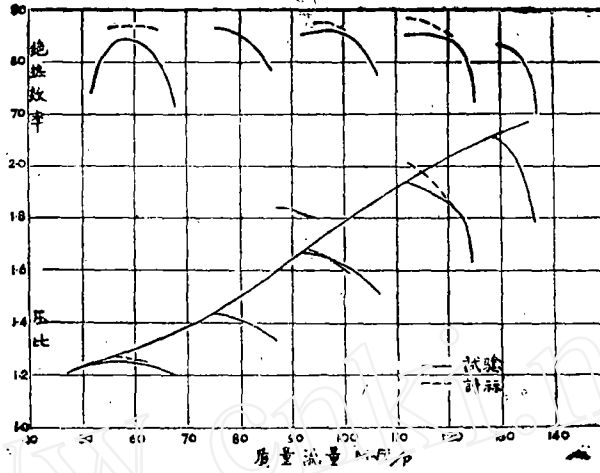


图15 埃汶4级压气机装置总性能

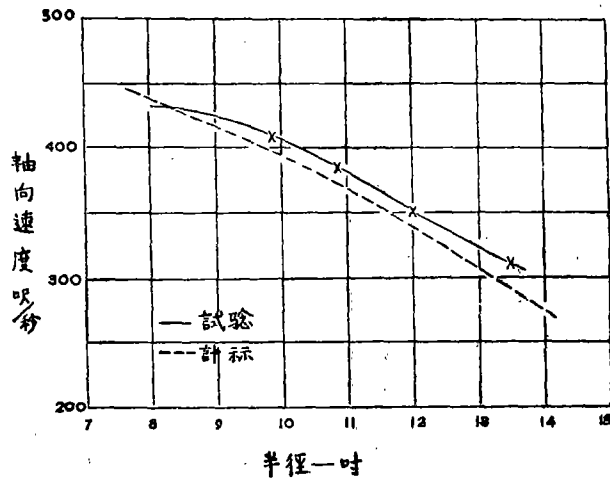


图16 1号转子出口轴向速度分布型

## 参 考 文 献

- [1] Smith, L.H. , Journal of Engineering for Power, January 1966.
  - [2] Silvester, M.E. and Hetherington, R. , A Numerical Solution of the Three Dimensional Compressible Flow through Axial Turbomachinery.
  - [3] Marsh, H. , NGTE Report No. R 282.
  - [4] Horlock, J.H. , Axial Flow Compressors - Chapter 5.
  - [5] Lieblein, S. , NACA RM E53D01.
  - [6] Swan, W.C. , Trans. of the ASME, July 1961.
  - [7] Erwin, J.R. , Experimental Techniques (Section D) . Aerodynamics of Turbines and Compressor.
  - [8] Breugelmans, F. , ASME No.68-GT-10, 1968.
  - [9] Stubner, A.W. , ASME No.65-WA/GTP-4.
  - [10] Heilman, W., Cascade Wind Tunnel Tests on Blades Designed for Transonic and Supersonic Compressors. 1968.
  - [11] Howell, A, R. , Proc. I Mech.E.1945, 153, 452.
  - [12] NASA, NASA SP-36 1965.
  - [13] Andrews, S.J. , NGTE R90. 1949.
  - [14] Klapproth, J.F. , AIAA paper No.68-563, 1968.
  - [15] Martensen, E. , Archive for Rational Mechanics and Analysis vol. 3 No. 3, 1959.
  - [16] Price, D. , V.K.I. Conference, 1965.
  - [17] Miller, G.R. et al. , Trans. of the ASME, July 1961.
  - [18] Howell, A.R. , Proc. I. Mech.E.163, 1950.
  - [19] Stratford, B.S. , ASME 67-WA/GT-7. 1967.
  - [20] Novak, R.A. , ASME 67-WA/GT-11 1967.
  - [21] Carter, A.D.S. , Proc.I.Mech.E. 175 1961.
  - [22] Stone, A. , ASME No. 57-A-139. 1958.
  - [23] Reid, C. , ASME 69-GT-29, 1969.
  - [24] Hetherington, R. , AIAA Journal, Feb. , 1963.
  - [25] Grestorek, F.B. , Aircraft Engineering, Feb. , 1967.
  - [26] Smith, M.J. , ASME Paper No.66-GT/N-43, 1966.
- 译自 D.J. Howard, Axial Compressor blading, Gas turbine blading design, A Symposium at Borough polytechnic, 1970.

(余申译)

附录各国发展飞艇概况

| 序号 | 飞艇型号            | 国籍  | 设计或制造单位          | 气尺寸(米) |      | 排气量(立方米)  | 重量    |       | 发动机                           | 总功率(马力) | 航速(公里/小时) | 备注                                                                                                                       |
|----|-----------------|-----|------------------|--------|------|-----------|-------|-------|-------------------------------|---------|-----------|--------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|
|    |                 |     |                  | 艇长     | 直径   |           | 空重    | 载重    |                               |         |           |                                                                                                                          |
| 1  | ZMC-2 (金属蒙皮)    | 德   | 德意志齐柏林公司         | 45     | 16.2 | 5,720     |       |       |                               | 322     | 1929年开始使用 |                                                                                                                          |
| 2  | 格利帆(LZ-116)     | 美   | 德意志齐柏林公司         | 200    | 28   | 69,900    | 51    | 18    | 5台柴油机                         | 2,000   | 120       | 1924年购自德国,作飞行和系留试验                                                                                                       |
| 3  | 格拉夫-齐柏林(LZ-127) | 德   | 齐柏林公司            | 237    | 30.5 | 104,700   | 118   | 53    | 5台柴油机                         | 2,800   | 129       | 1928年开始使用,1933年停用,1940年自然毁坏                                                                                              |
| 4  | 阿克伦/齐姆(硬)       | 美   | 古德伊尔公司           | 239    | 40.5 | 184,000   | 183   | 83    | 8台柴油机                         | 4,500   | 135       | 前者1931年开始使用,1933年黑风暴中坠毁,后者1933年开始使用,1935年骨架开始毁坏                                                                          |
| 5  | 兴堡(硬)           | 德   | 齐柏林公司            | 245    | 4.2  | 204,000   | 206   | 120   | 4台柴油机                         | 4,800   | 138       | 1945年开始使用(其艇体为LZ-130),1937年因政治事件时炸毁                                                                                      |
| 6  | 欧洲号(软)          | 美   | 古德伊尔航空空间公司       | 58.7   | 14   | 5,750     | 5.88  | 4.25  | 2台210马力的大陆发动机                 | 420     | 80        | 1972年开始使用,到1975年9月已飞行2,000多小时,运载乘客10万多人次                                                                                 |
| 7  | CAD-1(软)        | 加拿大 | 加拿大飞艇公司          | 36.6   |      |           |       |       | 4台大陆0-200发动机                  |         |           | 1975年开始使用,用于广告、救援、森林防火、勘探等多种用途。总价(包括地面辅助设备)约67万美元。发展300-500吨飞艇的第一步,如能出来不经济,就不再搞下去了                                       |
| 8  | WDL-1 [8]       | 西德  | 西德               | 55     | 14.5 | 6,000     | 6.3   | 1.5   | 通用电气公司的T-6C-10或T64/PC涡轮螺旋桨发动机 | 360     | 100       | 发展至300吨大型飞艇逐步计划的大步骤,都已作过试验。WDL-8, WDL-4设计长度120米,体积6.4万立方米,重量30吨。原计划1977年开始飞行试验,大小与WDL-1差不多。                              |
| 9  | 艾昂雷-26 [5, 9]   | 美   | 艾昂雷公司            | 8.4    | 2.3  |           | 0.54  |       | CH-53D直升机                     | 90      | 204       | 用于空运。系“升力体飞艇”方案验证机,打算逐步发展到载重1,000吨                                                                                       |
| 10 | ZPGW-8的改型(软)    | 美   | 古德伊尔航空空间公司       | 123    |      | 42,000    |       |       | 通用电气公司的T-6C-10或T64/PC涡轮螺旋桨发动机 | 185     |           | 用于救援任务的研究报告,目前发展飞艇技术,技术可行,经济方面感到困难,亦可通过计划得到解决,有可能在三年内以适当的时间完成。ZPG-8 W型飞艇公司1976年为美空军的ZPG-8(软式)飞艇,排气量4,500立方米,最大速度141公里/小时 |
| 11 | 直升飞艇气球 [5, 9]   | 美   | 艾昂雷飞艇公司          |        |      | 85,000    |       |       | CH-53D直升机                     | 800     | 140       | 气球和直升飞机的混合式飞行器,估计载重比单独一架CH-53D直升飞机大10倍                                                                                   |
| 12 | 升力体飞艇 [5, 9]    | 美   | 艾昂雷公司            |        |      | 200,000   |       |       | 4台发动机(总推力74,000公斤)            | 330     |           | 介于飞艇和直升机之间的混合式飞行器,计划长30.5米长的(用于超短途客运)作为第一步,并将用艾昂雷-26所获得的试验资料(见上面序号9)                                                     |
| 13 | 混合式飞艇 [8]       | 美   | 艾昂雷公司            | 198    |      |           |       | 181   | 核动力                           | 5,860   | 280       | 设计中,航速可达16,000公里                                                                                                         |
| 14 | 现代飞艇(硬)         | 美   | 艾昂雷公司            | 258    | 47.6 | 283,000   | 349   | 245   | 核动力                           | 17,340  | 288       | 设计方案,重油燃料若最大航速可达17,860,000公里                                                                                             |
| 15 | 超级飞艇(硬)         | 美   | 艾昂雷公司            | 476    | 113  | 2,830,000 | 3,490 | 2,445 | 核动力                           | 17,340  | 288       | 设计方案,重油燃料若最大航速可达18,340,000公里                                                                                             |
| 16 | 奥伯特拉斯 [8]       | 法   | 航空空间研究所、巴黎航空公司   | 200    | 170  | 1,000,000 | 4,040 | 500   |                               |         |           | 设计中,由4个气球(每个直径80米,体积65万立方米)和8个超轻材料蒙皮组成                                                                                   |
| 17 | 空中吊床(双体飞艇)      | 法   |                  | 255    | 60   | 800,000   | 700   | 400   |                               | 8,000   | 108       | 设计中,系两飞艇                                                                                                                 |
| 18 | 大升力 [5, 9]      | 法   | 艾昂雷公司            | 235    |      | 1,500,000 |       | 900   |                               |         |           | 艇体为铝蒙皮,将在空中用绳索系于地面                                                                                                       |
| 19 | 硬式飞艇 [5, 9]     | 英   | 航空运输公司           | 400    |      |           |       |       | 10台船用普鲁姆西斯斯发动机                |         |           | 燃料用天然气或煤油二者合用,天然气装在艇于飞艇后的长132米的软式小艇内                                                                                     |
| 20 | 硬式飞艇 [5]        | 英   | 航空空间研究所、巴黎航空公司   | 549    |      |           |       |       |                               |         |           | 计划制造一系列试验飞艇,到1994年可能发展到549米长,可运天然气239万立方米,其中排气量56,600立方米的飞艇可能在1977年飞行。已化1.3亿英镑研究这种可能性                                    |
| 21 | 天空之船 [3, 8]     | 英   | 约翰·霍普金斯设计协会      | 215    | 215  | 1,000,000 |       |       | 10台4,000马力的涡轮增压发动机            | 144     |           | 1975年5月空手至太平洋七架飞艇内飞行了模型,形状像球体,直径90米,内充氦气,据说飞艇可能在三年内投入商业运输使用。1974年法国制造了类似的模型,直径约100米,内充氦气,并进行了短程飞行                        |
| 22 | (文献[4, 9])      | 苏联  | 列宁格勒齐奥尔科夫斯基飞艇设计局 |        |      |           |       |       |                               |         |           | 设计中,新制造苏联目前至少有十个飞艇小艇,国家机构对飞艇兴趣也增大。目前,已设计1-200吨的各种型号飞艇,艇体采用金属结构,但公开报道中未介绍具体情况                                             |
| 23 |                 | 加拿大 |                  |        |      |           |       |       |                               |         |           | 分三步发展,第一步CAD-1软式飞艇(见上面序号7)                                                                                               |
| 24 |                 | 西德  |                  |        |      |           |       | 300   |                               |         |           | 分四步发展,第一步WDL-1飞艇(见上面序号8)                                                                                                 |
| 25 | (文献[4])         | 日本  |                  | 53     | 13   |           |       | (15人) | 2台175马力的发动机                   | 380     | 65        | 选通用,造价约1.5亿日元。日本比纸蒙皮了一步,目前已着手发展                                                                                          |
| 26 |                 |     |                  |        |      |           |       |       |                               |         |           |                                                                                                                          |