

压气机、涡轮变几何 译文集

集美航海学校
图书资料室

七〇三所情报室

1980年11月

序 言

在舰用燃气轮机发展的初期，曾经尝试过利用复杂热力循环来改善燃气轮机的经济性，特别是部分负荷下的性能。例如英国在四十年代末期研制的 RM-60 机组即是其中之一。它采用中间冷却及回热，使部分负荷下的性能有明显的改善。但试验的实践证明：由于装置复杂性大大增加，给安装、维护、运行带来很多不便，装置的可靠性亦受到影响。此外，由于管道阻力的原因，该装置的经济性亦未达到设计值。因此，复杂循环在舰用燃气轮机至今未获实际应用。改善舰用燃气轮机装置经济性的主要途径至今还是简单循环初参数的提高。

作为舰艇主机的燃气轮机需要在负荷变化很广的条件下工作。这一点与航空机组是不同的。舰用机组的最大功率与巡航功率之比可达 8:1 左右。同时，考虑到舰艇在进出港口时的要求，巡航主机应该在更低的工况下亦能稳定运行。

随着简单循环初参数的提高以及长期低工况运行的要求，为了解决舰用燃气轮机的变工况性能问题，变几何压气机及涡轮的采用就是十分必要了。由于结构上的限制，所谓“变几何”在实际上往往只是局限于压气机及涡轮导叶安装角的变化，其他如动叶几何和子午面流道的变化，在结构上是很难做到的。

在高压比压气机上采用可转导叶，主要是为了解决启动及低工况的稳定运行问题，即通过可转导叶的作用，使喘振或严重失速的边界大大地离开运行线。至于在正常工况下，通过压气机可转导叶改善机组的经济性，往往效果不甚显著。动力涡轮上采用可转导叶，对带回热器机组来说，部分负荷经济性的改善效果十分明显。但对无回热器的机组来

说，则优越性不很显著。研究变几何问题另一个原因是它在机组调试过程中重要的作用。由于燃气轮机各部件的气动性能与设计值总是有区别的，因此在单轴或双轴发动机的调试过程中就不可避免地产生高、低压涡轮之间，高、低压压气机之间，以及涡轮及压气机之间的最佳匹配问题。这些匹配通过涡轮导叶的变几何（有时亦同时采用压气机的变几何）往往就可以比较简单地得到合理的解决。由此可见，涡轮、压气机变几何性能的研究在机组的研制工作中是具有实际意义的。

我所情报研究室在三四室同志的帮助下收集了变几何论文 14 篇。其中 5 篇是压气机变几何的，9 篇是涡轮变几何的。我们选择的侧重点是试验研究方面的文章，一般理论推导的选得不多。鉴于国内这一方面的系统性报导不多，因此，希望这个译文集的出版能有助于这问题学术讨论的发展。由于我们水平有限，无论在选材上和翻译编辑上都存在着不少缺点，希望读者批评指正。

在选题、翻译和技校及描图等方面得到了我所许多同志热情的支持与帮助，这里一并致谢。

李根深

八〇年七月五日

目 录

压 气 机 部 分

轴流式压气机级中的叶片调节	(1)
对变几何进口导叶与静子叶栅的单级试验评定	(8)
用可调静叶扩大轴流式压气机有效工作范围	(43)
提高燃气轮机部分负荷性能的变几何压气机	(76)
使用变几何压气机降低简单循环单轴燃气轮机 的空负荷油耗	(82)

涡 轮 部 分

可转动喷咀级的研究	(90)
汽车燃气轮机变几何动力涡轮级的气动热性能	(93)
受可变静子通流面积影响的单级涡轮性能	(100)
受可变静子面积影响的双级涡轮性能	(109)
静子面积的变化对空气冷却单级涡轮性能的影响	(130)
变几何动力涡轮	(143)
静子可调涡轮及其对喷气发动机性能的影响 之分析研究	(152)
小型燃气轮机涡轮变几何研究	(172)
动力涡轮几何可变的自由涡轮发动机的辅助功率引出 ...	(205)

轴流式压气机级中的叶片调节

A.W. 麦科伊

A.W. 胡 珀

摘 要

本文介绍了关于通过调整叶片,来调节轴流式压气机级容积流量的研究结果。确定了这种叶片调节方法的有效度,并且定义为在等压升下,叶片转动单位角度后容积流量的相对变化。

在基元级中,叶片调整的有效度,取决于反动度、流量和压力系数这些主要的设计参数。调整静叶应该采用低的反动度,而调整动叶则趋向于选择高的反动度。

本文介绍了在不考虑径向平衡和变能量输入时,几种常用级型的叶片调整有效度沿径向的分布,对于静叶叶栅调节,有效度的最大值在叶片的根部截面——即通过调节叶片来增加流量时,轮毂处轴向速度迅速增加。在这些常用的级流型中,动叶调整提供了一个略为均匀的有效度分布。本文还讨论了调节有效度沿叶高均匀分布的特殊级设计。

前 言

对于有效地压缩大流量的流体,轴流式压气机明显地优越于与之竞争的其它涡轮机械。然而,在等转速下,由于固有的陡峭的压力容积特性,因此其狭窄的流量范围是一个重大的限制。轴流式压气机在某些应用中,需要有宽广的压比容积流量范围,这就必须用某种方法来改变通常的压气机特性。工作范围宽广这一要求,对于象美国空军阿诺德工程发展中心高速风洞中的压气机尤为明显。在这样的高速风洞中,通常的具有变驱动速度的压气机特性,再也满足不了对压力和流量的要求,必须采用一种使风洞和压气机有效匹配的新方法。因为这些风洞和压气机的尺寸大,所以允许使用高质量流量比[1]的设计原则和在等转速下利用可调叶片得到所需的工作范围,从而获得巨大的利益。

虽然调整静叶比调整动叶在机械方面困难少些,但是为了使研究具有普遍性,也为了能

有所比较,本研究将对两种调整型式都予以考虑。所作的考虑都是基于适合作多级应用的单个“正常级”。

符 号

下面给出专用名词表。此外,图1示出用这些符号标注的正常级典型叶片速度图。这是一个级进、出口流动条件一致的正常级速度图。应用在后面分析中的符号,大部分是兰尼提供的[2]。在这个无因次分析中,参考速度通常是取动叶顶部的圆周速度,但有时也取某特定基元的圆周速度。此时,所有气流参数均取“当地”值。

ϕ = 流量系数(无因次轴向速度)

λ = 绝对速度的周向分量

μ = 相对速度的周向分量

ψ = 压力系数(无因次压升)

U = 动叶顶部基元的圆周速度,用来使上述速度无因次化

ξ = 半径比

R = 反动度(动叶中的静压升与全级中静压升之比)

n = 压气机流量或轴向速度的相对变化

E = 叶片调整的有效度

β = 动叶气流角

γ = 静叶气流角

δ = 被调节叶栅的旋转角

下 标

R = 动叶

S = 静叶

0 = 轮毂处条件下的

1 = 动叶进口条件下的

2 = 动叶出口条件下的

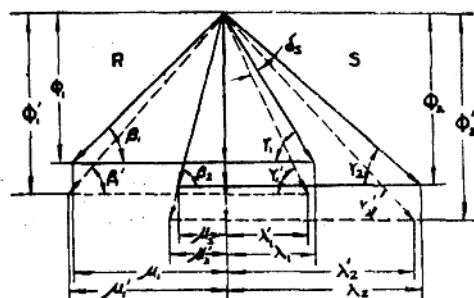


图 1 静叶栅调整后的典型压气机速度图

一般的理论

(1) 控制有效度的定义

调节轴流式压气机叶片，能在等转速下改变压力容积特性。调整静叶栅或者动叶栅安装角后的这种典型特性示于图 2 中。在这种情况下以及在下面章节中，使容积流量增加的叶栅旋转的角度取为正值。

为了确定叶片调整的有效度，集中研究了叶片未经旋转的设计运行状态，以及动叶或者静叶栅旋转一个 δ 角使流量增加后的运行状态。当任意一叶栅被调整到后一种位置时，存在如下的运行条件：

$$\left. \begin{aligned} \phi &= \phi + \Delta\phi \\ \psi &= \psi + \Delta\psi \end{aligned} \right\} \begin{aligned} \delta &= \alpha \\ \psi &\neq \psi \end{aligned} \quad (1)$$

在此状态下，叶栅的气动负荷与设计值相当。一般说来，这个当量运行点的压升与原始运行点的压升会有微小的差异。然而，因为通常的多级压气机特性都是接近等容积运行的，所以对叶片的调节，被看作主要是容积调整的一个方法。特别令人感兴趣的新运行点是

$$\left. \begin{aligned} \phi' &= \phi + \Delta\phi \\ \psi' &= \psi \end{aligned} \right\} \delta = \alpha \quad (2)$$

后一条件代表等压升的流量变化，它提供了定义叶片调整有效度的准则。

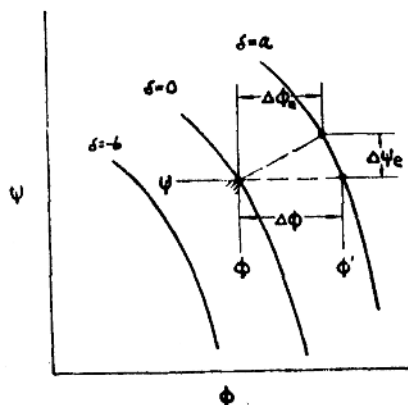


图 2 可转动叶或静叶栅的典型等速特性

在 $\psi' = \psi$ 时流量的相对增量由下式给出

$$n = \Delta\phi / \phi = (\phi' - \phi) / \phi \quad (3)$$

于是，在这些条件下对应于旋转角的相对流量变化率为

$$(\partial n / \partial \delta)_{\psi} \approx n / \delta \quad (4)$$

它将取决于叶片速度图的设计和叶栅旋转角度。为了比较各种叶片设计，可在最初的设计条件下即在 $\delta = 0$ 处，求出这个导数。此值代表等压升时 n - δ 函数的初始斜率，并且是叶片调整有效度的定义，即：

$$E = (\partial n / \partial \delta)_{\psi, \delta=0} \quad (5)$$

(2) 几点假定

对于任何一种压气机叶栅分析，都必须有一定的条件。本研究所作的假定条件是：(1) 流体不可压缩；(2) 对于每一个叶片基元来说，调整叶片使流量加大后的沿径流动分量，相似

于设计条件下的值。(3)基元的出气角不变;
(4)级压升沿径向均匀分布。

流体不可压缩这个假定,或许与“压气机”这一名称是相矛盾的,可是为了获得起码的一次近似,大多数叶片理论一般都是这样假定的。要获得更高次的近似,有一些可压缩性修正方法可供使用。

上面的第二点假定,并没有排除存在沿径向流动的任何可能性。它承认在设计条件下,存在可用径向平衡条件来确定的[2-4]径向流动分量,并假定在叶片调整后产生的非设计流动中,存在相似的径向流动。当叶栅旋转的角度不大时,预期会十分接近这一条件。所以在此情况下的叶片调节有效度,按未经调整的设计条件进行求值。

假设出气角不变,是因为除了对于特定的叶栅状态以外,目前还无法确定落后角的变化。要获得较精确的计算,可以用所考虑的特定叶栅的已知特性取代这个假定。

尽管大多数传统的理论都是假设正常级中的动叶具有均匀的功分布,但是,这一假设只有在级的设计条件下才完全成立。对于非设计工况则有点过于简化,在偏离设计流量较大时,只能给出流动分布的一次近似结果。然而,对于多级来说,均匀的能量增加在实际上是可取的。并且,可以用依此假定得到的流动为基础,采用直接数值法,求得变能升的高次近似。诱导效应的量和压升的径向分布,一般可以估计与用本文方法确定的叶片调节有效度的不均匀性成正比。

(3) 静叶调节

动叶栅位置固定时,容积流量的改变可以根据静叶转动角 δ 来确定。

在等压升下, $\psi = \psi'$, 且

$$\Delta\lambda = \Delta\lambda' = \psi/2\xi \quad (6)$$

式中“'”表示静叶旋转角为 δ 时得到的值。径向平衡效应能使某特定半径处的条件为

$$\phi_1 = \phi_2$$

因此,可以由动叶进口和出口条件,给出

任一半径处容积流率(轴向速度)的变化,

$$n_1 = \frac{\phi_1' - \phi_1}{\phi_1} \quad n_2 = \frac{\phi_2' - \phi_2}{\phi_2} \quad (7)$$

对于动叶相对气流出口角保持不变的条件可以写成,

$$(\xi - \lambda_2')/\phi_2' = (\xi - \lambda_2)/\phi_2 \quad (8)$$

对于静叶栅

$$\tan \delta = \tan(r_1' - r_1) = \frac{(\phi_1'/\lambda_1') - (\phi_1/\lambda_1)}{1 + (\phi_1'/\lambda_1')(\phi_1/\lambda_1)} \quad (9)$$

根据动叶进口条件,方程(8)可以写成,

$$\frac{\phi_2'}{\phi_2} = \frac{\xi - \lambda_1' - (\psi/2\xi)}{\xi - \lambda_1 - (\psi/2\xi)} \quad (8a)$$

根据增加流量后,各径向基元的径向分速度相似这一假定,有 $n_1 = n_2 = n$, 和

$$\phi_2'/\phi_2 = \phi_1'/\phi_1 \quad (10)$$

把方程(8a)和(10)代入方程(9),静叶旋转角由下式给出

$$\tan \delta = \frac{\frac{\phi_1}{\lambda_1} \left(\frac{n+1}{n} \frac{\lambda_1^2 + \phi_1^2}{\xi - (\psi/2\xi)} - \lambda_1 \right)}{\phi_1} \quad (9a)$$

流量的相对变化由下式得出

$$n = B / (A \cos \delta + 1 - B) \quad (11)$$

式中

$$A = \frac{\phi_1}{\lambda_1}, \quad B = \frac{\lambda_1 + (\phi_1^2/\lambda_1)}{\xi - (\psi/2\xi)}$$

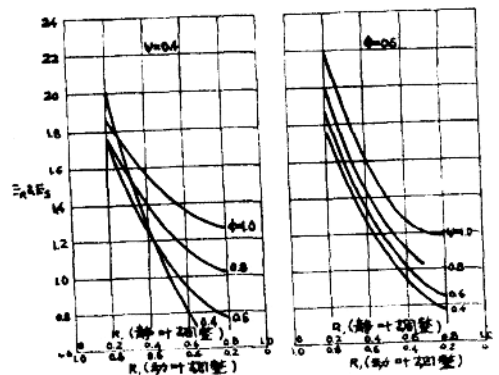


图3 基元叶栅中叶片调整有效度与反度度的关系

因此 $n-\delta$ 函数关系式的导数为

$$\left(\frac{\partial n}{\partial \delta_s}\right)_{\psi} = \frac{B \sec^2 \delta_s}{A + (1-B) \operatorname{tg} \delta_s} + \frac{B \operatorname{tg} \delta_s (1-B) \sec^2 \delta_s}{[A + (1-B) \operatorname{tg} \delta_s]^2} \quad (12)$$

根据方程(5)确立的定义, 静叶调整有效度为:

$$E = \left(\frac{\partial n}{\partial \delta_s}\right)_{\psi, \delta=0} = \frac{B}{A} \frac{\lambda_1^2 + \phi_1^2}{\phi[\xi - \psi/2\xi]} \quad (13)$$

(4) 动叶调节

静叶位置固定时, 动叶控制的有效度可以用类似方法确定。在这种情况下, 静叶栅出气角恒定为:

$$\lambda_1' / \phi_1' = \lambda_1 / \phi_1 \quad (14)$$

动叶转动 δ_r 后的相应条件可表示为:

$$\operatorname{tg} \delta_r = \operatorname{tg}(\beta_2' - \beta_2) = \frac{(\phi_2' / \mu_2') - (\phi_2 / \mu_2)}{1 + (\phi_2' / \mu_2')(\phi_2 / \mu_2)} \quad (15)$$

式中 $\mu_2 = \xi - \lambda_2$

使用类似于调节静叶时采用的程序, 可得到动叶调整的有效度为:

$$E_R = \left(\frac{\partial n}{\partial \delta_R}\right)_{\psi, \delta R=0} = \frac{\mu_2^2 + \phi_2^2}{\phi_2[\xi - (\psi/2\xi)]} \quad (16)$$

基元有效度

为了比较动叶和静叶的调整, 需要考虑在

某特定半径处的流动条件。在这种情况下, 按如下条件选定任意半径比 ξ^*

$$\phi_1 = \phi_2 = \phi (\text{当 } \xi = \xi^* \text{ 时}) \quad (17)$$

具备径向平衡的情况下, 这一条件通常在大约平均半径处获得, 并且反动度简单地定义为

$$R = 1 - (\lambda_m / \xi^*) \quad (18)$$

此处 $\lambda_m = \lambda_1 + (\Delta \lambda / 2)$ 。

既然现在所讨论的是这一特定基元, 参考速度就可以从动叶顶部的圆周速度, 改为特定基元的圆周速度。于是, 根据“当地”值得出:

$$E_s = \frac{[1 - R - (\psi/4)]^2 + \phi^2}{\phi[1 - (\psi/2)]} \quad (19)$$

$$E_r = \frac{[R - (\psi/4)]^2 + \phi^2}{\phi[1 - (\psi/2)]} \quad (20)$$

这些方程式用反动度、压力和流量系数这些基本设计参数, 表示出某基元的动叶和静叶调整的有效度。这些设计参数的影响分别示于图(3)一(5)中。

对于在特定的流量系数和压力系数下的反动度影响示于图(3)中。从方程(19)和(20)可以看出, 反动度 R , 是引起动叶和静叶调整有效度差异的唯一设计参数。而且, 50%的反动度时, 两种形式的调整具有相等的有效度。如图(3)所示, 随着反动度的增加, 动叶调整有效度

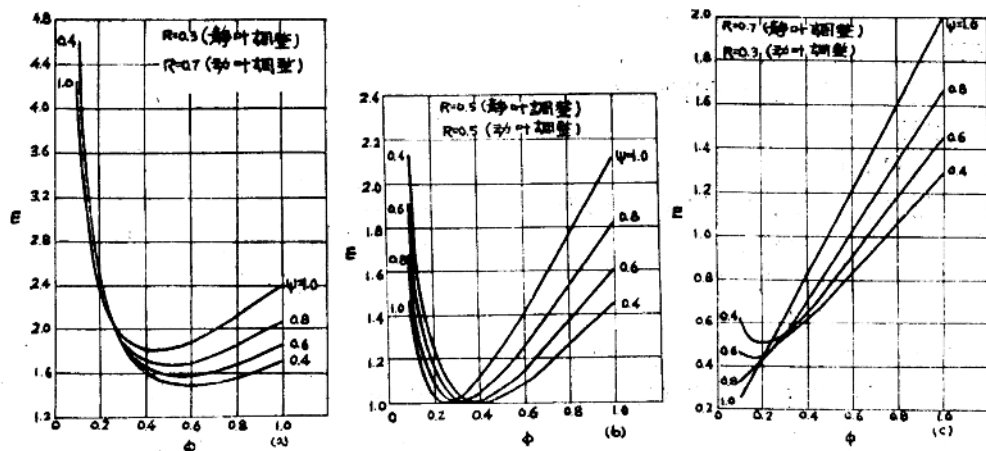


图 4 基元叶栅中叶片调整有效度与流量系数的关系

亦增加,而相应的静叶调整有效度减少。

流量系数对动叶或静叶调节有效度的影响示于图(4)中。这些曲线指出,为了获得高的叶片调整有效度,一般希望有高的流量和压力系数。如前所述,动叶和静叶调整的差异只取决于反动度。

有效度随压力系数的变化,取决于其它设计参数值。这可以通过查看图(4)中 $E-\phi$ 曲线所示的最小有效度值的条件,而得到进一步的了解。表示静叶有效度的方程(19)对流量系数求微分得:

$$\frac{\partial E}{\partial \phi} = \frac{1}{1-(\psi/2)} - \frac{\lambda_1^2}{\phi^2[1-(\psi/2)]} \quad (21)$$

并且最小的静叶调整有效度的条件是:

$$\lambda_1 = \phi \quad (22)$$

它发生在动叶进口气流角为 $\frac{\pi}{4}$ 时,静叶调整最小有效度的最终表示式为

$$E_{smin} = \frac{2\lambda_1}{1-(\psi/2)} = 1 + \frac{1-2R}{1-(\psi/2)} \quad (23)$$

相应的动叶调整最小有效度的条件是:

$$\mu_2 = \phi_2 \quad (24)$$

最小值由下式给出

$$E_{Rmin} = 1 - \{(1-2R)/[1-(\psi/2)]\} \quad (25)$$

此外,这些动叶和静叶调整的关系式,对称于 50% 的反动度,如图(5)所示。图中表

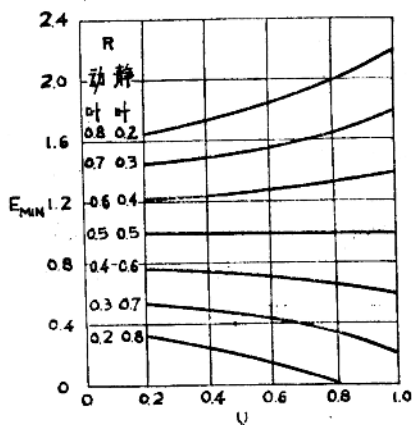


图 5 基元叶栅中最小有效度与压力系数的关系

明,增加压力系数的优越性,取决于采用那种调整方法,以及反动度是否大于或小于 1/2。对于静叶调整,反动度小于 1/2 时,其最小有效度随压力系数的增加而增加;对于动叶调整,反动度大于 1/2 时具有这一特性。

全级中的叶片调整

方程(13)和(16)分别给出了以动叶进口的相对条件和动叶出口的绝对条件表示的静叶和动叶调整有效度的关系式。假设在所有半径上均为

$$\phi_1 = \phi_2 = \phi \quad (26)$$

就可以对于使用叶片调整的各种级设计进行比较。作此比较所用的叶片调整有效度方程是:

$$E_s = (\lambda_1^2 + \phi^2) / \phi [\xi - (\psi/2\xi)] \quad (13a)$$

$$E_R = (\mu_2^2 + \phi^2) / \phi [\xi - (4/2\xi)] \quad (16a)$$

把压气机进口绝对旋转速度写成下式,便可用来确定若干常用的压气机级型:

$$\lambda_1 = K \xi^X$$

考虑 $X = -1, 0$ 和 $+1$ 时的流型,相应于这些流型的叶片速度图具有基本的特性,在其它比较研究中也经常利用。按通常的提法把它们称为:

自由涡旋(FV), $X = -1$

等进口旋转(CIS), $X = 0$

叶轮流动(WF), $X = 1$

常数 K 可以根据某特定半径处所希望的反动度来选择。

对于有效度沿叶高均匀分布的这样一些叶片流型,也作一比较是合乎需要的。按定义,这些有效度沿叶高均匀分布的叶片满足如下关系

$$\partial E / \partial \xi = \partial^2 E / \partial \xi \partial \delta = 0 \quad (28)$$

为了与方程(27)给出的常用叶片类型作比较,可以以动叶进口绝对旋转速度来描述其流动。

静叶调整有效度沿叶高均匀分布(USED)的速度图由下式给出:

$$\lambda_1 = \{E_s \phi [\xi - (\psi/2\xi)] - \phi^2\}^{1/2} \quad (29)$$

动叶调节有效度沿叶高均匀分布(USED)的速度图由下式给出:

$$\lambda_1 = \xi - \frac{\psi}{4\xi} - \left[E_s \phi \left(\xi - \frac{\psi}{2\xi} \right) - \phi^2 \right]^{1/2} \quad (30)$$

式中 E_s 和 E_r 为选定常数。

所考虑的几种级型的动叶和静叶调节有效度沿叶高分布曲线示在图(6)和图(7)中。为了进行比较,图中还示出了动叶进口的旋转分量。在图(6)中选择了使叶片根部截面处产生对称速度图的常数。从图上看到,这些级型的总有效度差异很大。图(7)示出了在平均半径处,具有对称速度图形的各种叶片流型的比较。

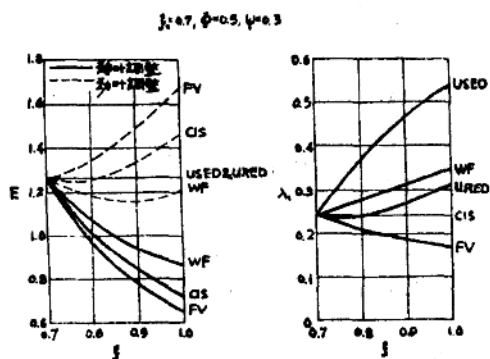


图 6 在相同的根部条件($R_0 = 0.5$)下各种叶片流型的比较

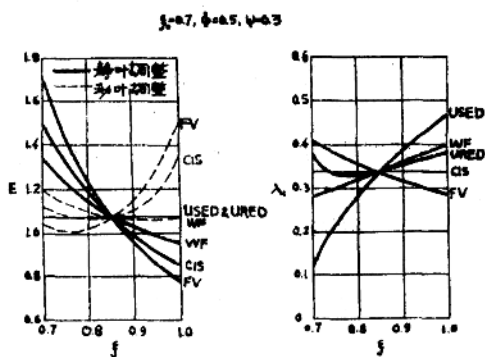


图 7 在相同的平均半径条件($R_m = 0.5$)下各种叶片流型的比较

常用的轴流式压气机级叶片调节的例子表明。一般来说,调节有效度在整个叶高上的分布是不均匀的。对于远离设计条件下,流谱将受到例如径向不平衡和可能的二次流动这些条件的影响。在叶片控制有效度非常不均匀的叶片类型中,这些影响将最为突出。根据简单的径向不平衡假设所作的研究结果,可以推导出某些其它的定性数据。

对于图(7)所示几种具有常用速度图形的叶片,静叶调整有效度分布的最大值,都是在叶片的根部截面处得到。因此,流量增加时,轴向速度沿径分布曲线,将在根部处达到峰值,并减少了这些根部基元处的气动负荷。由于径向平衡效应。气流将自动重新调整,使这些过高的轴向速度略有降低。使级能量增加的径向分布有某一正梯度。这种正的能量梯度,趋向于使增加了流量的气流稳定[5]。采用类似的静叶调节方法减少流量,会产生相反的效果,导致在根部基元处流量不足,形成负的径向能量梯度出现不稳定。这些影响可能在低于设计流量时都存在,并降低了可获得的压升和缩小了工作范围。

从图上看到,对于所考虑的常用级型,调节动叶比调节静叶能产生一个较接近于均匀分布的叶片调整有效度。在某些例子中,调整静叶与调整动叶在某种程度上互为补充,可以采用组合调整的方法,来提供一个基本上均匀分布的组合叶片调整有效度。

虽然具有均匀分布的叶片控制有效度的两种类型的叶片,不同于现今应用的那些,但是,所要求的流谱看起来并不过分。而对于均匀的动叶调整尤其如此,其流型类似于自由旋涡和叶轮流动组合的特性。这里没有考虑径向不平衡和极限负荷条件,在进一步比较级型时,应考虑这些因素。

结 论

通过基元叶栅表明,采用大的流量和压力

系数,可以得到高的叶片调整有效度。通过旋转动叶或静叶调节容积流量的效果曲线,对称于50%反动度的坐标轴。调节静叶要采用低反动度,而调节动叶则应采用高反动度。

研究表明,在几种常用的级型中,叶片调节有效度的径向分布,总的来说是不均匀的。在所有静叶调节的情况中和在动叶调节的某些例子中,叶片根部的有效度最大。而在动叶调节的情况中,调节有效度沿叶高的分布略微均匀一些。能够获得均匀的静叶调节有效度或动叶调节有效度的专用级型,并非显得过分,并且建议在进一步分析时,对径向不平衡和负荷极限予以考虑。

参 考 文 献

- [1] Wattendorf, F. L., Simplified Design Comparisons of Axial Compressors, Journal of the Aeronautical Sciences, Vol. 18, No. 7, p 447, July, 1951.
 - [2] Bowen, John T., Saversky, Rolf H., and Rannic, W. D., Theoretical and Experimental Investigation of Axial Flow Compressors, USN Contract No. N6-OR-102, January, 1949.
 - [3] Wu, Chung Hua, and Wolfenstein, Application of Radial Equilibrium Condition to Axial Flow Compressor and Turbine Design, N. A. C. A. T. N. No. 1795, January, 1949.
 - [4] Weske, J. R., Rubin, B. F., and Gardiner, F. J., Theory for Design of Axial Flow Compressors, Chrysler Corporation Engineering Division, TR No. A-61805.57, 1945.
 - [5] Weske, J. R., A Criterion of Radial Stability of Flow in Passages of Circular or Annular Cross Sections, Unpublished, 1946.
- 邬扬杰译自 "Journal of the
Aeronautical Sciences" January,
1953 边晓京校

对变几何进口导叶与静子叶栅的 单级试验评定

(美) B·A·琼斯

提 要

为了确定采用变几何的进口导叶与静子能把超音速巡航与马赫数下的涡轮发动机压气机第一级的稳定工作范围扩大到何等程度,对一台单级压气机在海平面起飞与3.0马赫数超音速高空巡航飞行两种工况下作了速度图分析,设计制造了一变弯度进口导叶装置、转子及两变几何静子(标识为A静子与B静子),在50—110%海平面起飞设计折合转速范围内用均匀进口气流进行试验,并在装设B静子的级中进行有周向与径向进口流畸变的总性能试验。

压气机级的转子轮毂比约0.5,转子叶尖直径约43英寸,总的来说类似超音速巡航发动机压气机的第一级。变几何导叶设计为具有63系列叶型,由固定的前叶节与两活动叶节构成。转子设计为具有圆弧叶型,叶尖进口相对马赫数为1.15。变几何静子设计为具有85系列叶型。A静子叶片设计为由固定的前叶节与可调后叶节构成,B静子叶片设计为由两可调叶节(能改变叶片的进口几何角与出口几何角)构成。

A静子级和B静子级的海平面起飞状态与巡航状态都分别达到或超过其海平面起飞的与3.0马赫数巡航的设计总性能指标。在70%海平面起飞设计折合转速与相应折合流量(大体相当于以3.0马赫数巡航的飞行条件)下,采用变几何的导叶与A、B静子所获得的效率比采用海平面起飞叶型(定几何)的高7.2%。而在相同转子速度下,采用巡航叶型比采用海平面起飞叶型能在较低流量下获得有而稳定的运行。

只有一可调叶节的A静子比具有两可调叶节的B静子具有较好的基元叶栅性能。

进口流的径向与周向畸变都会大大缩小B静子的级喘振范围。采用弯度可变的进口导叶能把一半以上由进口流畸变所缩小的喘振范围恢复过来。

引 言

用于先进的超音速巡航飞机中的压气机必需能在宽广的流量与转速范围内高效率地工作。当巡航速度增加到超过1.0马赫数后,定几何的压气机便越来越难满足在海平面起飞当巡航工况下的规定性能。主要原因是在超音速巡航马赫数下的冲压提高了压气机进口温度;若由于应力限制,保证压气机转速不变,就会大大降低折合速度,折合流量(及叶栅冲角)与压比随之发生变化,使前面级比在水平面起飞工况下时较接近失速极限,而后面级则较接近其

最大流量极限。所以,在此工况下,对前面级的级匹配比后面级要求高,进口级必须有充足的失速范围来防止失速的产生。而且,在超音速飞行速度下,进口流发生畸变,更增加了级失速与压气机喘振的可能性。

增大压气机级稳定运行范围的方法之一是使用变几何叶片装置来适应在非设计工况下基元叶栅速度三角的变化。本报告的分析与试验研究题目是采用变几何进口导叶与变几何静子叶列能把典型的3.0马赫数巡航发动机压气机前面级的稳定范围扩大的程度以及对于作这种研究所需使用的变几何装置的机械评价。

参考文献[1]给出了关于使用变几何导叶

来控制转子进口流动条件之效果的初步分析结果,指出了对于各种用数学模型表示的转子进口预旋分布,转子冲角与流量之再匹配的预想趋向。文献[2]介绍了本文报导之试验所使用的变几何叶片装置与试验台架的详细设计分析与气动力设计。其设计分析结果跟文献[1]所述的某些重要趋向一致。

对变几何进口导叶与静子的研究分三步完成:首先通过中线分析来选定从转子的预旋分布特征角度考虑最适于采用变几何的级型;随后进行气动力设计分析,由以确定在规定海平面起飞与巡航工况下的基元叶栅速度三角形图;最后,设计并制造一个变弯度的进口导叶与转子及两个变几何的静子(标识为A静子与B静子),并在转子的50—110海平面起飞设计折合速度范围内以均匀进口流进行试验。继后的总体性能试验,使用带B静子的级以径向与周向畸变的进口流进行。

变弯度进口导叶设计为在海平面起飞设计点上提供零预旋及在巡航设计点上提供从轮毂处为35度到叶尖处为20度的近直线型分布的预旋。两个变几何静子设计为在海平面起飞设计点上把气流引导到接近轴向,及在巡航设计点上向假想的第二级转子提供27.5度的平均旋度。转子设计成叶尖处相对进气马赫数为1.15,压比为1.35。转子进口的轮毂比约为0.5,转子叶尖直径约为43.0英寸。

A静子级与B静子级的详细试验结果分别在文献[3]与[4]给出。文献[5]给出B静子有进口流畸变时的结果。文献[6]给出在一环形叶栅上对两种变几何导叶构型与一个在前缘开有小缝以改进在高的非设计冲角下的流动转折的静子进行研究试验所得的结果。

本报告总结了整个研究的分析与试验结果,特别谈及海平面起飞与巡航设计性能的规定指标。

设计方法

对变几何级的设计选择按如下步骤完成:

1. 分析应加变几何的级型;
2. 分析海平面起飞设计点基元叶栅几何;
3. 分析巡航设计点矢量图及计算在巡航设计点条件下叶列再匹配的巡航设计点几何要求;
4. 选择满足巡航几何要求的变几何特点。

级型分析

经过对各种级型根据转子预旋度分布特点进行初始计算,表明在海平面起飞设计点上为零预旋的级型在非设计条件下每变化一度预旋度所产生的转子冲角变化最大(文献[2]的图4a)。在本分析中,使用了高巡航马赫数产品发动机压气机第一级的流道几何与海平面起飞性能。对巡航性能分析,规定了转子折合速度为70%海平面起飞设计折合速度及折合流量大体相当于在65,000英尺高度以3.0马赫数飞行的流量。在海平面起飞设计点,不考虑旋度分布对轴向速度分布之影响(即平均直径处轴向速度在整个平均直径处旋流角度范围内保持不变)时,转子平均直径处进口旋流角的变化范围为-30—+30度。在巡航工况分析中,同时考虑了海平面起飞的导叶出口旋流角及比此值大25度的角。

级型分析表明:(1)采用定几何的第一级在3.0马赫数巡航工况的典型转子速度与流量下运行是不稳定的;(2)在巡航工况下增大转子进口旋流角能把转子进口相对进气角恢复到稳定工作范围内;(3)如前所述,若海平面设计点的预旋度为零,则巡航时通过改变旋流角便可有效地改变相对进气角。这些结果总的来说与文献[1]的分析结果一致。文献[2]对这种级型分析作了更全面的讨论。

海平面起飞设计点分析

海平面起飞设计点运行以规定如下的转子

设计条件为基础:

1. 叶尖进口相对马赫数大约为 1.1.
2. 叶尖扩压系数为 0.3—0.4;
3. 压比为 1.35;
4. 轮毂——叶尖的出口总压定值.

级流道几何、叶列稠度、叶片厚度比及弦长均与超音速巡航马赫数的现代发动机压气机第一级的相似。级流道几何示于图 1，作矢量图分析用的流道模型示于图 2。本文报导的设计与试验数据所用的流线直径列于表 1。

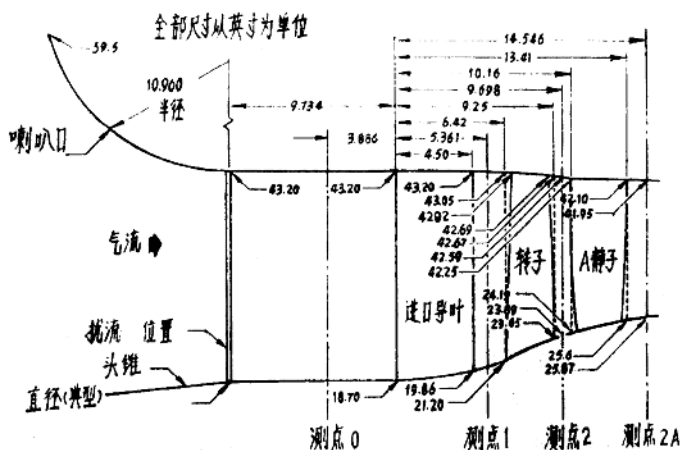


图 1 级通流部分几何

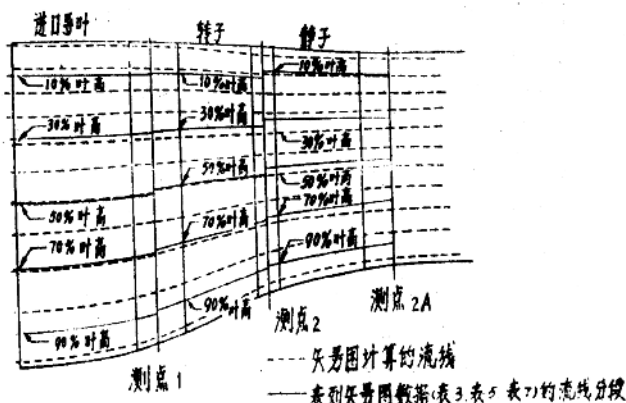


图 2 矢量图分析用的通流部分模型

表 1 流线直径(英寸)

叶列前缘上离叶尖距离 (%叶高)	进口导叶		转 子		静 子	
	前缘	后缘	前缘	后缘	前缘	后缘
0	43.28	43.28	43.050	42.67	42.50	42.10
10	40.75	40.75	40.865	40.45	40.669	40.40
30	35.85	36.10	36.495	36.495	37.007	37.00
50	30.95	31.40	32.125	32.75	33.345	35.70
70	26.05	26.80	27.755	29.10	29.68	30.45
90	21.15	22.20	23.385	25.40	26.02	27.10
100	18.70	19.86	21.200	23.65	24.19	25.61

进口导叶的设计选用了 63 系列的翼型截面 (以下章讨论的巡航运行的转折角要求为基础), 并采用文献[7]给出的数据作为选择导叶前缘角与尾缘角的准则。在矢量图分析中, 导叶叶高各处的损失系数均为 0.134。选用了这样高的损失系数是考虑了非圆弧形导叶表面的不规则对损失的影响。转子叶片由圆弧翼型截面构成。图 3 所示是转子装置的照片。在离叶

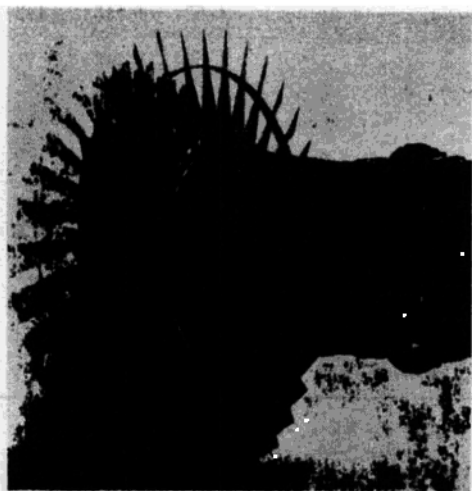


图 3 转子

表 2 一般设计性能数据

海平面起飞设计点:	
转子压比, $\bar{P}_2/\bar{P}_1$	1.351
级压比, $\bar{P}_{2A}/P_0$	1.321
转子效率, η_{ad} , %	92.2
级效率, η_{ad} , %	85.1
折合转速, $N/\sqrt{\theta}$, 转/分	6050.0
折合重量流量, $W\sqrt{\theta}/\delta$, 磅/秒	265.0
折合比重量流量, $W\sqrt{\theta}/\delta A_A$, 磅/秒·英尺 ²	32.0
折合转子端部速度, 英尺/秒	
巡航设计点:	
转子压比, $\bar{P}_2/\bar{P}_1$	1.137
级压比, $\bar{P}_{2A}/P_0$	1.132
转子效率, η_{ad} , %	93.5
级效率, η_{ad} , %	88.3
折合转速, $N\sqrt{\theta}$, 转/分	4235.0
折合重量流量, $W\sqrt{\theta}/\delta$, 磅/秒	143.3
折合比重量流量, $W\sqrt{\theta}/\delta A_A$, 磅/秒·英尺 ²	17.28
转子端部折合速度, 英尺/秒	

表 3 进口导叶速度图数据

在前缘上 离叶尖的 距 离 (%叶高)		V_{to}	β_{mto}	V_{to}	V_{mto}	V_{oto}	β_{mto}	M_{to}	$\Delta\beta$	ϵ_{to}
海平 面起 飞设 计点	90	441.0	0.0	475.1	475.1	0.0	0.0	0.400	0.0	12.1
	70	460.0	0.0	496.3	496.3	0.0	0.0	0.419	0.0	7.9
	50	473.1	0.0	509.2	509.2	0.0	0.0	0.432	0.0	4.2
	30	477.6	0.0	514.2	514.2	0.0	0.0	0.435	0.0	1.1
	10	477.0	0.0	512.1	512.1	0.0	0.0	0.434	0.0	-1.4
巡 航 设计 点	90	218.9	0.0	293.9	243.8	164.1	33.8	0.199	-33.8	12.1
	70	230.9	0.0	288.1	246.9	148.6	31.1	0.208	-31.1	8.1
	50	238.3	0.0	283.8	250.4	134.0	28.2	0.215	-28.2	4.8
	30	242.3	0.0	279.7	253.5	118.9	25.0	0.218	-25.0	1.8
	10	242.4	0.0	274.4	254.3	113.0	21.9	0.218	-21.9	-1.0

表 4 进 口 导 叶 几 何

63 叶型系列, 20 片叶片, 0.09 厚度比, 18.70 英寸内径(前缘), 43.20 英寸外径(前缘)

离叶尖距离 (%叶高)		κ_1	κ_2	ϕ	τ°	c	σ	δ°
基本叶型*	90	-19.9(-20.2)**	23.7(25.0)	43.6(45.2)	14.1(13.5)	4.52	1.412	1.4
	70	-20.0(-20.2)	22.5(23.3)	42.5(43.5)	13.2(12.6)	4.52	1.245	2.1
	50	-20.2(-20.2)	21.2(21.5)	41.4(41.7)	12.2(12.1)	4.52	1.080	2.8
	30	-20.4(-20.2)	19.9(19.9)	40.3(40.1)	11.2(11.5)	4.52	0.913	3.5
	10	-20.6(-20.2)	18.6(18.0)	39.2(38.2)	10.2(10.5)	4.52	0.748	4.2
海平面起飞设计点	90	-20.2	5.4	*	1.2	4.55	1.412	*
	70	-20.2	3.7	*	0.5	4.55	1.245	*
	50	-20.2	1.9	*	-0.2	4.55	1.080	*
	30	-20.2	0.3	*	-0.9	4.55	0.913	*
	10	-20.2	-1.6	*	-1.6	4.55	0.748	*
巡航设计点	90	-20.2	36.0	56.2	21.1	4.47	1.412	2.2
	70	-20.2	34.3	54.5	20.5	4.47	1.245	3.2
	50	-20.2	32.5	52.7	19.9	4.47	1.080	4.3
	30	-20.2	30.9	50.9	19.2	4.47	0.913	5.9
	10	-20.2	29.0	49.2	18.5	4.47	0.748	7.1

* 见文献[2]第二节“变几何进口导叶与静子叶栅”。

** 括号内是修改的基本叶型的数值。

表 5 转 子 速 度 函 数 数 据

在前缘上离 叶尖的距离 (%叶高)	V_{t0}'	V_{mt0}	V_{ot0}'	β_{mt0}	V_{t0}'	V_{mt0}	V_{ot0}'	β_{mt0}'	U_{t0}	U_{ot0}	M_{t0}'	$\Delta\beta$	D_f	ϵ_{t0}	ϵ_{ot0}
海平面起飞设计点															
90	804.9	517.8	617.8	50.0	548.8	531.8	239.5	24.9	617.8	670.5	0.738	25.1	0.4787	17.1	16.1
70	908.5	534.4	734.2	53.9	658.2	529.5	396.1	36.8	734.2	769.0	0.832	17.1	0.4371	10.4	9.7
50	1009.2	545.5	849.1	57.3	743.8	522.5	531.0	45.9	849.1	865.5	0.929	11.4	0.4024	5.1	4.6
30	1107.4	548.0	963.9	60.2	826.0	513.3	648.2	51.9	963.9	964.2	1.019	8.3	0.3814	0.8	0.7
10	1208.8	544.0	1080.0	63.2	905.5	497.9	758.9	56.7	1080.0	1070.0	1.110	6.5	0.3721	-2.9	-2.9
巡航设计点															
90	378.7	260.8	226.2	46.9	316.3	285.9	131.7	25.0	431.2	567.5	0.341	21.9	0.4040	17.1	16.9
70	450.9	261.9	368.8	54.8	353.5	282.4	210.0	36.8	513.1	536.4	0.409	18.0	0.3808	11.5	11.9
50	531.7	265.0	462.5	60.4	402.7	286.8	284.5	45.0	594.6	604.5	0.482	15.4	0.3933	6.5	7.1
30	618.3	267.1	557.3	64.5	465.5	293.2	361.2	50.9	674.8	673.0	0.560	13.6	0.3874	2.0	2.5
10	702.5	267.8	649.8	67.8	522.0	295.9	431.8	55.4	752.5	744.5	0.635	12.4	0.3965	-2.2	-2.4

表 6 转 子 几 何 与 性 能

圆弧叶型系列, 34 片叶片, 21.20 英寸内径(前缘), 43.05 英寸外径(前缘)

离叶尖距离 (%叶高)	K_1	K_2	ϕ	τ°	c	t/c	σ	i_m	δ°	$\bar{\omega}'$
海平面起飞设计点										
90	48.6	18.8	29.8	31.2	3.24	0.075	1.42	1.4	6.1	0.024
70	52.5	32.5	20.0	41.2	3.43	0.065	1.30	1.4	4.3	0.024
50	56.1	42.1	14.0	48.2	3.63	0.055	1.20	1.2	3.8	0.033
30	59.6	48.6	11.0	53.6	3.82	0.045	1.12	0.4	3.3	0.058
10	63.2	52.9	10.3	57.9	4.01	0.035	1.06	0.0	3.8	0.097
巡航设计点										
90	48.6	18.8	29.8	31.2	3.24	0.075	1.42	-1.7	6.2	0.030
70	52.5	32.5	20.0	41.2	3.43	0.065	1.30	2.3	4.3	0.018
50	56.1	42.1	14.0	48.2	3.63	0.055	1.20	4.3	2.9	0.030
30	59.6	48.6	11.0	53.6	3.82	0.045	1.12	4.9	2.3	0.064
10	63.2	52.9	10.3	57.9	4.01	0.035	1.06	4.5	2.5	0.125

表 7 静 子 速 度 图 数 据

在前缘上离 叶尖的距离 (%叶高)	V_{10}	V_{m10}	V_{010}	β_{m10}	V_{10}	V_{m10}	V_{010}	β_{m10}	M_{10}	$\Delta\beta$	D_f	ϵ_{10}	ϵ_{10}
海平面起飞设计点													
90	696.5	559.2	416.2	36.7	593.9	591.9	43.2	4.1	0.620	32.6	0.362	14.6	6.8
70	661.3	551.5	370.0	33.8	571.9	571.0	26.8	2.6	0.587	31.2	0.350	8.5	3.8
50	634.9	541.2	332.5	31.5	561.0	560.5	19.2	1.8	0.561	29.7	0.335	3.7	1.5
30	617.2	530.0	315.5	30.8	559.7	559.7	18.3	1.8	0.542	29.0	0.319	0.1	0.0
10	604.5	516.5	312.7	31.2	565.9	564.9	20.7	2.1	0.528	28.6	0.298	3.4	-1.6
巡航设计点													
90	445.5	298.5	330.0	47.7	313.8	274.0	153.1	29.2	0.400	18.5	0.455	15.5	7.5
70	437.4	294.3	324.5	47.8	333.1	295.1	153.0	27.5	0.392	20.3	0.400	10.6	5.4
50	435.0	297.5	318.1	46.9	351.5	314.1	157.3	26.7	0.388	20.2	0.358	9.8	3.2
30	435.1	301.8	314.5	46.2	370.3	331.8	164.1	26.4	0.388	19.8	0.311	1.4	1.0
10	539.5	303.8	317.4	46.2	392.4	351.5	174.1	26.4	0.389	19.8	0.268	-3.2	1.3