

## 三维流动对轴流式压气机 中间级落后角影响的模拟

[美] W.B. 罗伯特 G.K. 塞洛维

[提要] 本文对于中间级的转子和静子, 提出了三维流对落后角影响展向变化的模型。把该变化取为高于或低于任一展向位置由叶素理论估算值之差。已经发现, 静子变化强烈地受端壁附面层厚度、弯度、稠度和叶片通道展弦比的影响, 而转子的变化取决于端壁附面层的厚度和叶尖的相对间隙。如果知道或可以计算出这些参数, 则这些模型对以低亚音速到高亚音速进口马赫数工作的压气机中间级落后角的展向变化, 提供了相当好的近似。

### 符 号

$AR =$  展弦比,  $h/c$

$AR_c =$  通道展弦比,  $h/s$

$C =$  叶片弦长, 毫米

$h =$  叶展或平均的叶片高度, 毫米

$\bar{h}_A =$  轮毂附近的叶展部分, 转子在该处开始转折过度。

$\bar{h}_n =$  从静子叶尖到最大转折不足位置的叶高占据叶展的部分

$\bar{h}_n =$  从转子叶尖到最大转折过度位置的叶高占据叶展的部分

$S =$  叶片的节距, 毫米

$TC_s =$  静止的叶尖间隙, 毫米

$\overline{TC}_s =$  静止的相对叶尖间隙,  $TC_s/h$

$X =$  沿叶展的距离, 毫米,

$\delta =$  落后角, 度

$\delta^* =$  附面层位移厚度, 毫米

$\bar{\delta}^* =$  相对的附面层位移厚度,  $\delta^*/h$

$\bar{\Delta} =$  落后角之差,  $(\delta - \delta_{s,D}) - (\delta - \delta_{s,D})_{s_0}$ , 度

$\Delta\delta = (\delta - \delta_{s,D})$ , 度

吉桂明摘译自《ASME Eng. for Gas turbine》1986, Vol. 108 131-137p

$\sigma$ = 叶片的稠度	95 = 离叶尖95%叶展
$\varphi$ = 叶片的弯度, 度	2D = 相当的二维条件
下标	$h$ = 轮毂
1 = 进口	max = 最大的
5 = 离叶尖5%叶展	mo = 最大的转折过度
15 = 离叶尖15%叶展	S = 静止的
50 = 离叶尖50%叶展 (叶展中部)	$t$ = 叶尖
85 = 离叶尖85%叶展	W = 壁面 (端壁)

## 前 言

涡轮机内的流场是十分复杂的,其中包括无粘的、粘性的、可压缩的、不稳定的、三维和旋转的影响,因此它们不适于理论求解,并且还需要经过一些时间,才能得到能满意地估算这些流场的计算机和数值计算方法。此外,即使在分析的方法可以被利用的时候,仍留有为形成进行分析结构的初步设计问题,鉴于这些原因,需要形成一些半经验的模型,以便合理地估计各种三维粘性影响。其中之一是环形端壁对轴流式压气机叶栅流动转折的影响。

现在对于二维流动,存在一些用来估算落后角的数据关联和计算方法。但是,当叶栅用于轴流式压气机时,与端壁的相互作用,导致了二维估算的发散。本文提供了一个简单的模型,可以利用二维估算给出整个叶展落后角的估算。假设落后角展向分布的模型是由两部分组成的:(1)基本的或二维叶素落后角的估算,(2)二次流或端壁引起的落后角估算。这篇文章介绍了得到第(2)部分落后角的方法:一种用于三维流动对轴流式压气机中间级落后角影响的半经验模型。

## 数据库和方法

估算叶列展向二次流引起的落后角模型主要是基于NAS A12种亚音速压气机中间级的数据,这些中间级包括了宽广范围的设计参数。考虑的所有数据均取自设计的叶尖速度为244米/秒,并在最大效率附近工作的压气机级。二维流动的落后角( $\delta_{2D}$ )是根据卡特法则计算的,计算时考虑到半径和轴向速度通过叶列的变化进行了修正。假设从测量的落后角( $\delta$ )减去这些计算值( $\delta_{2D}$ ),剩下的落后角是由三维或二次流引起的落后角。对于转子和静子,这些数据的汇总图分别示于图1(a)和图1(b)。

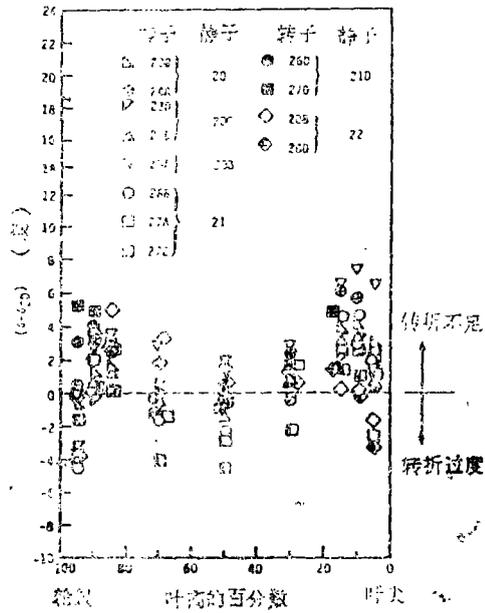
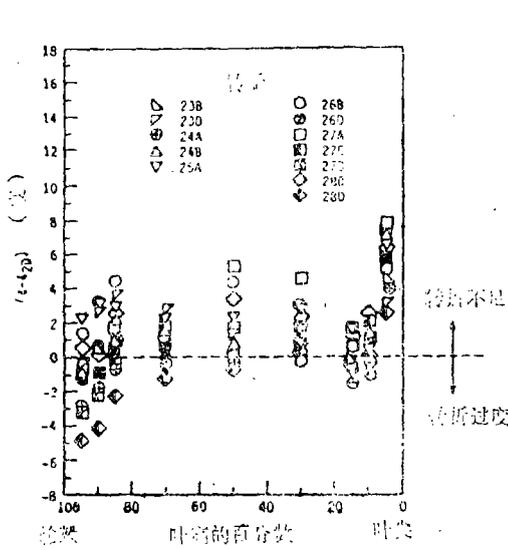


图 1 (a) 在最大效率附近工作的 NASA 中间级转子展向的落后角性能

图 1 (b) 与各种转子组合并以最大效率工作的 NASA 静子展向落后角性能

图 2 (a) 2 (b) 分别表示了转子和静子落后角展向变化之差。

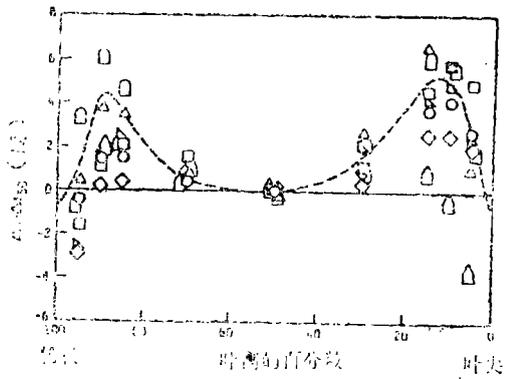
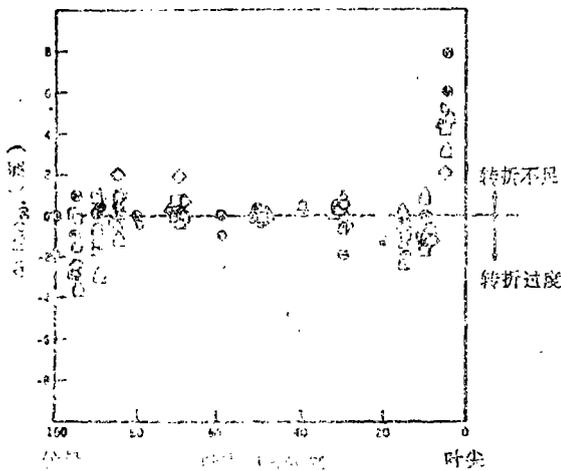


图 2 (a) NASA 中间级转子展向的落后角性能 ( $\Delta\delta$ )<sub>0</sub> 置于零

图 2 (b) 与各种转子组合的 NASA 静子展向的落后角性能, ( $\Delta\delta$ )<sub>0</sub> 置于零

由图可以看到，转子在轮毂处转折过度，在叶尖处转折不足，中间变化很小。这可能是旋转对叶片尾流内流体影响的结果。流体在离心力作用下被带到叶尖区域。叶尖处的缝隙使低能量的流体在叶尖堆积，进一步增加了转折不足。

对于没有端壁缝隙的静子，如图2所示。在端壁附近出现了两个明显的转折不足的极大值。这些极大值是由两个主要的二次粘性角隅旋涡的“堆积”引起的，角隅旋涡是由通道压力梯度形成的。

研究表明影响转子和静子落后角展向分布的具体参数是叶片弯度 $\varphi$ 、叶片展弦比 $AR$ 、叶片通道的展弦比 $AR_c$ 、稠度 $\sigma$ 、叶尖间隙 $TC$ 、用进口附面层位移厚度 $\delta_1^*$ 表示的进口处端壁附面层厚度，或许还有轮毂/叶尖的半径比。

### 静子落后角的模型

数据图的分析表明，对于大多数静子，在10-20%端壁范围内，存在有最大的转折不足，在端壁或叶高中部之间呈非对称的指数型变化。所以，把二次流引起的落后角变化模拟成四部分：（1）最大转折不足的大小，（2）最大转折不足的位置，（3）端壁处转折不足或转折过度的数值，（4）中间的变化。这一模型的示意图示于图3。

最大转折不足的大小，基于14种实际模型最大转折不足的研究，确定重要的参数是端壁附面层厚度（即位移厚度或阻塞）、弯度、稠度和叶片通道的展弦比。

应该强调，端壁附面层对叶栅和转子内二次流损失和流体转折具有明显的影响。把进口位移厚度选择为表示附面层影响的参数。图4表示了 $\Delta_{max}$ 随 $\delta_1^*$ 的变化。

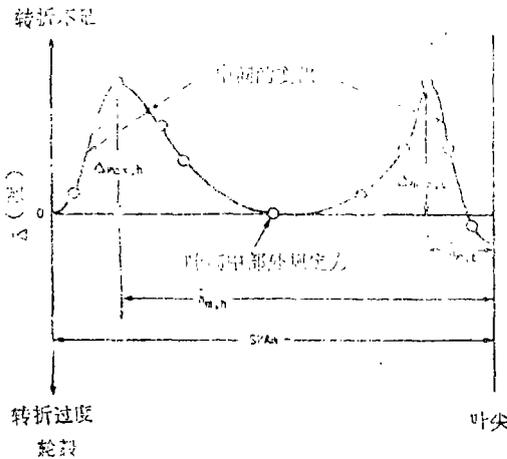


图3 由二次流引起的静子落后角变化的模型

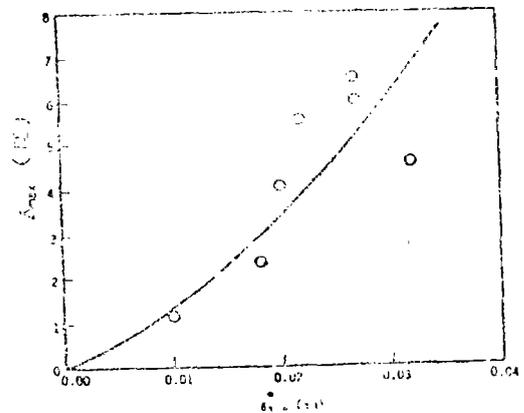


图4 NASA静子最大的转折不足随进口叶尖位移厚度的变化

得到的数据关联如下：

$$\Delta_{max} = 420 \left[ \frac{\varphi(\delta_1^*/h)^2}{AR_c \cdot \sigma} \right]^{3/4} \quad (\text{度})$$

虽然上式是由有限的资料得到的特定关系，但是这一模型适用于类似的亚音速压气机组，因为它复盖了大部分重要变量的主要范围。如果与叶片高度比较，进口附面层较大，则它对展向落后角的影响就大。要指出的是上述模型使用的叶片高度均为5.08厘米，未针对不同的叶高进行校准。

**最大转折不足的位置** 对这些数据的述评表明，最大转折不足的位置聚集在离轮毂或叶尖的10-20%叶展之间。在把最终的模型与数据资料比较时发现，把最大转折不足 $\Delta_{max}$ 的位置取为离端壁12.5%叶高，则得到了最好的拟合。

**端壁的数值** 为了完整地模拟落后角的展向变化，需要估算端壁处转折不足或转折过度的数值， $\Delta_w$ 。落后角和旋涡参数之间的线性关系如下：

$$\Delta_{max} - \Delta_w = 570 \left[ \frac{\varphi(\delta_1^*/h)^2}{AR_c \cdot \sigma} \right]^{3/4} \quad (\text{度})$$

只又知道 $\Delta_{max}$ ，则可用上式计算 $\Delta_w$ 。

### 转子落后角的展向变化

影响转子落后角展向变化的具体参数与静子的相同，只是增加了叶尖间隙(TC)为一参数。图2(a)表明，在转子叶尖处存在有最大的转折不足。在离叶尖15%叶展附近成为小的负值，而在叶高中部附近回到零。直到轮毂区域，它一直接近零，在85%叶展附近，再次变为负值(即成为过度转折)。

这种变化的示意图示于图5。如前面所说那样，这一变化是由于轮毂端壁，叶片附面层和尾流内的流体离心向叶尖区域而引起的。在叶尖处，流体积累并连同由通过叶尖间隙的压差引起的流动一起产生旋涡的堆积。

为了模拟这一变化，人们必须能够估算(1)叶尖处转折不足的数值，(2)叶尖区域内转折过度的数值，(3)轮毂区域内转折过度的数值，(4)叶尖区域转折过度开始的位置，(5)轮毂区域转折过度开始的位置，(6)中间的变化。

**叶尖处的转折不足** 基于8个亚音速压气机中间级的试验，图6表明了叶尖端壁附面层位移厚度和叶尖间隙对叶展处转折不足值 $\Delta_s$ 的影响。该图表示的关联可用来估算最大的转折不足：

$$\Delta_s = 2.7 \times 10^4 (\delta_{1s}^* \cdot \overline{TC}_s) \quad (\text{度})$$

**叶尖附近的转折过度** 试验资料表明，可以用下列两个常数近似地表示叶尖附近最

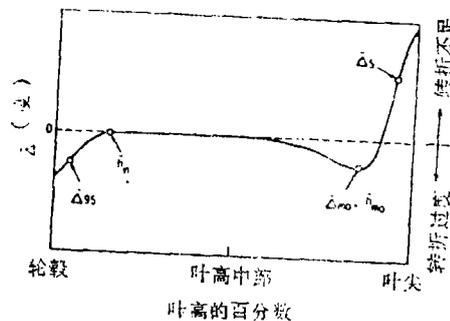


图5 由二次流引起的转子落后角变化的模型

大的转折过度的位置和数值:

$$\overline{\Delta}_{m0} \approx -1.25 \text{度}$$

$$\overline{h}_{m0} \approx 0.15$$

轮毂附近的转折过度 可以用下列二个常数近似地表示95%叶展处轮毂转折过度的数值和轮毂转折过度开始的位置:

$$\Delta_{0.95} \approx -2.0 \text{度}$$

$$\overline{h}_h \approx 0.85$$

式中  $\overline{h}_h$  是除以叶高的无因次叶展位置, 它表示轮毂转折过度开始的位置。

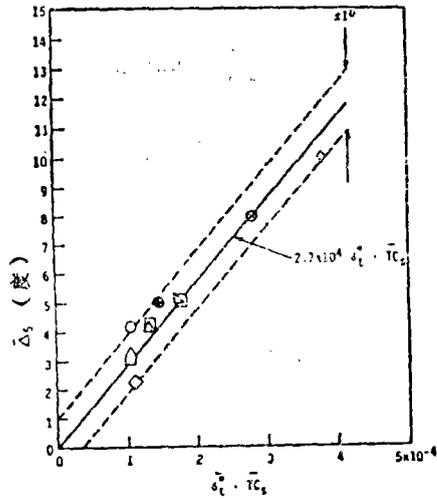


图6 转子5%叶展处转折不足的数据关联

### 结果和讨论

图7和图8表示了转子与静子模型与数据的比较: 吻合最好, 中间和最差的情况。可以看到除了最差的情况外, 这种模型能较好地估算落后角的展向变化。

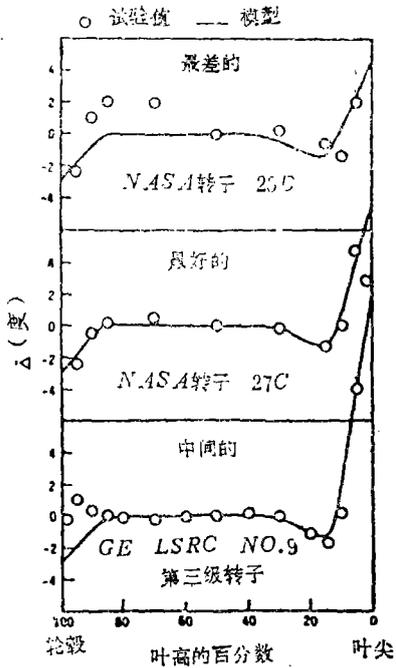


图7 转子展向落后角模型与试验数据的比较

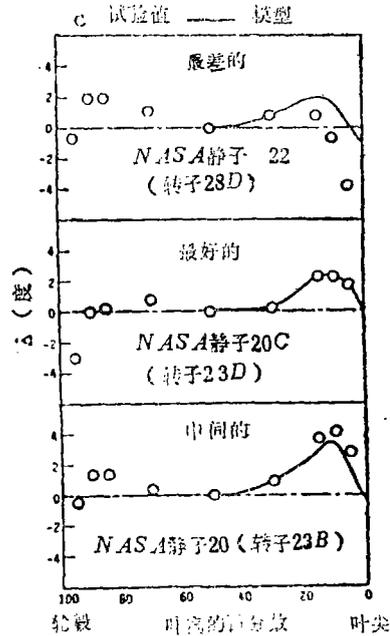


图8 静子展向落后角模型与试验数据的比较

考虑到端壁位移厚度(或阻塞)对计算展向影响的重要性,必须要能够估算它通过压气机的变化。该分布可以通过对阻塞进行直接测量或计算得到。

本文介绍的用于亚音速转子和静子的简单的设计点展向落后角模型可用来估算偏离叶素(二维)落后角估算的变化。这一模型尤其适用于缺少试验资料来指导估算三维流对落后角影响的设计情况。

## 结 论

本文对亚音速轴流式压气机中间级,提出了二次流对落后角影响展向变化的设计点模型。使用五个方程的模型可以估算三维流对转子落后角的影响,该模型考虑了从叶尖到轮毂的非对称性变化。因为静子落后角的变化在性质上是对称的,所以一种三个方程的模型能满足静子的需要。如果知道每个叶素的二维落后角,则利用这些简单的模型,设计者和分析者可以迅速地估算出从轮毂到叶尖流体的落后角。

这些模型是由有限的资料得到的,虽然目前的结果是令人鼓舞的,但是还需要在一个较大范围的设计参数和流动参数内作进一步的验证。

参考文献请参见原文

## 中国将和美国联合技术公司合作生产FT8发动机

1986年8月,中国航空技术进出口公司(CATIC)与美国联合技术公司(UTC)属下的普拉特·惠特尼公司(P&W)及透平动力和船舶机械公司(TP&M)签署了一项合同协议。决定在中国合作研制、生产和销售P&W的JT8D涡轮风扇航空发动机的工业用机型FT8,并要求中国在今后十年内购买37台组装的FT8燃气轮机组装体,总价值为1.5亿美元。

FT8工业用燃气轮机是在JT8D涡轮风扇航空发动机的基础上去掉风扇,低压透平、增加低压压气机零级和重新设计燃烧室和气缸。标准状态下的保证性能为:基本负荷功率24.8MW,热效率38.7%。

交付中国研制和生产的FT8将有三种不同的机型:

① 发电用——可用于简单循环和联合循环,也可用于石油,天然气管线和石油化工的机械传动。

② 船用——用作当前中国海军船只和其他新设计船只的推进动力。

③ 燃用低热值煤气——改型的燃煤系统将能燃用发热量为 $4100\text{KJ}/\text{m}^3$ 的煤气。

FT8发动机将和Kellogg-Rust-Westinghouse(KRW)的空气鼓风流动床煤气发生炉配套。

(下转39页)