

扩压叶栅中的旋涡流动

北京航空航天大学

唐燕平  陈矛章

中国科学院力学研究所

陈  芳

**【摘要】**  本文以旋涡作为研究线索,对扩压叶栅内旋涡流动作了较为全面的试验研究,提出了一个常规扩压叶栅内部近壁流动的物理模式,包括角涡与叶面附面层干涉的壁面拓扑流型,扩压叶栅流动中的旋涡结构,以及这个旋涡结构在不同攻角下与叶栅损失结构和负载结构的关系,从而解释了扩压叶栅角隅区高损区存在的原因。

一、前  言

早期的叶轮机二次流理论<sup>[1~3]</sup>,是基于通道涡模式提出的,它可以预测由二次流引起的平均流角变化,但却不能很好地解释端区集中高损区存在和局部发生堵塞的真实原因。随着对叶轮机性能要求的不断提高,这种局限性越来越明显地表现出来。近十几年来,从不同侧面证实了轴流叶轮机叶栅流动中存在复杂的旋涡流动<sup>[4~6]</sup>,且这种旋涡流动结构与叶栅损失和负载能力密切相关,从而解释了这种理论局限性的真实原因。

本文是一个关于扩压叶栅内旋涡流动系列研究工作<sup>[7~9]</sup>的小结,这个系列研究工作,把“旋涡是扩压叶栅端区流动的支配因素”这一认识作为基本研究线索,把研究重点放在以下几个方面:1. 获取关于扩压叶栅端区旋涡发生、旋涡流向发展、旋涡与其它流型相互作用的流动画面及动力学参数,从而证实端区旋涡系统的存在。2. 据此,导出特定负载条件下和在定常意义下的壁面流型和空间旋涡结构,从而获得关于端区旋涡流动的基本概念。3. 研究旋涡流动结构与叶栅流动损失结构和负载结构的相互关系,以探求叶栅总体特性随攻角变化的真实物理本质。本文以综述形式给出以上三个方面的主要研究结果,基本试验的进口条件见表1,叶型为NACA-65-0010。

表1  各组基本试验进口条件

|         | 显  示  试  验          |                      |                     | 定  量  测  量           |                     |                     |
|---------|---------------------|----------------------|---------------------|----------------------|---------------------|---------------------|
|         | 水  槽                |                      | 平面叶栅<br>风洞          | 平面叶栅风洞               |                     |                     |
|         | 系列                  | 系列                   |                     | ×"型热丝                | 五孔测针                | 热电偶                 |
| 进口速度    | 0.1m/s              | 0.05m/s              | 2.5m/s              | 24m/s                | 25m/s               | 25m/s               |
| 弦长雷诺数   | 1.1×10 <sup>4</sup> | 0.56×10 <sup>4</sup> | 1.9×10 <sup>4</sup> | 1.84×10 <sup>5</sup> | 1.9×10 <sup>5</sup> | 1.9×10 <sup>5</sup> |
| 进口附面层厚度 | >20mm               | >20mm                | ≐20mm               | 18mm                 | 18mm                | 18mm                |
| 来流紊流度   |                     |                      |                     | 0.8%                 | 0.8%                | 0.8%                |

本文于1989年8月收到。

为了实现上述目标,在该研究工作中,采用了一个包括热线风速仪、常规三维测针、Preston 管和风洞、水槽显示装置组成的测试系统。上述测试方法的细节已在文献 [7~9] 中给出。

## 二、扩压叶栅端区旋涡流动 (中等负载)

1. 角涡的发生及特征 图1是水槽中5°攻角下流动的激光片光源照片,距前缘轴向距离为35%,这里显示出清晰的角涡流型。角涡是端区旋涡流动起核心作用的旋涡,它与通常所讲的通道涡有一些重要的不同点。首先,在叶栅通道(见图2)端区中,沿 $z$ 向绝大部分区域内所受到的剪切主要是 $\partial v/\partial y$ 和 $\partial u/\partial y$ ,而与流向涡有关的仅有 $\partial v/\partial y$ ,这正是通道涡的特征。而在角隅区(端壁和吸力面之间), $\partial v/\partial z$ 达到 $\partial v/\partial y$ 的量级,从而构成了一独立线涡—角涡存在的特征条件。其次,图3给出的栅后温度场等值线表明:构成角涡的高温流团主要来自进口附面层中那些靠近端壁的流层(见图3b)。而那些离端壁较远的加热流层,在发展过程中受通道涡的作用发生翘曲,在叶栅出口成一倾斜的高温流层流出(见图3a)。角涡与通道涡的上述差异,使它们的动力学作用有重要不同,即对损失的贡献、对其它流型的作用、对紊流场的影响和对高低能物质的掺混均有重要差异,这正是以后要讨论的问题。



图1 角涡的形成  
( $Re=1.1 \times 10^4$ )

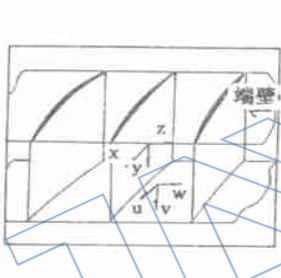


图2 平面叶栅坐标示意

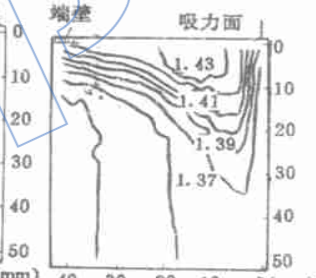
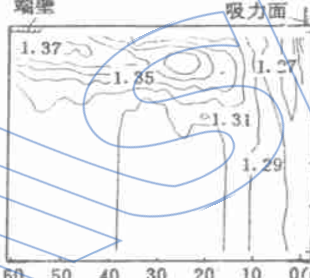


图3 栅后温度场等值线

角涡生成后,必然沿流向发展,并在发展过程中与其它流型相互作用,图4给出烟风洞中拍下的角涡沿流向发展的流型。很易发现,一个单一角涡在发展中演变成一个多涡结构,即涡对A和下面两个不很清晰的涡B、C。



a



b



c



d

图4 角涡的流向发展 ( $i=5^\circ$ ,  $Re=1.19 \times 10^4$ ), 显示截面距前缘分别为 a: 62%; b: 83%; c: 93%; d: 108%

2. 角涡与叶片吸力面附面层相互作用 图4中涡对A包含角涡和二次涡。二次涡是角涡同吸力面附面层相互作用的产物。图5显示了二次涡逐渐脱落下来的情况,在a中角涡上方有大量物质堆积, b中二次涡已经脱落下来,从而形成类似于图4b中的双涡结

构。

图 6 从另外的角度观察二次涡 产生的过程, a 中红、绿流团分别来自前缘叶面和端壁。两股流团在叶面上形成一个凸起结构, 并在这一凸起结构内缠绕在一起。b 中红、绿流团分别来自前缘叶面和弦向中部叶面。很明显, 在距前缘距离 40% 内, 流动很规则, 而在这之后, 红、绿流线发生缠绕, 这说明叶面凸起结构提供了涡量, 是个涡量源。

图 4 中涡团 B、C 的形成与涡对 A 密切相关, 其中 C 的影响更大些, 它与 A 涡对作用后诱导的下洗流动和角隅区的压力梯度有关。由于它是次生涡, 组成这个涡的流团的主体并不来自形成角涡的那个流层, 因此图 4 中 C 涡团很不清晰。

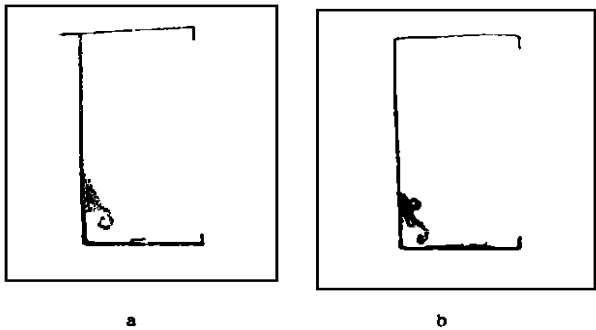


图 5 角涡与附面层相互作用 ( $i=5^\circ$ ;  $Re=1.1\times 10^4$ ), 显示截面距前缘分别为 a: 35% 轴向弦长; b: 42% 轴向弦长

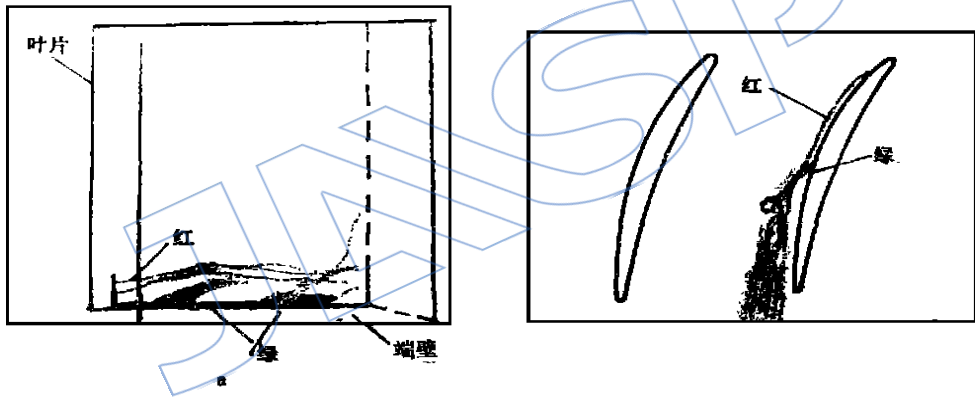


图 6 角涡与附面层相互作用 ( $i=5^\circ$ ;  $Re=1.1\times 10^4$ )

a: 红色发自叶片端区前缘, 绿色发自前缘端壁; b: 红色发自叶片端区前缘, 绿色发自叶面中部

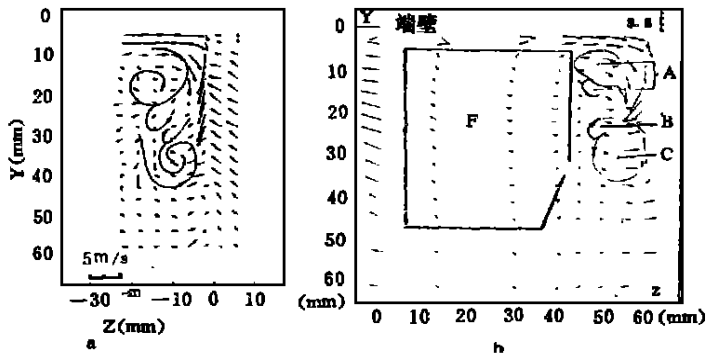


图 7 叶栅二次速度矢量 ( $i=5^\circ$ )

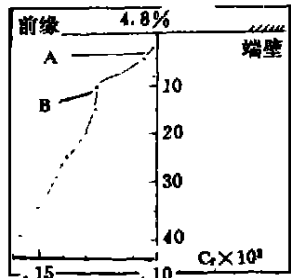


图 8 壁面剪应力系数展向分布

3. 有关角区涡系的动力学参量 角隅区流向涡系最敏感的动力学参量是叶片吸力面上沿展向的流向剪应力分布和与流向垂直截面上的二次速度分布。图 7 是在叶栅出口测得的二次速度分布, a、b 分别是“X”型热丝、五孔针测量的结果。它们两者与显示试验结果都很一致。图 8 是在距前缘距离 48% 处 5 攻角下用 Preston 管测得的流向剪应力沿展向分布。图中 A、B 两处出现两个凹点, 反映了局部流向剪应力相对低。它们所对应的位置是涡对 A 和涡团 B 的位置。图 8 反映的正是文献 [10] 给出的结果, 即当一个近壁的具有相当强度的旋涡与平板附面层发生作用时, 作用点附近区域将出现一个流向壁面剪应力的低值区。这表明: 角涡强度最高, 而二次涡和涡团 B 的强度低得多, 涡团 C 没有留下相应的痕迹。

#### 4. 对应角区涡系的紊流场

图 9 是 5 攻角下由“X”型热丝测得紊动能和紊流剪应力  $\overline{vw}$  的分布。a 是紊动能分布, 该图显示了四个紊动能水平比较高的区域局部的高紊动能区域, 是由以下机制造成: 首先是旋涡-附面层、旋涡-旋涡相互作用形成的高剪切区中紊流生成量大幅度增加, 形成高紊流区; 其次是旋涡涡核自身的抖动, 造成高的紊流动能水平; 最后是由旋涡诱导作用造成的附面层二次分离, 这也会造成大尺度不稳定的和高的紊动能生成水平, 因此 a 中出现多个高紊流动能区, 正好说明该区多涡结构的存在。b 中出现  $\overline{vw}$  很规则的

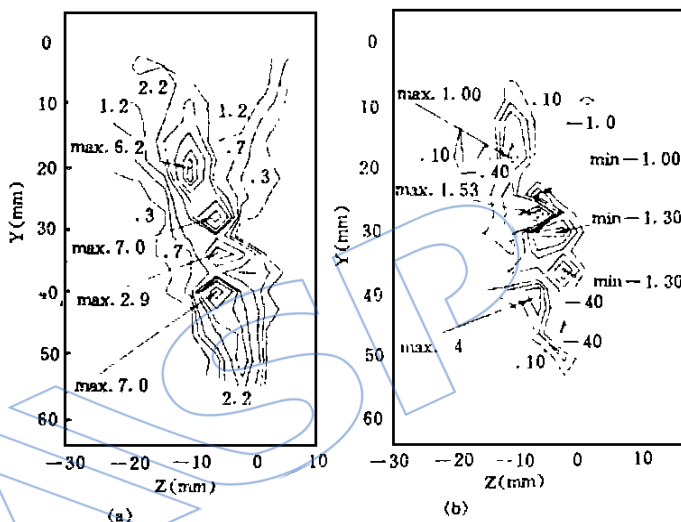


图 9 叶栅出口截面雷诺应力分布 ( $i = 5^\circ$ )

$$a: (\overline{u^2 + v^2 + w^2}) / u_1; \quad b: \overline{vw} / u_1$$

正负区域成对出现的分布, 这与高紊动能区有很准确的对应关系, 在平均流向涡量输运方程

$$u \frac{\partial \Omega_x}{\partial x} + v \frac{\partial \Omega_x}{\partial y} + w \frac{\partial \Omega_x}{\partial z} = \Omega_x \frac{\partial u}{\partial x} + \Omega_x \frac{\partial u}{\partial y} + \Omega_x \frac{\partial u}{\partial z} + (\frac{\partial^2}{\partial y^2} - \frac{\partial^2}{\partial z^2}) (-\overline{vw}) + \frac{\partial^2 (\overline{v^2} - \overline{w^2})}{\partial y \partial z} + \gamma \nabla^2 \Omega_x$$

式中,  $(-\overline{vw})$  项表示由雷诺应力引起的平均流向涡量沿平均流线的变化。注意到该项在叶栅上游流动中为零, 而在出口截面出现强的  $\overline{vw}$  分布, 表明一个流向涡系的存在和空间发展。

### 三、中等负载下的壁面流型和旋涡结构

以上给出了关于中等负载下端区旋涡流动的一些重要结果, 综合上述结果和文献 [7~9] 中的一些细节, 可以导出中等负载条件下扩压叶栅端区旋涡流动的一个典型的流动模式, 这个典型流动模式包括壁面拓扑流型和空间旋涡结构两部分。

图 10 给出壁面拓扑流型。其中 A 为栅前分离鞍点, 马蹄涡在此生成。由于压气机叶栅叶片前缘半径很小, 过去往往忽视前缘马蹄涡的作用。然而这里的研究工作表明, 由于叶栅与来流有一攻角, 因此前缘等效半径比实际几何半径要大得多, 引起的马蹄涡在叶栅前缘端区部分流动和对角涡的形成均有重要的影响。B 是壁面鞍点, 它同分离节点 C 一起, 表示角涡

生成的位置；叶面螺点 D 是角涡- 叶面附面层相互干涉形成的叶面分离点，这种形式的壁面奇点形成，与流向的逆压力梯度有关，文献 [ 11] 在其显示试验中，用一个流向涡与有逆压力梯度的柱体上的表面附面层相互作用，得到一个相似形态的奇点。由 D 点发出一个二次涡，即二次涡。G 是尾缘分离螺点，它主要是由出口区逆压力梯度构成，该螺点处发出一个展向涡，离开壁面后折转为流向涡。G 区为叶面尾缘回流区，F 区是端壁回流区，它们均是由于流向逆压力梯度和附面层内的动量亏损造成的。由图 10，在扩压叶栅角隅近壁区，存在一个几乎封闭的流型，即流团不能沿壁面流出叶栅，为了保证流动的连续性，它们必然通过一个空间流动结构流出叶栅，这个空间流动结构正是与这个壁面流型相对应的旋涡结构。

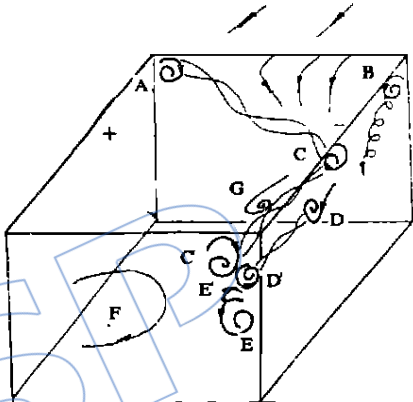
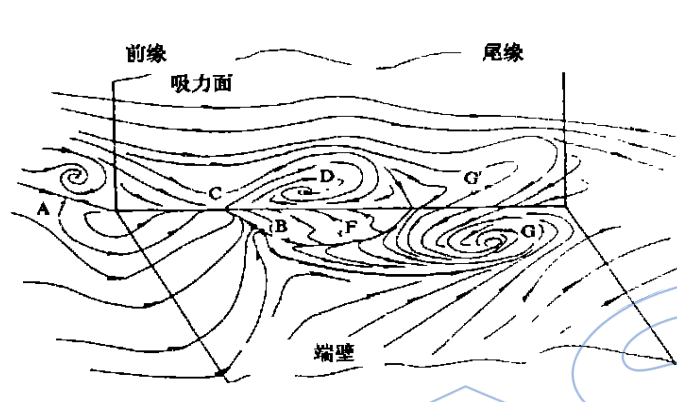


图 10 角隅区壁面拓扑流型 (中等负载)  
A: 前缘分离鞍点; B: 分离鞍点; C: 分离节点;  
D: 叶面螺点; F、G: 回流区; G: 后缘端壁螺点

图 11 角隅区旋涡流动结构 (中等负载)  
A、B: 前缘马蹄涡; C、C': 角隅; D: 叶面螺点;  
D'E: 二次涡; G: 后缘端壁螺点; F: 通道涡

图 11 是角隅区的旋涡结构示意图。压力面马蹄涡 A 在下一个叶片吸力面角隅区为角涡生成提供初始涡量，而吸力面马蹄涡 B 则沿吸力面发展，对吸力面前缘端区流动产生重要影响。角涡 C 生成后，与叶面附面层相互作用生成叶面螺点 D 及二次涡 D'，角涡旋向与 D 旋向相反。在叶栅尾缘端壁上由壁面螺点 G 形成的展向涡离开壁面后折转为流向涡，因此出口截面上有通道涡 F，角涡 C 和二次涡 D'。由前所述，近壁流团不能沿壁面流出叶栅，正是主要在涡 C' 和 D' 及由 G 点生成的旋涡诱导下，壁面流团进入靠近主流的空间位置。在展向和流向压力梯度作用下，诱导流又会生成新的角隅二次涡 E 和 E'，这正是图 4 中的涡团 B 和 C。

由图 10 和 11 可知，从单纯运动学的观点，在角隅区近壁低能流团的走向可能是十分复杂的，它们沿壁面向前的运动受到阻滞后，会在一组旋涡的诱导下作空间曲线运动。大量低能流团离开壁面，混入主流，成为该区域流动结构的重要特征。

上述流动模式，在定常意义下仅存在于中等负载的条件下。

### 四、高负载下流动模式的特点

1. 近壁回流现象 在高负载条件下，近壁流动在更多的区域发生更显著的回流。图 12a 和 b 分别是水槽 系列试验得到的 5 和 8.5 攻角下的端壁回流流型。图 12b 中，由前缘端壁发出的红、蓝流团到达叶片吸力面后，沿叶面表面分岔，一支向前，另一支倒流向叶面前缘，这种现象在 a 中不存在。图 13 是 系列试验得到的叶片前缘端区的回流流型，其中 a 是 5 攻

角的情况; b 是 8.5 攻角的情况。5 攻角时, 前缘不存在回流; 而在 8.5 攻角, 前缘出现周期性的局部回流。向后流动的空间孤立散乱红流团, 是前缘回流周期性的表现。

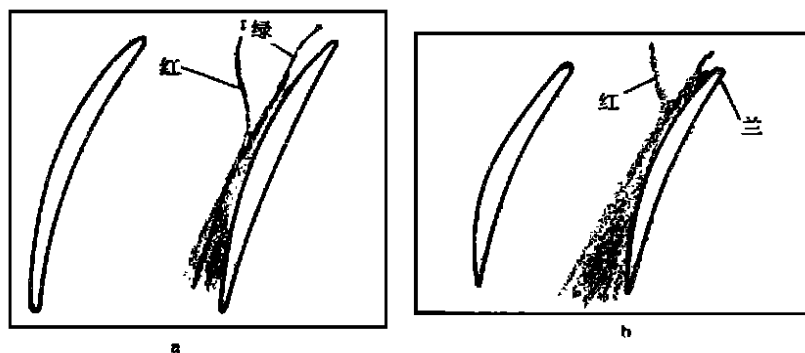


图 12 叶栅端壁流动 ( $Re = 1.1 \times 10^4$ )

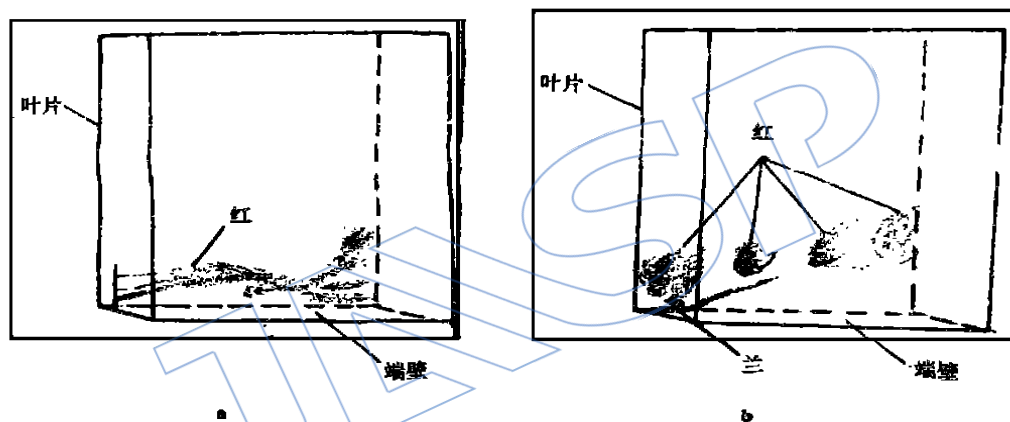


图 13 叶片端区前缘流动 ( $Re = 1.1 \times 10^4$ ) 红色发自叶片端区前缘, 蓝色发自前缘端壁

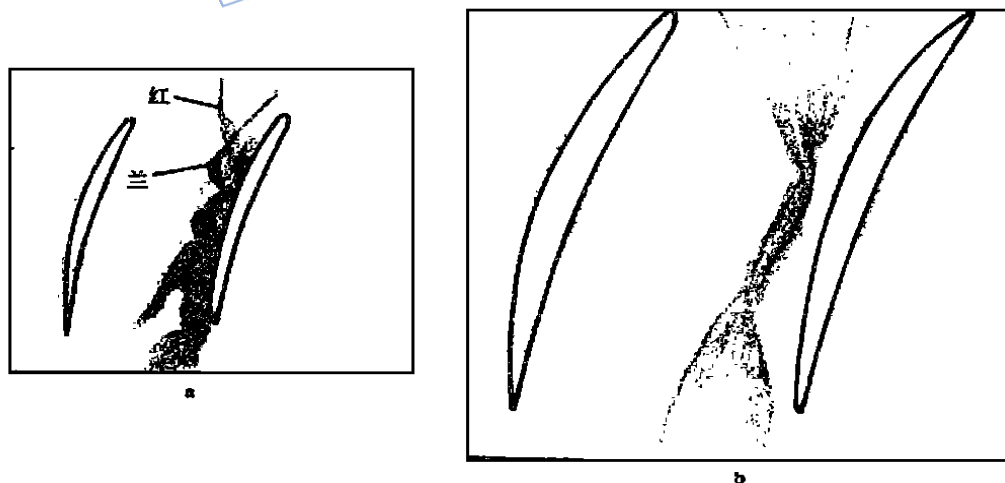


图 14 角涡在栅内破裂

2. 涡破裂现象 涡破裂是一种复杂的旋涡流动形态。通常涡破裂的定义是一个有轴向流

动的旋流中出现使流动结构发生突然变化的大扰动形式，它的涡核突然膨胀，轴向速度剧减，出现一有限的轴向倒流区为特征。在本文一系列显示试验中，发现高负载时，角涡流动形态确存在一个突发的大扰动过程，在此过程之后，角涡涡核直径发生突然增大，角涡变得非常不稳定。图 14a 是 11.5 时由水槽系列试验得到的流型；b 是 10 攻角时风洞中得到的流型，它们都反映了上述涡破裂流型方面的特征。

图 15 是 11.5 攻角下用五孔针测得的出口截面二次速度矢量分布图。与图 7 相比，这里没有明显的旋涡流动特征。其中 S 区仅存在与二维分离相联系的流形，而 C 区也没有涡核存在的迹象，区域 L 则是一个流汇，该区的总压测量值低于静压测量值，对比唯一的解释是倒流的存在。当然，不能指望采用五孔针可以测得真实涡破裂核心处的倒流区，但是它可以测得涡破裂后流场平均值的变化。高负载条件下，栅后没有显著的旋涡核心区，正是角涡破裂所造成的综合效应的体现。

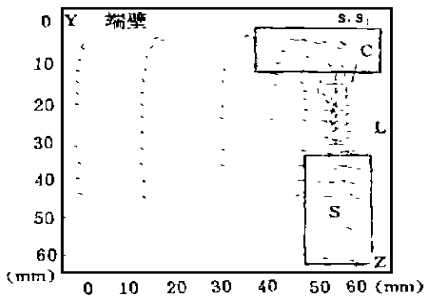


图 15 二次速度矢量图分布

3. 高负载下流动模式的特征 根据以上试验结果提供的材料，在高负载条件下，扩压叶栅角隅区内流动的主要变化有：(1) 端壁回流区扩展到前缘；(2) 端区叶面前缘发生回流；(3) 角涡核心在通道内迅速扩张，形成涡破裂流型，且在出口近端区出现倒流；(4) 不能观察到稳定的涡-附面层干涉现象。由此，高负载下扩压叶栅角隅区流动结构以涡破裂和回流为特征。在该流动中，探求定常意义下的流型是缺乏物理依据的，而非定常意义下研究流动结构的作变得十分有意义。这方面作包括：测定整个流动结构的特征频率，探索特征频率下周期性发生的流动结构的特征，研究控制该结构的定常，非定常气动手段等等，这将是一个有发展前景的研究领域。

### 五、端区旋涡结构的动力学效应

研究端区旋涡结构的动力学效应，即它对扩压叶栅损失结构和负载结构的影响，是本研究题目最终目的。只有揭示流动结构的上述动力学效应，才能提供完整的角隅区流动物理模式，也才能使研究工作具有鲜明的工程意义。

#### 1. 流动结构和负载结构的关系

##### (1) 扩压叶栅负载结构的特点

图 16、17 分别是 5°、11.5 攻角下静压系数  $C_p$  沿弦向的分布。为分析这些曲线的意义，定义负载系数为：

$$F_p = \int [C_{p+} - C_{p-}] dx$$

上式中，“+”、“-”表示压力面和吸力面。

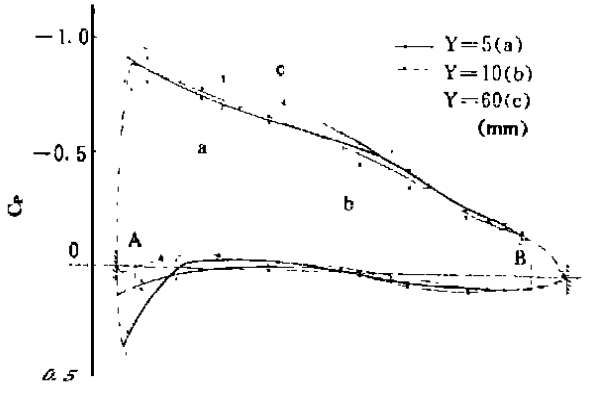


图 16 叶面静压系数分布 (Re= 1.9 × 10<sup>5</sup>)

表 2 给出了叶栅展向各截面上的总负载涡展向的变化, 其中  $F_{pc}$  是截面 C 上的负载系数。该表表明, 负载展向分布随攻角而变化。随攻角增加, 端区负载会超过中区负载。

表 2 叶栅负载系数展向变化

| 截面 | $Y$ (mm) | $F_p/F_{pc}$ ( $i=5^\circ$ ) | $F_p/F_{pc}$ ( $i=11.5^\circ$ ) |
|----|----------|------------------------------|---------------------------------|
| a  | 5        | 0.975                        | 1.130                           |
| b  | 10       | 0.978                        | 1.110                           |
| c  | 60       | 1.000                        | 1.000                           |

图 18 进一步给出展向不同截面负载系数沿弦向变化的情况。a. 在两种攻角下, 距前缘 40% 弦长以上的范围内, 各截面上负载水平相差不多。在约 60% 以后, 展向中部截面。b. 在两种攻角下, 距前缘 15% 弦长范围内, 端区负载水平高于中区负载水平, 这个趋势随攻角增加而加剧。c. 在  $5^\circ$  攻角下; 在 15% ~ 40% 范围内, 中区负载高于端区负载。这种趋势在  $11.5^\circ$  攻角下消失了。以上各点反映了扩压叶栅(至少对于本文采用的叶型)负载结构的特征。

(2) 流动结构和负载结构的关系 以上表明端区负载的不适当主要表现在前缘负载急剧增加。这一现象是与前缘流动结构(见图 19)密切相关的。在这个区域中, 马蹄涡和角涡均具有很强的影响, 平均流线由于它们的诱导作用而受到拉伸, 因而造成加速减压, 引起端区吸力峰的出现。这种情况将随攻角增加而加剧, 这是因为当攻角加大时, 马蹄涡强度增加, 并角涡形成的位置将更加靠近叶栅前缘。

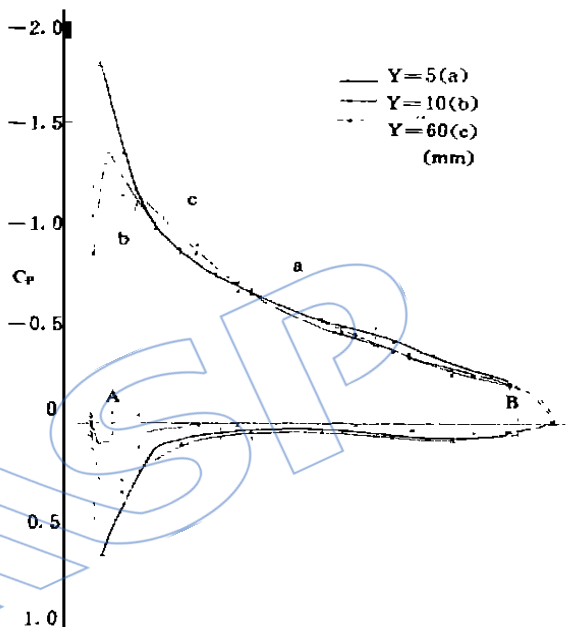
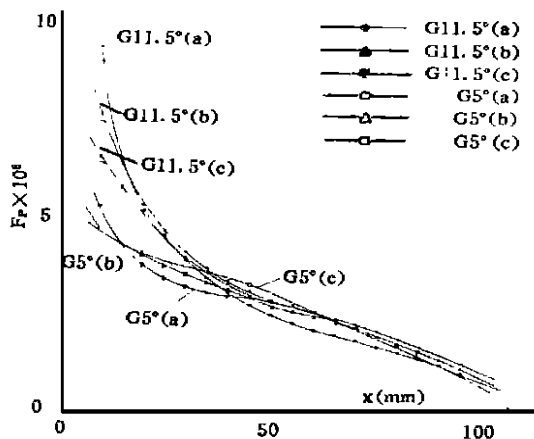
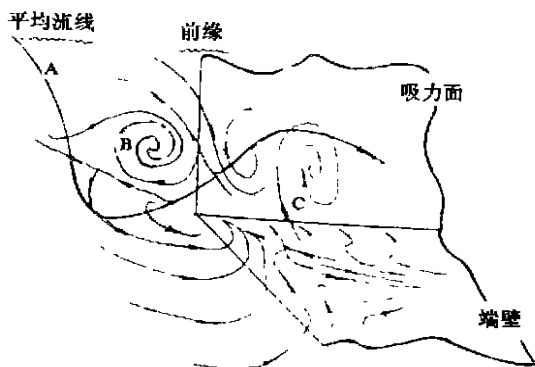
图 17 叶面静压系数分布 ( $Re = 1.9 \times 10^5$ )图 18 叶片负载系数沿弦向分布 ( $Re = 1.9 \times 10^5$ )

图 19 平均流线和叶片端区吸力面前缘受到拉伸

由图 18 可见, 在后缘的一个区域内, 端区负载高于中区负载, 这似乎反映端区角隅区的旋涡流动结构能承受比中区势流更高的负载。

综合上面的讨论, 端区的旋涡流动结构有增加端区负载能力的作用。旋涡流动的这种动力学效应具有有利的一面, 如后缘部分负载的增加; 也有不利的一面, 如造成前缘负载过高, 而出现比中区前缘大得多的逆压力梯度。这种情况提示, 当把二维理论设计的叶型用于端区时, 需要修正叶栅通道的形状, 改变前缘负载的状态, 可能的设计方案很多, 但从减损的角度考虑, 基本原则应是前缘卸载。

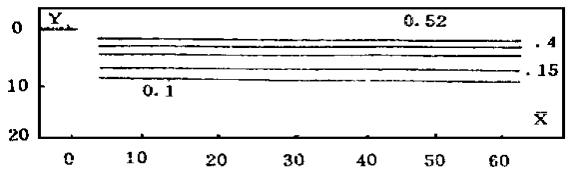


图 20 叶栅进口总压损失系数 ( $Re = 1.9 \times 10^5$ )

## 2. 流动结构和损失结构的关系

(1) 扩压叶栅损失结构的特点 图 21 是由五孔针测得的叶栅出口总压损失系数分布。a 是 0 攻角的情况, 这是很典型的附面层型损失分布。因为沿叶片压力面, 顺压力梯度使附面层很薄, 因而损失较小。而在吸力面上反之。角隅区 (近吸力面) 损失也偏高, 是由于通道涡输送的低能流团在这里集聚的结果。比较图 20 可知, 角隅区损失的增加实际上换取了叶栅出口近压力面端区损失的减少。

图 21b 是 5 攻角下损失分布。这时叶栅出口质量平均总压损失较 0 攻角增加 7%, 其新增损失主要发生在角隅区 (C 区), 这里出现一个孤立的高损区。同时与图 21a 相比, A 区损失略有下降。c 是 11.5 条件下的损失分布, 与 0 攻角相比, 出口损失增加 5%, A 区损失进一步下降, 而 B、C 区损失明显增加。

对以上变化趋势的简单解释是: 随攻角增加, A 区损失下降是由于随通道涡诱导作用的不断增强, 端区低能物质向角隅区输运过程得到加强; B 区损失上升是由于附面层增厚和二维分离造成的; 而 C 损失的上升占总损失增量相当大的一部分, 它直接与角隅区旋涡结构的建立和演变有关。下面主要讨论这个问题。

(2) 角隅区流动结构和损失结构的关系 随攻角增加, 近壁流动结构发生如下连续的演变: 附面层型 → 旋涡 + 附面层型 → 涡破裂 + 回流型与上述流动结构相对应的损失结构演变序列为: 附面层型分布 → 角隅高损区 → 角隅高损区扩大, 损失水

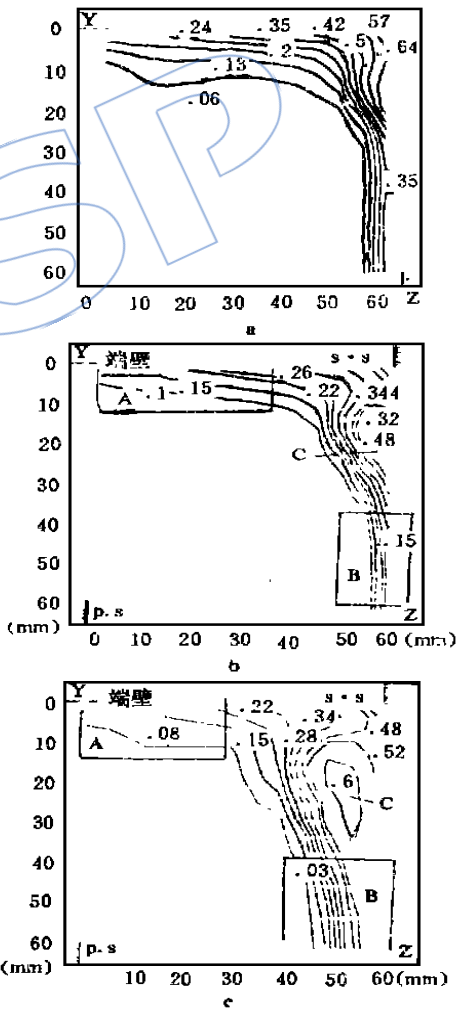


图 21 总压损失分布

平上升。从定量数据看, 由低→中等负载, 平均转角增加 13%, 损失增加 44%; 由中→高等负载, 平均转角增加 19%, 损失增加 44%。

从流动结构方面分析, 在中等负载下, 新增的损失源主要有:

a. 分离造成的损失。角涡的发生是三维分离过程, 角涡与附面层相互作用产生二次涡同样也是三维分离过程。在分离过程中会伴随强烈的剪切, 从而把平均运动和大尺度运动动能转变为小尺度运动动能, 最终耗散为热能。

b. 角隅涡系诱导作用造成的高低能物质掺混。在分析壁面流型时, 已经提到, 由通道涡运输到角隅区的低能物质不能沿壁面流出叶栅, 它们将在空间旋涡的诱导下离开壁面, 进入主流, 然后流出叶栅, 涡诱导下低能物质运动的空间通道是十分复杂的。文献 [7] 中在平均意义上给出一个可能的路径, 在低能流团的运动过程中, 会与主流的高能流团发生掺混, 从而形成新的损失源。图 3 为研究流动中的掺混提供了依据。图 3a 的栅前离壁面较远的高温流层在栅后扩展成一个高温带, 这表明了: 在这一过程中, 分子热扩散、紊流掺混和加热丝后卡门涡街造成的掺混都不是构成角隅区损失的主要原因。图 3b 栅前更靠近壁面的高温流层在栅后角隅区形成一高温团, 影响范围达到展向中部。在这个流动过程中, 除分子热扩散和紊流掺混外, 新增的主要机制是涡致掺混。由损失分布可知, 涡致掺混是一个重要的损失源, 在有强烈涡致掺混的区域里, 具有最高的损失水平。

由中等负载演变到高负载过程中, 除了上述损失源外, 回流型成新的损失源, 对角隅区而言, 回流主要发生在吸力面前、后缘叶面、端壁和由于涡破裂形成的一部分空间区域。

由此, 一般的讲角隅区旋涡结构形成的损失源是分离损失、涡致掺混损失和回流损失, 这些不同于中区二维流动的损失源构成了角隅区损失结构的特征。

结论 1. 从流场显示和几种测量手段得到的试验结果, 提炼出在本文试验条件下中等负载的扩压叶栅内角隅区壁面拓扑流型和旋涡流动结构, 可作为扩压叶栅代表性的基本流型。

2. 研究了基本流型随负载增加的变化趋势, 发现了涡破裂现象及叶栅壁面回流现象。

3. 研究了角隅区流动结构, 损失结构和负载结构的相互关系。得出: (1) 在中等负载下, 角隅区旋涡结构的建立形成了新的损失机制, 它们是角涡和二次涡分离形成的损失, 以及角隅区涡系诱导的高低能流团掺混形成的损失; (2) 在高负载下, 端区流动结构中发生涡破裂及回流现象, 构成新的损失源; (3) 高负载下叶片端区前缘负载过分增加的原因是前缘马蹄涡和角涡的共同作用, 使前缘平均流线受到剧烈拉伸。从而暴露了基于二维理论设计的叶型用于端区带来的矛盾。 (4) 综上所述构成了一个较完善的扩压叶栅角隅区流动在定常意义下的物理模式。

#### 参 考 文 献

- [1] Squire, H. B. and Winter, K. G. "The Secondary Flow in a Cascade of Airfoils in a Non-uniform Stream" J. A. S. 18 1951.
- [2] Hawthorne, W. R. "Secondary Circulation in Fluid Flows" Proc. of Roy. Soc. Ser. A 206 1951.
- [3] Smith, L. H., Jr. "Secondary Flow in Axial-Flow Turbomachinery", Trans. ASME, Vol. 77, NO. 7, Oct. 1955.
- [4] Lakshminarayana, B. "Annular-Wall Boundary Layer Development in a Compressor Stage, Including the Effects of Tip Clearance" AD-AB9749 P. 241 1983.
- [5] Toyotaka Sonoda, "Experimental Investigation on Spatial Development of Streamwise Vortices in a Turbine Inlet Guide Vane Cascade" ASME 85-GT-20.
- [6] Gregory-Smith, D. G., "Secondary Flows and Losses in Axial Flow Turbines" ASME 82-GT-19.
- [7] 唐燕平、陈芳, "扩压叶栅角区流向涡的物理模式" 航空学报, 第 10 卷, 第 2 期, 1989 年。
- [8] 陈芳、陈矛盾、蒋浩康, "平面叶栅端壁流的试验研究" 工程热物理学报, 第 9 卷, 第 2 期, 1988 年。
- [9] 唐燕平、李雨春、徐力平, "扩压叶栅端区旋涡流动的水槽显示试验", 中国航空动力年会, CSAA PT-89-155, 1989 年。
- [10] Cutler, A. D. et al, "The Interaction Between a Strong Longitudinal Vortex and a Turbulent Boundary Layer" AIAA-86-1071.
- [11] Mehta, R. D. "Flow Visualization Study of a Vortex/Wing Interaction", NASA TM-86656.

## NUMERICAL SOLUTION OF 3-D HYBRID PROBLEM IN TURBOMACHINERY

Chen Naixing, Dong Ming, Zhang Jialin

(*Institute of Engineering Thermophysics, Chinese Academy of Sciences*)

### ABSTRACT

A new numerical method for solving aerodynamic hybrid problem of fully three-dimensional (3-D) flow in turbomachinery is presented. This method is based on non-orthogonal coordinate system and contravariant velocity components and employs the approximate factorization-multigrid scheme in conservative form. It has been proved that this scheme improves the numerical computation convergence speed and the computational precision.

In the present hybrid solution method, the meridional positions ( $z, r$ ) at all grid points are kept unchanged in the process of iterations, but angular channel width  $\delta\mathcal{P}$  varies. Since all the metric tensors are the function of  $\delta\mathcal{P}$ , according to the relationship of the physical relative velocity component  $W'$  with the metric tensors and the derivatives of potential function, the relationship of the angular channel width  $\delta\mathcal{P}$  with  $W'$  is derived on the suction surface of the blade, i. e. the angular channel width is the function of physical relative velocity component  $W'$ . Then the circumferential angular width could be obtained from the given target stream-like velocity component distribution through the successive iterative correction. The computer program written by this method for numerical solution of the 3-D hybrid problem has been applied to modify a single rotor compressor with satisfactory results.

## EXPERIMENTAL INVESTIGATION ON VORTICAL TYPE FLOW IN COMPRESSOR CASCADES

Tang Yanping, Chen Fang, Chen Maozhang

(*Beijing University of Aeronautics and Astronautics*)

### ABSTRACT

A series of experiments to investigate the vortical flow in compressor cascades have been completed with a measuring and visualizing system. The phenomena observed include the generation of corner vortices and the interaction between corner vortices and boundary layers on the blade suction surface in the compressor cascades. Based on these experimental results, the flow topology and vortex structure related to the flow pattern have been deduced at moderate incidences. However, at high incidences some important changes for the flow pattern appear and vortex breakdown and reversed flow represent the main characteristics of the vortical flow. Furthermore, the dynamic effects in the compressor cascade, such as the effects of the vortical flow on loading and losses, have been investigated. The results obtained are as follows:

(1) At moderate incidences, a high loss region in the corner appears along with the formation of the corner vortex system. The principal loss mechanism comprises: (a) the three-dimensional separation of the corner vortex and secondary vortices; (b) mixing of fluids with

low and high momentum in the corner vortex system.

(2) At high incidences, the reversed flow caused by vortex breakdown and strong adverse pressure gradient makes an important contribution to the loss increase.

(3) At high incidences, the excessive increase of loading near the end wall appears mainly by the front part of the blade section.

From the above mentioned research a physical model for the vortical flow in compressor cascades is obtained.

## APPLICATION OF LEANED BLADES TO AN AEROENGINE

Gao Jingman

(*Shenyang Aeroengine Research Institute*)

### ABSTRACT

In order to match the low pressure compressor with the high pressure one, the outlet guide vane blades of the low pressure compressor have been designed to be leaned circumferentially and radially. The two types of the leaned blades have been tested in an aeroengine. The results show that the leaned blades obviously improve the compressor performance in the hub region, decrease the radial pressure ratio gradient and control the flow at the end wall.

## THE INFLUENCE OF THE INLET MACH NUMBER ON THE BOUNDARY LAYER DEVELOPMENT ON TURBOMACHINERY BLADE SURFACES

Zhu Nianguo and Xu Liping

(*Beijing University of Aeronautics and Astronautics*)

### ABSTRACT

When Reynolds number and the blade surface pressure coefficient distribution are kept constant, the influence of the inlet Mach number on the boundary layer development on the blade surfaces of turbomachinery is discussed with numerical simulation as well as an order of magnitude analysis, based on the integral boundary layer equation. The effects of surface curvature and the free stream turbulence intensity on the development of the boundary layer are also estimated by the numerical simulation. The results show that at the same Reynolds numbers and surface pressure coefficient distributions, the variation of the non-dimensional the integral parameters boundary layer with the inlet Mach number is very small, up to the critical Mach number, the changes are usually within the engineering tolerance. The variation caused by the surface curvature difference is of the same order of that due to Mach number, however the free stream turbulence level can cause remarkable changes in the development of the boundary layer.