

一个扩压叶栅角区流向涡的物理模式

北京航空航天大学 唐燕平 陈芳

A PHYSICAL MODEL OF THE STREAMWISE CORNER VORTEXES IN A COMPRESSOR CASCADE

Beijing University of Aeronautics and Astronautics
Tang Yanping and Chen Fang

摘要 本文采用烟显示和三维流场测量的方法,研究扩压叶栅角涡的物理模式。试验结果揭示了角涡发生、发展过程中的流动形态和结构特点,以及角涡与叶面附面层相互作用的物理过程。在这个物理模式的基础上讨论了角涡引起高流动损失的物理机制。

关键词 压气机,叶栅,拐角流。

Abstract The flow visualization by means of smoke and measurement of 3-D flow field are conducted to investigate a physical model of the streamwise corner vortexes in a compressor cascade. The experimental results describe not only the flow pattern and structural characteristics, but also the interaction of the corner vortexes with the blade surface boundary layers in the cascade. Based on this physical model, the mechanism has been discussed that high losses are caused by the corner vortexes.

Key words compressor, cascades, corner flow.

一、引言

现代轴流压气机叶栅端区存在复杂的三维旋涡流动,经典的二次流理论把它们分为通道涡、出口涡和角区流向涡(后简称角涡)。尽管已经知道角涡集中了大部分二次损失,但至今尚未给出描述角涡的数学模型和物理模式。

近年来,有关旋涡流动的研究受到了广泛的重视。涡轮叶栅端壁流动彩色烟显示试验揭示了涡轮叶栅中通道涡和马蹄涡的基本流型,提出两种旋涡构成同一涡系的观点^[1]。

采用显示和静压测量方法,在沿流向19个截面上,获取了马蹄涡空间发展的流型,发现了马蹄涡与叶片吸力面附面层相互作用诱导的二次涡对,并进一步证实了马蹄涡按通道涡旋向发生公转的现象^[2]。

以直升机旋翼翼尾涡对叶片流动的影响为背景,研究旋涡与叶面附面层相互作用,表明在旋

1987年9月5日收到

涡作用下, 叶面会出现横向的压力梯度, 与旋涡的环量成正比, 与旋涡距叶面的距离成反比^[3, 4]。

以边条涡与机翼流动相互作用的问题为原型, 研究近叶面旋涡对叶面流动的作用^[5]。观察到明显的二次涡流型, 并发现在不同攻角时, 二次涡结构是不同的。当攻角处于 $-5^\circ \sim 5^\circ$ 范围时, 出现一个单一的二次涡; 而当攻角处于 $5^\circ \sim 10^\circ$ 之间时, 出现双二次涡诱导流型。

上述文献给出了关于旋涡流动结构的有启发意义的结果, 为扩压叶栅端区流动的研究提供了重要线索。本文采用烟显示和三维流场测量的方法, 研究扩压叶栅角涡的物理模式, 即研究角涡发生、发展过程中的流动形态和结构特点, 以及角涡与叶面附面层相互作用的物理过程。在这个物理模式的基础上, 讨论角涡引起高流动损失的物理机制。

二、试验设备和试验技术

本文试验是在北京航空航天大学低速平面叶栅风洞上完成的。试验采用扩压叶栅, 叶型取自NACA-65系列, 它的基本参数见表1。三维流场测量采用圆柱型五孔测针。

表1

弦长 b	弯曲角 θ	安装角 γ	展弦比 h/b	稠度 b/t	最大厚度 C_{max}
112mm	37.3°	71.4°	1.071	1.728	0.1

有关设备和三维测试技术的细节, 参见文献^[6]。

试验风洞允许在叶栅进口设置发烟装置, 它主要是由一组发烟金属丝构成, 金属丝为直径0.15mm的钨丝。在金属丝上涂刷发烟剂, 经加热后可发出显示烟线。白烟发烟剂为液态石蜡。当要求彩色显示烟线时, 可采用液态石蜡调合的染料做发烟剂。本试验采用碱性玫瑰精发红烟, 分散蓝B发蓝烟。试验中, 白烟可持续3~5s, 彩色烟可持续10s。

照像光源采用1300W碘钨灯, 光源方向与照像方向垂直。为获取轴向各截面流向图, 专门准备了狭缝装置。该装置可轴向移动, 狭缝光带宽度为2mm。

显示试验来流速度控制在2.5m/s左右, 使发烟金属丝的绕流雷诺数 $Re \approx 25$, 以防止由丝后卡门涡街引起的不稳定现象。

三、试验结果及分析

1. 叶栅进口流动条件

表2

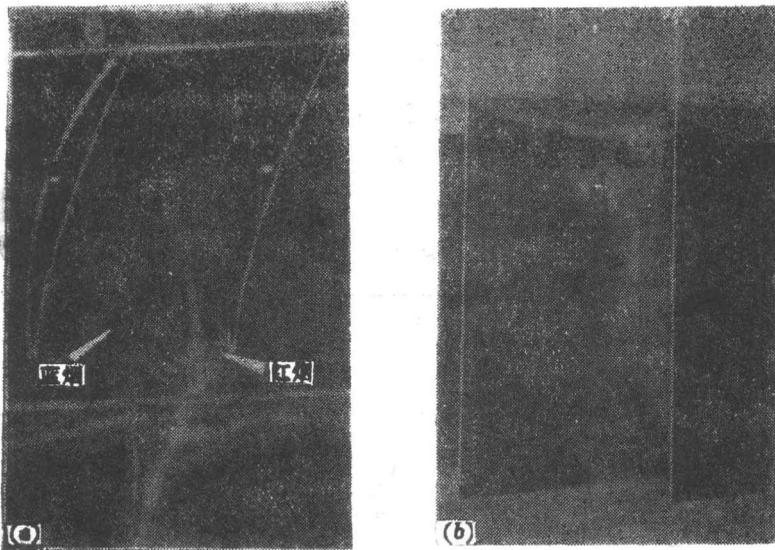
	U_∞	Re_c	T_u	δ	δ^{**}	θ
三维流场测量	26m/s	2.0×10^5	0.8%	18mm	2.8mm	1.6mm
显示	2.5m/s	1.8×10^4	$< 0.8\%$	—	—	—

表2给出显示试验和三维流场测量所对应的进口流动条件。其中栅后附面层参数是在叶栅上游0.5弦长处测定的。在显示试验条件下,进口附面层无大的变化。

2. 二次流通道涡和角涡

图1(a)是在 10° 攻角条件下,扩压叶栅上端壁二次流流型,其中红烟是由一根距上端壁3 mm的横丝所发出的,蓝烟是由一根距上端壁6 mm的横丝所发出的。

红烟层显示出约在进口到 $1/2$ 轴向弦长范围内,附面层内流线向叶片吸力面聚集,在角区扭曲形成旋涡。在以后 $1/2$ 弦长范围,旋涡在逆压力梯度作用下,涡核直径迅速增大,这很象旋涡破裂流型。该涡的正面图形由图1(b)给出,图1(b)是由近壁单丝发烟形成的。本文称图1显示的旋涡为角涡。



(a)二次流流型

(b)角涡正面流型

图1 10° 攻角的流型

图1(a)中红色烟层的下方还有一个浅蓝烟层,该烟层表明距端壁较远处的流层并不与上层流体混合,而是在下方聚集,并变形扭曲,其流向位置更靠近叶片尾缘。由此推想,在进口流动中有这样一些连续的流体层,它们分别象图1(a)中的蓝烟层那样聚集并变形扭曲,在叶栅出口形成了一个连续涡层,这个涡层就是通常所说的通道涡。

由上所述,通道涡是一个贴附在端壁上的涡片。在它的发展过程中,由于角区边界条件的限制,通道涡片靠近吸力面一端脱落出一个独立的旋涡——角涡。角涡是由进口附面层中那些极靠近端壁的流体层与叶面流动相互作用而形成的。

攻角变化可以提前或延迟上述涡结构的形成。图2是 0° 攻角下叶栅端区流动图,其发烟位置同前。与 10° 攻角的流型相比,涡系发展被大大推迟了,角涡尚未形成,这时认为端区仅存在一个附着通道涡片是较恰当的。

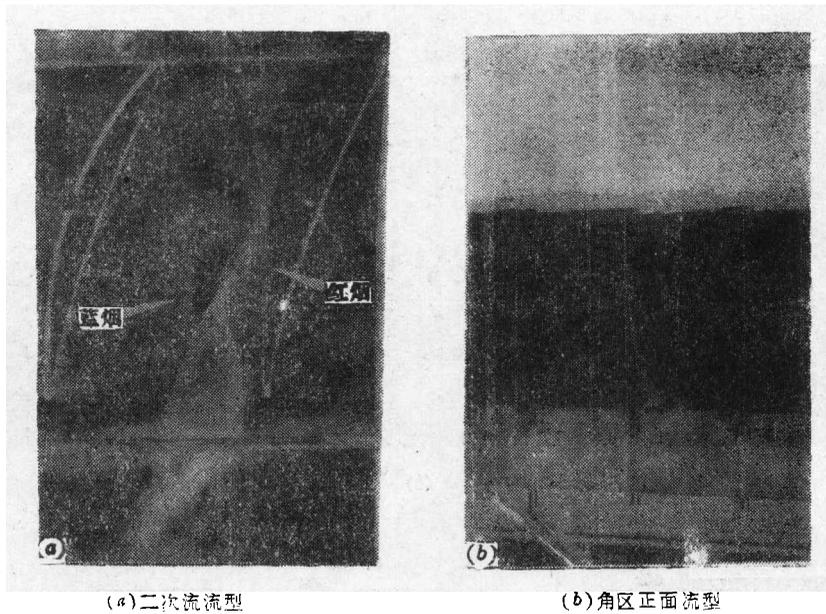


图 2 0°攻角的流型

3. 角涡的形成和发展

图 4 是在 5°攻角条件下，沿轴向 6 个截面的流动图，这里烟线是由一根距端壁 3 mm 的横丝发出的。图中各截面的位置和照像位置由图 3 给出。

在截面图 4 (a)，流层刚刚进入叶栅通道，可以看到左侧流线抬起靠向端壁，这部分流线来自近压力面的进口附面层。部分流线抬起造成流层倾斜，这是最初的变形现象。

截面图 4 (b) 流层已靠近叶片吸力面，流层发生显著变形，来自前缘近压力面的烟线已部分进入来自前缘近吸力面烟线的上部，流层成 Z 型分布，此时角涡尚未形成，也未发现涡轮叶栅中常见的马蹄涡的痕迹。

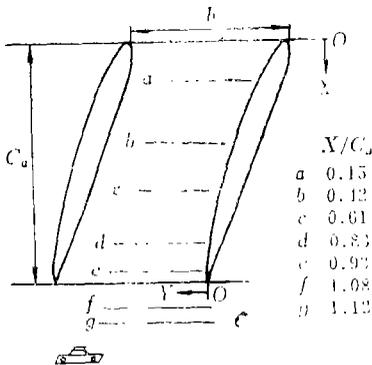


图 3 照像的取样位置和三维流场测量位置

未发现涡轮叶栅中常见的马蹄涡的痕迹。

截面图 4 (c)，流层到达端壁与叶片吸力面形成的角区，流层主体在这里发生扭曲形成旋涡的雏形，在这个结构下方 A 处，出现一个泡状结构，这是二次涡 I 的原型。二次涡 I 是主旋涡与附面层相互作用的产物，由于主涡尚弱且附面层很薄。因此在这个轴向位置二次涡 I (A 处) 不明显。

截面图 4 (d)，一个涡对已发育完成，它是由主涡和二次涡 I 构成的，主涡成顺时针旋向，二次涡 I 成逆时针旋向。在涡对的下方 B、C 两处，又出现两个泡结构，它们在后来分别发展成二次涡 II 和 III。

截面图 4 (e) 已接近叶栅出口，整个涡系已经形成，与上一截面相比，主涡与二次涡 I 形成的涡对顺时针旋转了 45°，这个旋向刚好与通道涡一致。

截面图 4 (f) 位于叶栅出口下游，这时已经没有叶片通道的限制，角区的对涡继续旋转，二次涡 III 在 C 处形成明显涡团，而二次涡 II 已不易分辨。涡团 D 是与尾涡相关的涡结构，而

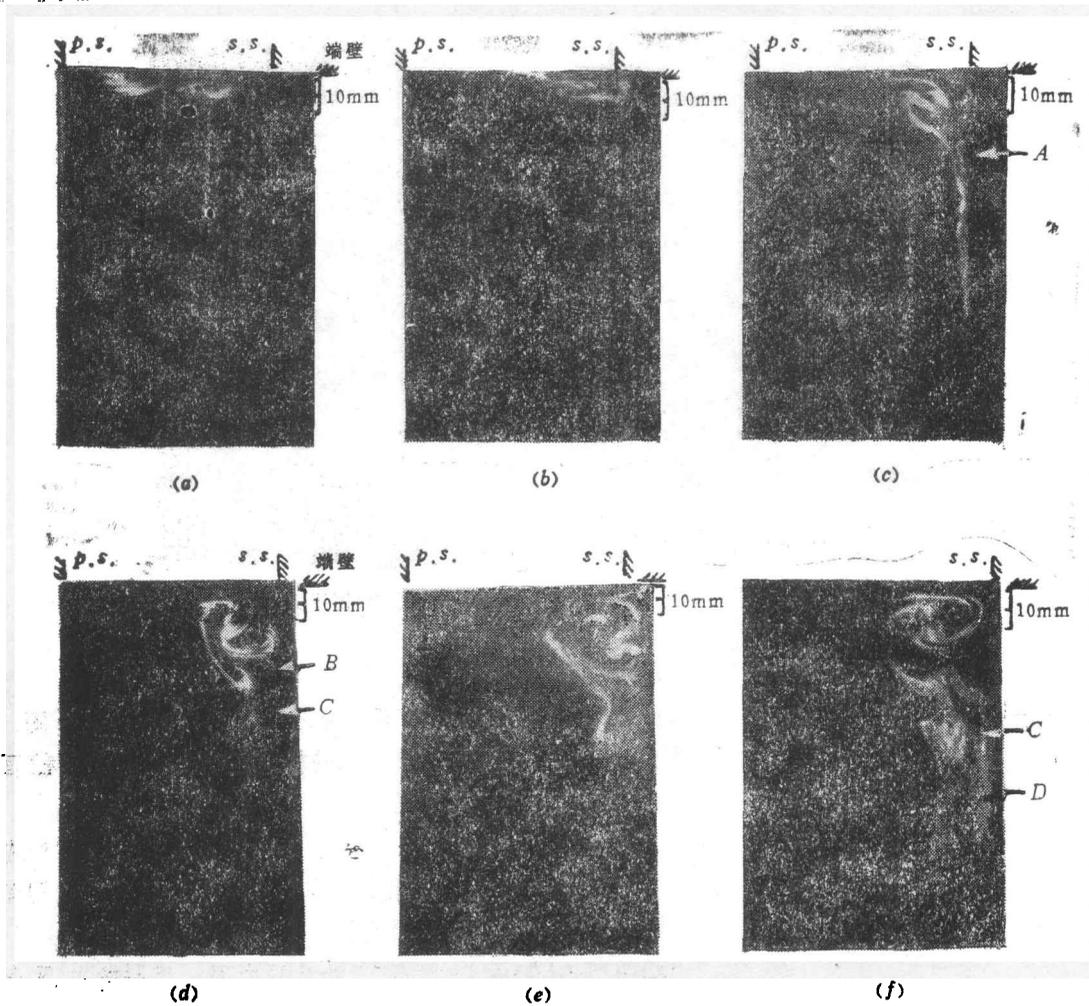


图 4 角区流向涡的空间发展

不是角区涡系的产物。

以上结果给出了扩压叶栅在中等负载条件下，角区流动的物理论图。角区流向涡最初由近端壁流层在角区变形扭曲而形成。角涡的形成成为该区域流动的支配因素，为后续一系列演变准备了基本条件。首先角涡诱导生成了二次涡 I，并同它一起构成了一个涡对结构，该结构在流向发展过程中按通道涡旋向发生公转。其次，角区涡对与叶面流动相互作用，进一步诱导出二次涡 II 和 III。在叶栅出口截面，这个四涡结构覆盖了一个三角型区域，测量表明这个区域刚好是损失集中的区域。

4. 角涡与叶片吸力面附面层相互作用

基本显示试验和流场测量的结果，角涡与叶片吸力面附面层相互作用是通过以下三种方式进行的 (1) 角涡诱导二次涡；(2) 角涡诱导作用改变叶片表面展向压力分布；(3) 角涡诱导作用使叶面附面层内形成展向流动 (串流)。

图 4 (c)、(d) 中的泡状结构显示出三个二次涡的锥型，图 5 (a)、(b)、(c) 显示出它们的

发育过程。角涡形成之后, 它诱导形成的展向压力梯度使图 5 (a) 中 A 处流动处于逆压力梯度条件, 因而使展向流动分离, 形成二次涡 I; 当由角涡和二次涡 I 组成的涡对达到一定强度后, 二次涡 I 继续造成局部条件使叶面附面层出现小的展向分离而出现二次涡 II (图 5 (b) B 处), 而大量角区物质在主涡对诱导下沿路径 L 运动, 在一定的展向位置遇逆压力梯度而形成二次涡 III (图 5 (b) C 处)。图 5 (c) 显示最终的角区涡结构和低能物质串流通道 L_1 和 L_2 。

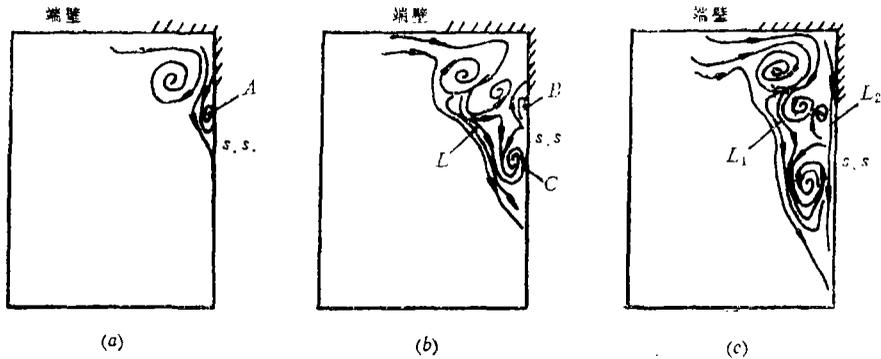


图 5 旋涡与附面层相互作用图示

在上述涡结构演变中, 由旋涡诱导的展向压力梯度具有重要作用。图 6 给出在出口截面测得的静压分布, 图中 Y 坐标位置参见图 3。曲线 a 是近吸力面展向压力分布, 这里出现两个高的峰值, 它们对应于出口截面角涡和二次涡 III 的进入侧, 是这两个旋涡强度的重要标志之一。曲线 c 则有两个低压力峰值, 它们对应于上下两个涡对的中心区域。

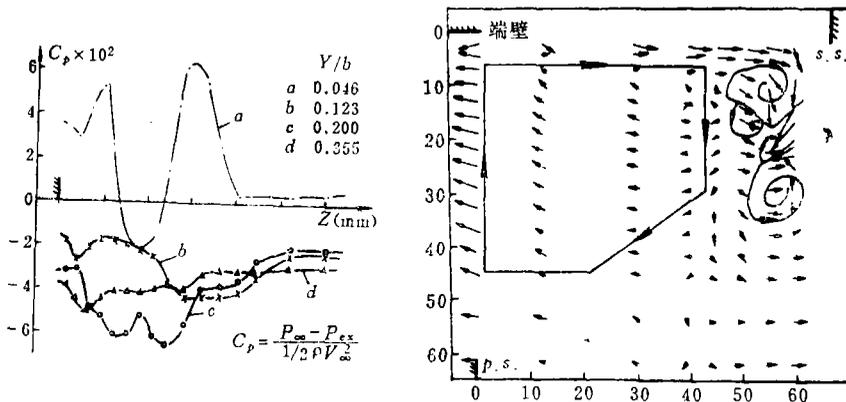


图 6 叶栅出口 ($X/C_a = 1.12$) 静压沿展向分布

图 7 5° 攻角栅后 ($X/C_a = 1.12$) 二次速度矢量图

由以上分析, 角区低能物质在旋涡诱导下形成的串流, 是二次涡 I 和 III 的重要组成部分。由图 5 (c), 串流还极大地改变叶面附面层的二维特性和增长规律, 在轴向逆压力梯度作用下, 低能串流在近叶面区造成回流。

综上所述,角涡与叶面附面层相互干涉是角区流型演变的基本机制。它一方面把一个单涡作用流动演变成多涡作用流动,另一方面把一个二维附面层流动转变为三维流动。在扩压叶栅条件下,上述演变提供新的损失源。因此,旋涡与附面层相互干涉是扩压叶栅中造成角隅高损区的重要物理机制。

5. 出口流型和损失机理分析

事实上,工程上最关心的是叶栅出口流场,上述旋涡场的各种效应都集中反映于出口流场。图 7 给出栅后 ($X/C_a=1.12$, 参见图 3) 5° 攻角下测得的二次流矢量图,图中标出了角区旋涡结构和通道涡,其流型与显示试验的结果符合很好。图 8 是相同条件下测得的静压分布图,图中右上角的两个低压泡对应于上、下两个涡对的位置,吸力面叶面附近的展向压力分布符合旋涡诱导规律。

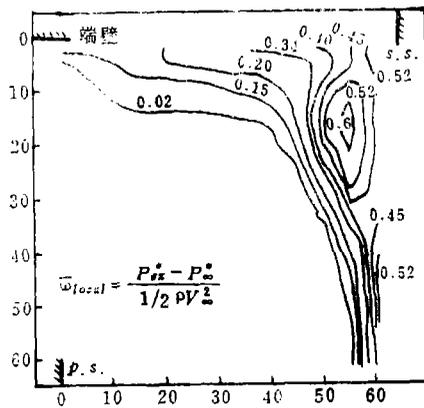
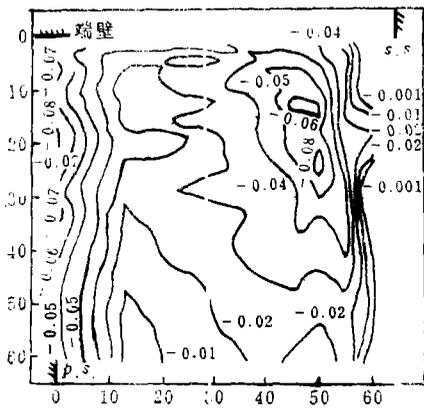


图 8 5° 攻角栅后 ($X/C_a=1.12$) 静压系数等值线 图 9 5° 攻角栅后 ($X/C_a=1.12$) 总压损失系数等值线

图 9 给出对应以上流型的总压损失系数等值线。总压损失的主要来源包括以下几个方:进口附面层损失,二次动能损失,新增附面层损失和涡致损失。这里进口附面层损失应扣除,而二次动能损失和新增附面层损失所占比例不大,大部分新增损失是由涡致损失提供的,涡致损失主要表现为图 9 的角隅区。根据以上各节提供的流型,角隅区涡致损失的主要来源有:

(1) 高、低能物质奇紊流掺混。由图 5 (c) 标明的流型,上涡对刚好提供了一条低能角区物质进入主流的通道,沿此通道低能物质进入涡核区实现掺混,然后进入下方涡对,再掺混后进入展向中区,这一过程在非失速条件下造成大部分角区损失。

(2) 串流引起的剪切和近叶面回流也在图 5 (c) 中表示出来,它们在非失速条件下也是重要的损失源,但这部分损失主要反映在叶片表面区。

(3) 在大负载条件下,图 7 所标示的出口流型会遭到破坏,主要的破坏机制是旋涡破裂,图 1 (a) 的流型强烈地提示这一机制的存在。角区涡系破裂后会出现局部回流,从而增加一个损失源。

四、结论

基于显示试验和三维流场测量结果，提出了扩压叶栅角区流向涡的物理模式，并讨论了角隅高损区的损失机理。主要结论如下：

1. 在中等负载条件下，角涡是从通道涡片上脱落下来的独立旋涡。角涡最初由近端壁流层变形扭曲形成，形成后进一步诱导出相继出现的 3 个二次涡，形成角隅区的多涡结构。这个流动结构决定了角区流动的基本特点。

2. 角区涡结构演变的基本原因是角涡与叶片吸力面附面层的相互作用。这种流动机制不仅改变了旋涡的分布，而且改变了叶面附面层的性态。

3. 角涡与叶面附面层相互作用不仅是决定角区流型的基本机制，也是决定角区高损区的基本机制。相互干涉所形成的掺混和串流，是非失速条件下重要的损失源；而在大攻角下涡系的破裂，则形成高负载条件下新的重要损失源。

4. 本文仅在低速条件下，从平均流动水平上讨论角涡的物理模式，并且不涉及角涡的非定常特性，这是重要缺陷。笔者希望能进一步在这些方面展开工作。

本文是在陈矛章教授指导并支持下完成的，黄劲东、赵伟和吴平参加了部分工作，特此致谢。

参 考 文 献

- 1 Sieverding C H, Van Ben Bosche P. The Use of Coloured Smoke to Visualize Secondary Flow in a Turbine-Blade Cascade J. Fluid Mech. 1983; 134: 85~89
- 2 Toyotaka Sonoda. Experimental Investigation on Spatial Development of Streamwise Vortices in a Turbine Inlet Guide Vane Cascade. ASME paper 85-GT-20
- 3 Norman D. Ham, Some Preliminary Results from an Investigation of Blade-Vortex Interaction Journal of the American Helicopter Society, 1974; 19: (2) 45~48
- 4 Norman D. Ham, Some Conclusions from an Investigation of Blade-Vortex Interaction, Journal of the American Helicopter Society, 1975; 20: (4) 26~31
- 5 Mehta R D, Lim T T. Flow Visualization Study of a Vortex/Wing Interaction. NASA-TM-86656, 1985
- 6 唐燕平, 陈矛章. 扩压旋流叶栅试验研究. 中国工程热物理学会热机气动热力学学术会议, 1987