

# 叶轮机械内部流动研究进展\*

陈海生 谭春青

(中国科学院工程热物理研究所 北京 100080)

**摘要:**以叶轮机械内部流动研究方法为线索,分别从理论分析、试验测试和数值计算三个方面对国内外叶轮机械内部流动的研究进展和现状进行综述。首先概述叶轮机械内部流动损失的分类、定义和研究现状。然后分别从分离流动理论、涡动力学和叶轮机械流型三个层次介绍叶轮机械内部流动理论的发展;从平面叶栅、环形叶栅、动态试验和试验技术等方面回顾叶轮机械试验研究进展;从控制方程、数值方法、网格生成等方面综述叶轮机械数值计算研究方法、研究内容及成果等,并概括改善叶轮机械气动性能的方法和现状。最后对叶轮机械内部流动研究进行展望。结果表明,叶轮机械内部流动研究取得了巨大进展,有些研究成果已经应用到了设计工作中,但仍需对叶轮机械内部流动进行更深入的研究。

**关键词:** 叶轮机械 内部流动 研究进展

**中图分类号:** V231.3

## 0 前言

叶轮机械是以连续流动的流体为工质,以叶片为主要工作零件,通过工质与工作零件的相互作用实现机械功与流体能量有效转换的机械的通称,主要包括工作机械如泵、压缩机和风机等,以及动力机械如蒸汽轮机、水轮机和燃气轮机等,被广泛地应用于航空、航天、能源、动力、交通及化工等部门。为提高叶轮机械的气动性能和效率,其内部流动的研究一直受到国内外学者的高度重视<sup>[1-4]</sup>,是世界各国重点发展的高科技领域之一。

叶轮机械的气动性能和效率取决于通流部分的能量损失,分为单排叶栅的叶栅损失和级环境下非定常引起的时均损失<sup>[2-4]</sup>。

叶栅损失一般分为叶型损失、二次流损失和叶顶漏气损失。叶型损失与叶片表面的附面层状态和特性有关,主要包括气流粘性引起的摩擦损失、附面层分离引起的涡流损失及出口尾迹区的尾迹损失。叶型损失的大小取决于叶片表面附面层的流动特性、尾迹区旋涡的能量耗散和尾迹区与主流区气流的相互掺混等<sup>[2,5]</sup>。在各部分损失中,二次流损失所占比例最大,它与叶栅通道端壁附近的一系列旋涡如前缘涡、通道涡和尾涡等有关,主要包括叶栅端壁附近附面层增长,及各种旋涡与分离流动引起的损失等。它由来流附面层厚度与扭曲程度、湍流度、雷诺数、进口气流角、马赫数以及叶栅几何参

数等决定<sup>[6-7]</sup>。叶顶漏气损失是指由于叶顶与叶栅环壁间隙漏气所造成的损失。叶尖形状、间隙宽度、进口附面层厚度以及叶片负荷等都对叶栅间隙流动和出口速度分布有重要影响。但间隙流包括其旋涡所引起的流场畸变和损失模型尚不完全清楚<sup>[3,8]</sup>。

近期越来越多的研究表明<sup>[9-11]</sup>,非定常流动对叶轮机械的损失、噪声和工作稳定性等有着十分重要的影响。按产生的条件分类,叶轮机械内部流动非定常可以分为条件非定常和固有非定常两大类<sup>[4,11]</sup>。小流量条件下的旋转失速与回流,以及“压机+容腔+管网”条件下失速所导致的喘振现象是条件非定常;而叶片颤振、壁面附面层转捩和分离、动静叶片排的相互干扰导致的流场随时间周期性变化等则是固有非定常。对条件非定常的研究主要是在分析机理的基础上,根据有关信号采用主动和被动控制的手段来避免它们的发生或增加系统的稳定性<sup>[12-15]</sup>。对固有非定常的研究主要有三个方面<sup>[11]</sup>。

(1) 相邻叶排的势干扰,由于叶片通道中压力场沿周向非均匀分布,使相邻叶排周期性地掠过非均匀压力有势场,导致叶排间的非定常干扰。研究表明,当“叶排轴向间距/节距  $< 0.5$ ”时,势干扰可以同时影响上游和下游叶排的流动,但势干扰的轴向影响范围主要在一倍叶片栅距内。

(2) 尾迹与叶排的干扰,尾迹向下游输运的过程中被下游叶片切割成片段,同时受压力场梯度的影响被拉伸和扭转形成的非定常流动。尾迹与叶排的干扰基本为无粘过程,它的影响主要体现为随流迁移特性,衰减的速率低于势干扰,通常在几倍轴向弦长后还可观察到尾迹的影响。

(3) 二次流与叶排的干扰,叶轮机械中复杂的

\* 国家自然科学基金(10577019)和中科院百人计划、中科院优秀博士论文科研启动基金资助项目。20060210 收到初稿,20060803 收到修改稿

涡系结构使得叶排出口流动不均匀；涡系向下游的运输过程受到下游叶排的切割和压力势场的拉压而变形，构成下游叶排内的非定常流动。与尾迹干扰类似，二次流干扰也体现出随流迁移特性，其影响范围为数倍轴向弦长。当前非定常流动的研究还处于实验室阶段，试验方面基本采用周期锁相采样的方法<sup>[13,16]</sup>，数值计算基本上采用约化方法<sup>[17-18]</sup>，非定常引起损失的机理还不完全清楚，准确估算非定常损失并将其纳入设计体系还有相当的距离<sup>[19]</sup>。

可见，各种损失皆由多种因素引起，十分复杂，为达到控制叶栅损失的目的，必须对叶轮机械内部流动的细微结构和损失机理进行系统地研究。

## 1 理论分析

### 1.1 分离流动理论

关于叶轮机械内部流动的理论分析，人们最初是基于外部流动中机翼附面层理论来研究的。二维分离是较熟悉的流动现象(图 1)，由于物面附近存在附面层，在逆压梯度作用下，流体流到某点后依靠其动能已不足以提高所需要的压强，这时在靠近物面附近就形成了二维分离现象。其判断准则是

$$\left(\frac{\partial u}{\partial y}\right)_{y=0} = 0 \quad \text{或} \quad \tau_w = \mu \left(\frac{\partial u}{\partial y}\right)_{y=0} = 0$$

式中  $u$  —— 平行于壁面方向的速度分量  
 $\tau_w$  —— 壁面摩擦应力  
 $\mu$  —— 动力粘性系数

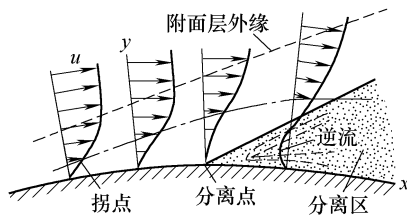
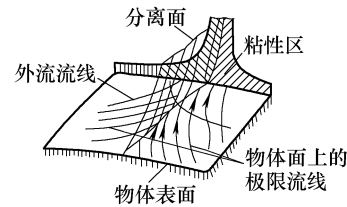


图 1 二维分离流动示意图

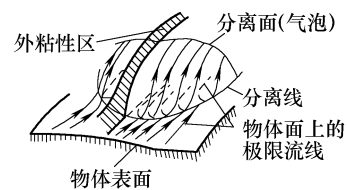
二维分离现象在物理上意味着二维分离点就是物面摩擦应力为零的点(严格来说，还应有  $\partial\tau_w/\partial x < 0$  的条件)。

三维分离的机理与二维分离一样，但判断准则要比二维分离复杂得多。因为在三维附面层中，即使在某个方向摩擦应力变为零，但流体还可沿其他方向流去，这时附面层内的流动仍可保持是附着的。三维分离实际是附面层内很“靠近”物面的流体微团在流到物面的某个位置很快地“离开”物面<sup>[3]</sup>。三维分离分为自由涡层型和气泡型两种(图 2)。自由涡层型分离面在主流中将方向不同的流动分隔开

来。由三维分离线发出的分离面实际是个自由剪切层。在往下游流动过程中，该自由剪切层将不断卷起形成集中涡。在集中涡面的诱导下，其下方的摩擦应力线往往呈现出具有拐点的特性。气泡型分离的特点是分离面将具有高能的主流区和具有低能的滞流区隔离开来，在分离线上往往出现奇点分离。



(a) 自由涡层型分离



(b) 气泡型分离

图 2 三维分离流动示意图

可以利用极限流线来描述三维分离。在流场中流线定义为每一点的切线方向都和该点处流体微团的速度方向一致的曲线，极限流线是指距离物面趋于零处的流线。如果极限流线在物面上某个位置离开物面，这就反映该处存在流动分离。也可以利用物面摩擦应力线来分析三维分离现象。摩擦应力线是直接反映邻近物面流体运动的物理量。在三维物体的定常绕流中，物面上每一点都应有唯一确定的摩擦应力矢量。所以在整个物面上构成了摩擦应力的连续矢量场，其摩擦应力线方程为

$$\begin{cases} \tau_{xw} = \mu(\partial u / \partial z)_{z=0} \\ \tau_{yw} = \mu(\partial v / \partial z)_{z=0} \end{cases}$$

式中  $u$  ——  $x$  方向速度分量  
 $v$  ——  $y$  方向速度分量

三维分离正是邻近物面的流体微团要很快离开物面的物理现象，所以三维分离必然对摩擦应力线的特性变化有所反映。极限流线和摩擦应力线虽然分别表示流场速度场和切应力场，但在无限靠近物面处，流场的速度方向和切应力方向是一致的。

物面摩擦应力场是一个单值连续的矢量场，其摩擦应力线不能随意在物面上起始或终止，它只能起始或终止于那些奇点( $\tau_{xw} = \tau_{yw} = 0$ )上。摩擦应力矢量分布特性的不同将使摩擦应力线趋于奇点的方式也不同，形成不同类型的奇点。如果物面上某点  $P(x, y)$  处  $\tau_{xw} = \tau_{yw} = 0$ ，摩擦应力线方程可化为

$$\begin{cases} \frac{dx}{dt} = \left( \frac{\partial \tau_{xw}}{\partial x} \right)_0 x + \left( \frac{\partial \tau_{xw}}{\partial y} \right)_0 y \\ \frac{dy}{dt} = \left( \frac{\partial \tau_{yw}}{\partial x} \right)_0 x + \left( \frac{\partial \tau_{yw}}{\partial y} \right)_0 y \end{cases}$$

式中下标 0 表示奇点(原点)处的导数值。根据常微分方程理论, 在(x, y)平面上该方程确定的不同积分曲线如图 3 所示, 图 3 中 p 和 q 分别为摩擦应力矢量场中临界点处的散度 D 和雅可比矩阵 J, Δ 为特征方程根的判别式(Δ = √(p² - 4q))。图 3 中共有七类奇点: 鞍点、结点、螺旋点、退化结点和临界结点、中心点、高阶奇点和 q = 0, p = 0 点。其中前三类奇点属于稳定奇点, 后四类属于不稳定奇点。掌握了这七类奇点的特性, 就能掌握构成物面流谱的基本骨架, 这就是物面流谱拓扑分析的基本理论<sup>[20-21]</sup>。文献[3, 21]总结提出了叶轮机械内部物面流谱拓扑法则。假定无限远来流和下游为均匀流动, 将结点记为 N, 鞍点记为 S, 用 N' 和 S' 分别表示半结点和半鞍点。在有叶顶间隙的平面/环型叶栅的一个节距范围内, 其流谱遵守以下拓扑法则。

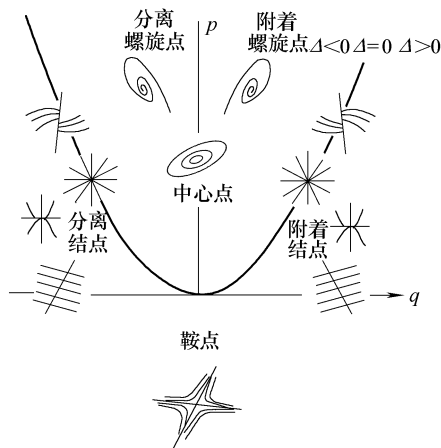


图 3 各类奇点的区域和边界

(1) 对于叶片表面和轮毂的摩擦应力线

$$\sum N_{bh} - \sum S_{bh} = 0$$

式中 b, h —— 下标, 表示叶片和轮毂

(2) 对于机壳表面摩擦应力线

$$\sum N_c - \sum S_c = 0$$

式中 c —— 下标, 表示机壳

(3) 对于整个壁面表面(包括叶片表面、机壳和轮毂)的摩擦应力线

$$\sum N - \sum S = 0$$

式中  $\sum N = \sum N_{bh} + \sum N_c$

$\sum S = \sum S_{bh} + \sum S_c$

(4) 对于横断面流场的流线

$$(\sum N + 0.5 \sum N') - (\sum S + 0.5 \sum S') = 0$$

大多数情况下, 摩擦应力线分析除可以得到近物面表面的流动特性外, 还可获得三维流场的一定信息<sup>[3]</sup>。图 4 为文献[3]结合流场测量和拓扑分析得到的压气机叶栅的旋涡结构(详细讨论见第 1.2 节), 图 4 中显示的拓扑结构包括前缘鞍点(S<sub>1</sub>)、尾缘鞍点(S<sub>w</sub>)、端壁分离鞍点(S<sub>c</sub>)、叶片尾缘分离线(S<sub>L</sub>)、集中螺旋结点(N<sub>c</sub>)、叶片角区螺旋结点(N<sub>cb</sub>)和端壁角区螺旋结点(N<sub>cw</sub>), 其中一些新的流动现象是通过拓扑分析得到的。但单纯的表面流型研究不能提供流场的详尽解释, 研究三维分离流动结构还必须研究叶栅流道内部的流场结构<sup>[21]</sup>。

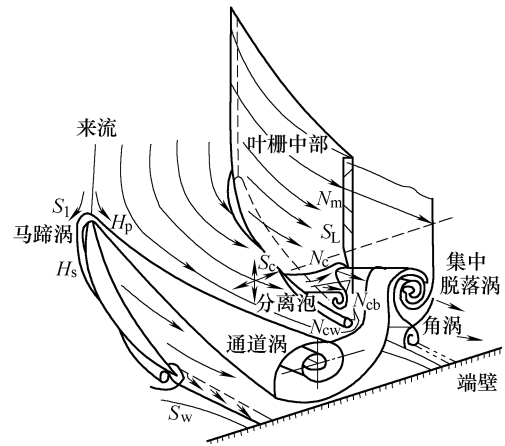


图 4 压气机叶栅的旋涡结构

### 1.2 叶轮机械内部流动的涡动力学研究

历史上人们习惯于以速度  $\mathbf{v}$  和压力  $p$  作为主要关心对象(( $\mathbf{v}, p$ )框架)来处理流体力学和空气动力学问题。其实还存在一个更能揭示流体中相互作用本质的纯动力学框架, 它以涡量  $\Omega = \nabla \times \mathbf{v}$  和张量  $\theta = \nabla \cdot \mathbf{v}$  为基本研究对象, 称为( $\Omega, \theta$ )框架。根据矢量分析理论, 任何一个三维空间中的矢量场  $\mathbf{u}(x, y, z, t)$  都可以分解为三部分之和

$$\mathbf{u} = \mathbf{u}_s + \mathbf{u}_v + \mathbf{u}_1$$

式中  $\mathbf{u}_s, \mathbf{u}_v, \mathbf{u}_1$  满足下列条件

$$\nabla \times \mathbf{u}_s = \nabla \cdot \mathbf{u} \quad \nabla \times \mathbf{u}_s = 0$$

$$\nabla \times \mathbf{u}_v = \nabla \cdot \mathbf{u} \quad \nabla \cdot \mathbf{u}_v = 0$$

$$\nabla \cdot \mathbf{u}_1 = 0 \quad \nabla \times \mathbf{u}_1 = 0$$

对于流体速度场来说,  $\Omega = \nabla \times \mathbf{v}$ ,  $\theta = \nabla \cdot \mathbf{v}$ 。因此流体速度场可以看成涡量场、张量场和其他外部因素(如边界等)的迭加。这一框架能够导致一系列( $\mathbf{v}, p$ )框架下所不可能揭示的流动机理<sup>[22]</sup>。对于不可压流动( $\theta = \nabla \cdot \mathbf{v} = 0$ ), 可表示为涡从固壁产生以及所产生涡量场的相互作用, 求得了涡量场与空间和时间的函数, 也就了解了整个流动<sup>[22]</sup>。对于可压缩流动( $d\rho/(\rho dt) + \nabla \cdot \mathbf{v} = 0$ ), 由于张量是一个标

量,在很大程度上可以采用理想流体模型,而涡量是一个矢量,在任何马赫数和雷诺数下都普遍存在,并且是非线性的,所以即使是高速粘性流体,关心的主要目标仍是涡动力学<sup>[23]</sup>。

涡动力学的应用,极大地推动了人们对于叶轮机械内部流动结构的认识。文献[3, 24]分别对压气机和透平叶栅内部旋涡结构的研究进行了综述,其中比较典型的旋涡结构如图 4 所示,图 4 中主要由马蹄涡、通道涡和角涡组成。来流附面层在叶片前缘逆压梯度的作用下,形成前缘马蹄涡。马蹄涡压力面分支( $H_p$ )在横向压力梯度的作用下与端壁附面层一起卷绕起来流向吸力面角区形成通道涡。同时,马蹄涡吸力面分支( $H_s$ )则在绕过叶片前缘后迅速靠近吸力面角区。在透平叶栅中,前缘马蹄涡的吸力面分支一般延伸至下游,而在压气机叶栅中吸力面分支在绕过前缘后迅速消失在吸力面角区处。这是由于在压气机叶栅中沿流向存在强的逆压梯度和由此产生的靠近出口处吸力面/端壁角区的三维分离泡。另一方面,在透平叶栅中,绕叶栅中部的流动在靠近尾缘处分离,形成出口尾缘脱落涡;而在压气机叶栅中存在尾缘分离、角区分离和由它们导致的螺旋结点  $N_c$  以及集中脱落涡。集中脱落涡与出口尾缘脱落涡不同,它由吸力面脱落,涡量高度集中,并有明显的涡核。可以说,三维分离理论、涡动力学和拓扑分析相结合,使人们对叶栅通道内部旋涡结构已有了较清楚的认识<sup>[4]</sup>。

### 1.3 叶轮机械流型的发展

#### 1.3.1 定常附体涡流型

流型的概念最初是指飞机机翼一类稳定而易于控制的流动<sup>[25-26]</sup>。第一代定常附体涡流型是以附面层理论为基础,针对有害的大尺度分离现象提出<sup>[2,25-26]</sup>,被称为空气动力学的第一次飞跃。定常附体涡流型的基本要求是:除在翼型尖后缘处分离外,其他分离一概予以避免。在航空翼型中,产生并保持这种稳定的近壁结构手段(气动布局)是具有流线型翼型的大展弦比直机翼;在跨超声速条件下仍能产生和保持近壁稳定结构的手段,主要是后掠翼和圆前缘三角翼。

在叶轮机械中,到目前已有的叶栅通流部分气动设计的六个流型:直叶片流型、简单扭曲流型、可控子午面流型、可控涡流型、叶片可控弯曲流型和综合优化流型<sup>[27]</sup>,都要求气流在叶片及端壁上不分离或很少分离,其实质就是定常附体涡流型。这就意味着分离一直被认为是应当消除的有害因素,为了降低叶栅损失,人们一直努力避免旋涡分离流动的产生及旋涡破裂<sup>[25-28]</sup>。然而,从另外的角度来

看,由于大迎角机翼表面和叶轮机机械(特别是压气机)叶片表面都难以全面维持定常附体涡流型,流动分离是不可避免的,而且无论怎样改善附体涡流型都无法解决。因此,加深旋涡分离结构认识,建立更符合实际流动的流型迫在眉睫。

#### 1.3.2 定常脱体涡流型

三维分离理论和涡动力学的结合,产生了涡空空气动力学<sup>[29]</sup>,导致了空气动力学的第二次飞跃,同时也为定常脱体涡流型的诞生提供了理论基础。其实,从旋涡角度来看,附面层就是近壁涡层,附着涡流型实质上是近壁涡流型。随着对三维分离流动机理认识的不断深化,人们认识到三维分离除了不利的气泡型分离外,还可能是无损失的自由涡层型分离,并且后者的分离涡面将卷绕起来,形成集中涡,从而产生有利的非线性涡升力,而且流场是稳定的、定常的。人们提出了用尖前缘细长翼来实现脱体涡流型的方案,它突破了那种认为只有定常附着涡流型才适用于飞行的传统观念,产生第二代流型定常脱体涡流型。随后,又出现了把定常附着涡流型和定常脱体涡流型相结合的混合流型<sup>[29]</sup>。

在叶轮机械中定常脱体涡流型/混合流型的研究和应用才刚刚开始。文献[2, 26]将定常脱体涡流型的概念引入到透平叶栅流场分析中,并成功地分析了大折转角透平叶栅叶片弯曲作用的机理,认为在透平叶栅中,以前缘涡与通道涡为主组成透平叶栅特有的稳定脱体涡,采用弯曲叶片可调节乃至控制脱体涡强度。文献[30]在对环形透平叶栅流道内旋涡和损失的研究中也指出,决定二次流损失大小的不是二次流矢量的大小,而是二次流动是否有序,这里显然也包含了自由涡层型分离和定常脱体涡的概念。因此至少可以建立平面(环形)透平叶栅定常脱体涡流型,实现平面(环形)透平叶栅中自由涡层型分离与集中涡的控制与利用,最大限度降低叶栅二次流损失<sup>[2]</sup>。在旋转叶轮机械中,关于前缘涡现象在一个船用螺旋桨叶片试验中被证实<sup>[31]</sup>。该试验研究了不同负荷下前缘脱体涡的存在、位置和大小,也观测到前缘脱体涡的发展情况和它与叶尖涡的归并现象等,并且还发现由于前缘涡的存在,使前缘负荷增高等现象。

将新一代流型概念引进到叶轮机械中来,将意味着更高的效率、更少的级数、更快的叶尖切线速度、更宽广的稳定运行范围以及更良好的运行可靠性。苏-27 战斗机能够做出“普加乔夫眼镜蛇”等高难度动作,主要就是依靠以定常脱体涡/混合流型为基础的气动布局<sup>[25]</sup>。如果将类似思路引入到叶轮机械中来,对于防止失速、扩展压缩系统稳定工作

范围将有可能带来巨大的裨益。然而尽管机翼绕流问题中前缘脱体涡的利用已有较长时间, 并且相当成功, 但在叶轮机械领域内, 至今仍基本为第一代定常附体涡流型所统治, 将定常脱体涡流型可靠地应用于叶轮机械的设计还有相当的距离。

### 1.3.3 非定常脱体涡流型

定常脱体涡/混合流型虽然突破了定常附体涡流型关于分离流必然有害的观念, 借助前缘分离涡实现了高非线性升力和扩大了可用迎角, 但绝非发展到了顶峰。从基本模型和假设来推敲, 突破原流型中的定常流基本假设应当是逻辑上的合理延伸。自然界中很多种昆虫都天赋具有在极大迎角条件下利用与控制非定常脱体涡升力的能力<sup>[32]</sup>, 为人类利用和控制非定常分离流树立了榜样<sup>[33]</sup>。

非定常分离与旋涡主动控制是利用弱非定常扰动对流动和旋涡的非线性效应, 达到增升、减阻、提高气动效益的目的, 它向人们展示了旋涡的巨大潜力<sup>[33]</sup>。从分离涡层演化来看, 在短波扰动之下, 涡层将很不稳定, 光滑涡层会变成波浪形, 并进一步卷成一个个离散涡, 向下游发展, 随着汇合涡量越来越大, 反过来影响上游涡层的演化。对于非定常脱体涡流型来说, 由于非定常激发极弱(其振幅约为主流速度的  $10^{-3} \sim 10^{-4}$ , 能量仅为主流的  $10^{-6} \sim 10^{-8}$ ), 所以探索的主要目的是找到合适的非定常激发频率, 掌握涡层对外界激发的感受性<sup>[34]</sup>, 包括激发位置和频率等, 实现涡层演化对于非定常激发作出最优响应<sup>[35]</sup>。

与机翼绕流相比较, 叶轮机械最重要的特征就是高速旋转。由于转/静子交互排列, 在叶轮机流场中存在着的非定常因素要显著和复杂得多, 这也就意味着在非定常流方面它的潜力与机遇也就更多<sup>[25]</sup>。甚至很可能针对叶轮机械固有的非定常流动特性, 从一开始就跳出前两代流型的束缚, 直接构思具有非定常脱体涡流型的新一代叶轮机械。

## 2 试验测试

叶轮机械的气动性能试验研究, 大体分为两种。一种是静态试验, 主要为平面叶栅和环形叶栅试验; 另一种是动态试验, 包括单级、多级和整机试验。至于全台的鉴定和调试试验, 由于其主要目的不是科学研究, 不在此讨论之列。

平面叶栅作为叶轮机械三维流动特性分析的最简化模型, 在整个叶轮机械的研究中, 特别是在研究叶栅二次流旋涡结构及其相关流动问题方面, 具有重要意义。目前, 平面叶栅试验研究的重点为叶

栅内部及其下游流场的定性和定量研究, 主要包括: ① 叶栅前缘涡的流动结构特性与损失机理, 随着冲角和叶片形状的变化前缘涡(包括马蹄涡)结构、强度、尺度及损失的变化<sup>[36-37]</sup>。② 叶栅内部及其下游三维时均流场的详细测量和损失机理分析<sup>[3-5,11]</sup>。③ 不同流动参数(如进口附面层、攻角、湍流度、雷诺数和马赫数等)<sup>[38]</sup>和叶栅几何参数<sup>[39]</sup>对叶栅二次流发展的影响。④ 叶栅内部及下游流的湍流特性分析<sup>[40]</sup>。这些研究工作加深了人们对叶栅中各种旋涡及其分离流的认识, 同时也对叶栅内部损失产生和发展的认识以及对三维粘性流动计算方法的发展都起到了非常积极的推动作用。

环形叶栅与平面叶栅的主要差别是环形叶栅通道内存在径向压力梯度和径向二次流动。此外, 环形叶栅还可考虑真实叶栅进口附面层的扭曲和旋转等。目前, 环形叶栅的试验研究主要为: ① 测量进口为平行端壁附面层的环形叶栅内部流场, 分析二次流及其损失产生、发展的具体特点<sup>[6,41]</sup>和不同进口参数(如附面层厚度、攻角和湍流度等)对叶栅二次流特性的影响<sup>[42]</sup>, 揭示环形叶栅三维效应对二次流及其损失机理的影响, 测量时不考虑叶栅进口附面层的扭曲。② 测量由人为产生进口扭曲附面层的环形叶栅内部流场, 分析进口附面层扭曲对环形叶栅二次流流动特性的影响等<sup>[42-43]</sup>。③ 测量由上游叶栅级产生进口附面层的环形叶栅内部流场<sup>[44]</sup>, 这种试验研究的三维流场更接近于真实叶栅的流动情况。但是, 由于环形叶栅试验必须沿周向和径向都做详细地测量, 需要在栅后考虑特殊的坐标架等, 使环形叶栅的试验布置比较复杂, 因此不可能像平面叶栅试验那样进行大量系统的试验比较和分析。

由于动态试验研究及设备费用昂贵, 且非定常气流的动态测试难度较大, 因而这方面的工作到 20 世纪 80 年代以后, 才随着高频数据采集技术、大批量数据快速存储技术的发展逐步开展起来, 从单级开始, 逐步发展为多级流场的测量。文献[45]等测量了大尺度单级透平的三维流场, 发现气流角、速度和压力分布随着转静子的位置不同而变化很大。文献[46-47]报告了 NASA37 整机流场测量的详细结果, 观察到转子尾迹等对静子流场的周期性干扰, 并且描述了级环境下的激波和附面层、间隙流的相互影响。文献[48-49]研究了单级透平中叶片附面层和尾迹的相互影响, 并建立了一种新的损失模型估计非定常引起的损失。文献[50]在一个 1.5 级透平中研究了间隙流对透平第二级静子流场的影响, 研究表明叶顶泄漏涡和通道涡的形成受到静子出口展向非均匀流的强烈影响。文献[51]通过一个 2 级透平

的流场测量,研究了非定常对气动参数周向分布的影响。文献[14]通过一个 4 级压气机研究了失速条件下的非定常流场,研究结果虽然定性地描述了轴流压缩机的失速流场,包括失速团的形态以及运动等,但有些流动现象还需进一步研究。

在试验测试技术方面,一些精巧的流场显示手段用于流场结构的定性分析,如烟流显示、油流显示和氦气泡显示<sup>[3, 8]</sup>等。皮托管、五孔探针和压力传感器等接触式测量手段广泛用于静态试验中<sup>[26, 38]</sup>。热线风速仪、激光测速仪和粒子成像速度仪和自动数据采集系统等高频测量仪器广泛用于动态流场的测量<sup>[16, 41, 47]</sup>。随着先进测试技术与相应的数据处理软件不断发展,人们对叶轮机内部复杂流场的试验研究将更加细致、方便。

### 3 数值计算

计算流体力学(CFD)是在经典流体力学、数值计算方法和计算机技术的基础上建立起来的新兴学科,已成为流体力学的三大分支学科之一。特别近 20 年来,计算机速度提高了  $10^5$  倍,计算机内存提高了  $10^3$  倍,计算效率也随计算方法的改进提高约  $10^3$  倍<sup>[11]</sup>;并且 CFD 本身的主要环节,包括控制方程、网格生成、数值方法和数据处理等都取得了实质性进展。很多情况下, CFD 已能够相当准确地模拟真实流场,甚至成为分析流体流动的主要手段。就叶轮机 CFD 本身而言,经历了从简单到复杂、从近似到精确的发展过程。

#### 3.1 控制方程

对叶轮机内部复杂流动的精确模拟必须求解完全 Navier-Stokes (NS)方程组,但是由于直接求解 NS 方程组时,计算结点数和时间步长数的乘积是雷诺数的 2.75 次方,计算机的容量是雷诺数的 2.55 次方<sup>[52]</sup>,因此对高雷诺数流场直接求解 NS 方程组到目前仍然不能为计算机条件所接受。所以在叶轮机 CFD 发展过程中,为了减少计算量并尽可能全面地考虑流动的物理机制,人们对 NS 方程组进行了不同层次的物理近似,图 5 是文献[4]根据文献[53]所归纳的物理近似层次。

同时,叶轮机 CFD 在控制方程维数上也经历了从近似到精确的过程。人们最初采用简单的一维计算方法,即仅在进、出口断面用速度三角形来进行计算。20 世纪 50 年代,叶轮机三元流动理论将三维 Euler 方程简化为两个相互关联的二维方程来求解,在当时技术条件下为叶轮机内部流场数值计算建立了理论基础<sup>[1]</sup>。20 世纪 70 年代以来,叶

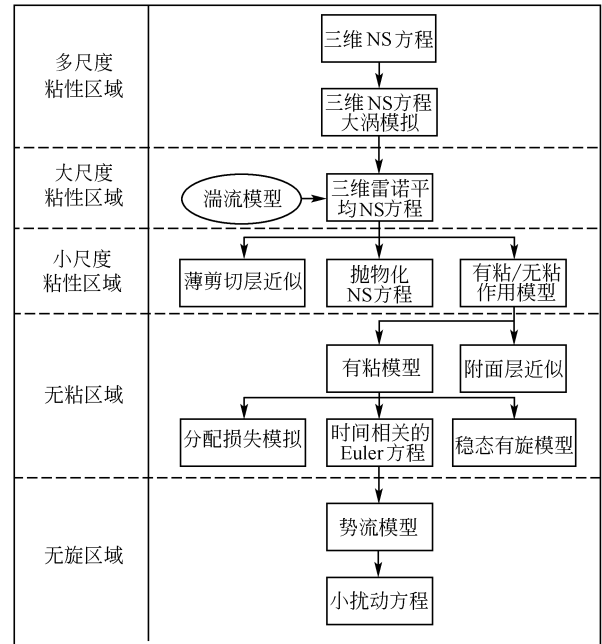


图 5 控制方程的物理近似层次

轮机械 CFD 在整个世界范围内蓬勃发展,从二维流线曲率法到三维无粘、有粘流场的计算,完成了维数上的进化<sup>[53]</sup>。同时,叶轮机 CFD 物理近似和维数近似交织在一起,先后出现了二维无粘、二维无粘加附面层、考虑流管厚度的准三维计算、三维无粘、二维有粘、三维无粘加附面层修正、三维薄层粘性解和三维雷诺平均粘性数值解等,这些近似与各自所处时期的计算机和计算技术相适应,不同程度地推动了叶轮机内部流动研究的发展。

从 20 世纪 80 年代开始,叶轮机 CFD 从定常到非定常过渡的研究得到了广泛开展。按照计入非定常干扰的层次和程度可以分为三类,即混和平均面法、通道平均理论(连续界面法)和时间精确模拟法。其中,混和平均面法<sup>[54]</sup>假设同一叶片排中各叶道流动相同且相对定常,在动静叶排间交接面上传递周向平均的流动参数作为相邻叶排的流动边界条件。这种方法计入了相邻叶排的定常势作用而忽略叶排相对运动导致的周向不均匀流场干涉。通道平均理论<sup>[55]</sup>将每排叶片独立求解,其计算网格分别延伸到上游叶片的进口和下游叶片的出口,用体力和能量源项模化相邻叶排的影响,用确定应力模化尾迹的阻塞和掺混效应。交界面上的参数仍进行周向平均传递,但确定应力可以保证所有流动参数的周向平均值在交接面上连续,可以用于叶栅出口存在流动分离的流场。时间精确模拟法将动静叶排统一使用绝对坐标系下的非定常流动控制方程,精确考虑不同时刻叶排的相对位置,实时地模拟实际轮机内每一时刻的三维流场<sup>[55]</sup>。非定常流动收敛的判

断依据是流动参数的周期性。这种方法的特点是可以获得叶轮机械内流场的时间精确流动细节,但计算的时间和数据量很大。为了节省计算资源,目前叶片约化近似方法<sup>[17]</sup>和双时间步法<sup>[56]</sup>成为比较流行的选择。

### 3.2 数值方法

控制方程的求解,实际上就是从给定的微分方程出发,建立物理上合理、数学上适定、能够在计算机上计算的离散化数学模型<sup>[52]</sup>。其基本思想是把原来在时间和空间上连续的物理量场用有限个离散点上的值来代替,然后按一定的方式建立一系列代数方程组并求解,从而获得物理量场的近似解<sup>[52,57]</sup>。在流场计算中常用的数值方法,从离散方法上可以分为有限差分法、有限体积法、有限元法、有限分析法、边界元法和谱方法等;从参数解耦方式上可以分为压力修正法、松弛迭代法和时间推进法等。

在叶轮机械 CFD 中常用的离散方法包括有限差分法和有限体积法。有限差分法是最早采用的数值方法,其基本特征是将求解区域用与坐标轴平行的一系列网格线的交点所组成的点的集合来代替,在每个节点上将控制方程中每一个导数用相应的差分表达式来代替,从而在每个节点上形成代数方程,每个方程中包括了本节点及附近一些节点上的未知值,求解这些代数方程就获得了所需数值解。有限体积法是将计算区域划分成一系列控制体积,每个控制体积都有一个节点来代表。通过将守恒型的控制方程对控制体积做积分来导出离散方程。有限差分法中的数值解是当地值,而有限体积法中的数值解是控制体积中的平均值。如果网格十分不规则,有限差分法的精度因坐标变换函数计算不连续而比有限体积法低;对于较均匀的网格,如果坐标变换函数的计算能具有高精度,有限差分法可以(多点格式或紧致格式)获得高精度;对于特别规则均匀的网格,有限差分法和有限体积法具有同样的精度,二者在二阶精度内完全等价,因此一旦获得数值解,很少再对二者进行区分<sup>[57]</sup>。

为了方便地求解叶轮机械内部流场,人们先后发展了压力修正法、跨声速松弛迭代法和时间相关法<sup>[58]</sup>。压力修正法的基本思想是用一个假定的压力场近似求解控制方程,而后由辅助方程修正压力场,如此迭代,直到收敛解满足 NS 方程。压力修正法的主要缺点是只适用于不可压流动,对大压力梯度问题收敛较慢,在某些情况下会出现振荡。跨声速松弛迭代法一度在内流和外流计算中占据主导地位,其基本思路是在格式中引入方向特性,以保证流场超声速区差分方程的信息依赖域包含微分方程的依

赖域。跨声速松弛迭代法具有简单和快速的优点,但也有流场细节(如分离区,尾迹区等)不能准确模拟的缺点,并且很难进行三维粘性计算。为进一步提高对叶轮机械内部流场细微流动结构的认识,如跨声速风扇中的三维激波结构、压气机和涡轮中的二次流等,各国学者纷纷开发采用时间推进法求解全三维 Euler 方程、NS 方程的计算程序。

时间推进方法最早由 NEUMANN 提出,它是把定常问题的解看成相应的非定常问题在时间很长时的渐进解。时间推进法除了对低亚声速、亚声速、跨声速和超声速流动均适用外,还包括以下优点:求解 Euler 方程的程序稍加改动(增加粘性项和修改相应的边界条件)即可计算 NS 方程;用时间推进法编制的程序可同时用于内流和外流、定常和非定常流场的计算;容易实现并行运算;由于方程类型不随流场速度的变化而改变,时间相关的 Euler 方程和 NS 方程在各种速度流场中对流项可以采用同一种方法计算,程序结构简单;能够保证方程类型在超声速和亚声速流动情况下均是双曲型方程,通过引入人工粘性的方法,能成功捕获激波;在不可压流动和极低马赫数流动条件下,通过采用伪可压方法仍可成功求解;容易和当地时间步长、多重网格、残差光滑等加速技术相结合<sup>[58]</sup>。其主要缺点为对于三维流动、非定常 Euler 方程和 NS 方程需在  $x-y-z-t$  四维时空求解,计算量很大;同时显式方法的时间步长由于受 CFL 条件的限制,需要较多的迭代次数,因此对计算机速度和内存都有较高要求。

时间推进法可分为显式方法和隐式方法两种。显式方法的算法和程序都比较简单,不需要求解矩阵,但要受时间步长 CFL 的限制,隐式方法需要求解五对角矩阵(二维)或七对角矩阵(三维),计算过程复杂,在进行因子分解时会引入一定的误差,可能会对数值计算的稳定性产生不良的影响。在叶轮机械内部三维流场计算中,显式方法和隐式方法均被广泛使用。其中,显式时间推进方法主要有 MARCORMARK 预估-校正方法、LAX-WENDROFF 格式和时间推进方向上的多步 RUNGE-KUTTA(R-K)法<sup>[59]</sup>。其中,多步 R-K 法由于具有精度较高、可有效提高计算稳定性等优点,应用最为广泛。隐式方法大体可分为两类,一类是以 BEAM 等<sup>[60]</sup>为代表的隐式格式近似因子分解法(AF法),这一方法由于在每一维上只需求解块三对角(或两对角)代数方程组,计算量小,因而得到广泛的应用;另一类不采用近似因子分解,而是对得到的五对角(二维)或七对角(三维)块矩阵方程组采用各种有效的代数方法加以求解。这一类由于差分方程对原方

程的相容性好,因而可选取更大的时间步长而受到重视<sup>[58]</sup>。近年来,随着对激波分辨率要求的提高和差分方法的发展,能更好地反映方程性质和物理本质的迎风类格式不断涌现,迎风格式一般能够捕获高质量的激波,对解的污染比较小。但另一方面,基于特征的迎风格式一般都比较复杂,计算量比较大,扩展到多维问题会有稳定性问题。所以,目前普遍采用的差分格式是计算简单、求解较快的中心差分加人工粘性方法,但总体上看,高精度的迎风格式会逐渐占据主导地位<sup>[61]</sup>。

### 3.3 网格生成

控制方程组离散化后,需要在离散网格点上进行求解,这就需要在求解域内构筑计算网格。网格质量的好坏直接影响到求解的精度,甚至影响到数值计算的收敛性。由于叶轮机械向小叶列间隙、大气流折转角和非常规叶型发展,叶片的安装角、折转角及其径向变化率都显著提高;同时叶顶间隙、分流环、处理机匣等特有结构的存在,都为叶轮机械的网格生成提出了更高的要求<sup>[4]</sup>。要获得高质量的收敛解,首先要求网格疏密合理,在参数变化剧烈的区域,网格分布应该密一些;其次要求网格线要尽量光滑,坐标连续、可微,网格线走向也应尽量顺应梯度方向;第三,网格线的正交性应尽可能好,应避免网格线过度扭曲和网格畸形,防止由于截断误差的增大破坏计算的收敛性;此外,对于湍流计算近壁网格的间距还必须满足一定要求<sup>[4]</sup>。为满足上述要求,叶轮机械 CFD 中普遍采用贴体网格,按照网格基本单元的形状,贴体网格分为结构化网格、非结构化网格和混合型网格<sup>[57]</sup>。

结构化网格的生成,是通过一定的数值变换将物理空间上的任意区域变换成计算空间上的规则区域。数值变换方式主要有代数网格生成法(几何生成法)、求解微分方程组生成法<sup>[62]</sup>以及将二者结合的混合方法<sup>[63]</sup>。根据网格线的形式,结构化网格有 H(I)型网格、O 型网格、C 型网格等。结构化网格生成比较简单,计算量小。但结构化网格容易产生局部扭曲,导致计算收敛速度下降,甚至发散;并且网格加密时大多数加密的网络点不在流动参数梯度较大区域,局部网格加密困难。目前这些问题通过使用分区和混合型网格的办法得到了改善,使分区混合型结构化网格成为使用最普遍的网格<sup>[58]</sup>。

非结构化网格的生成是一个在已有网格体系上不断添加新点的过程,主要通过 DELAUNAY 方法来构造,此外还有前沿推进法、B-W 方法<sup>[64]</sup>等。非结构化网格在复杂区域的网格剖分上容易控制网格质量,并且容易实现局部加密。但非结构化网格生

成过程比结构化要复杂得多,其计算量要比结构化网格大得多。并且,由于在非结构化网格中单元与节点的编号无固定规则可循,因而除了每一单元及其节点的几何信息必须存储外,与该单元相邻的网格单元的编号信息也必须存储起来,使程序的存储量和对计算资源的占有量明显增大。但随着计算机的发展,非结构化网格得到越来越多的应用<sup>[65-66]</sup>。

此外,网格还有向自适应方向发展的趋势,自适应网格能够根据计算结果自动向参数变化剧烈的区域加密,无疑是一大进步。因此,网格发展的趋势是以非结构化网格为主的自适应混合型网格<sup>[66]</sup>。

### 3.4 普遍采用的数值方法

综上所述,叶轮机械 CFD 得到了飞速的发展,经历了由二维无粘方程到直接求解三维雷诺平均 NS 方程的过程。如采用结构化网格,文献[67]具有代表性,它在叶片底部使用 H(I)型网格,在叶片顶部使用 H-O 型网格。计算中选用中心差分格式离散方程,用五步 R-K 法进行时间推进,同时采用多重网格和隐式残差光滑提高计算效率。通过这种方法,能准确地计算出叶片顶部间隙泄漏涡、尾部分离涡、二次涡等现象。如采用非结构化网格,文献[65]具有代表性,其采用自适应非结构化网格,计算方法与结构化网格方法基本相同,但将原来的 B-L 模型改为  $k-\varepsilon$  模型,能很好地捕捉激波的位置和形状、激波和附面层的相互干扰以及压气机叶栅的角区失速等现象。可见,采用时间推进法,配合有限体积法、显式多步 R-K 法和一些加速收敛技术如当地时间步长、多重网格、隐式残差光滑等是目前叶轮机械 CFD 最广泛采用的方法。

## 4 改善叶轮力学性能的方法

研究叶轮机械内部流动的最终目的是采取有效措施降低叶栅气动损失,改善叶轮力学性能。各国学者在这方面进行了大量的研究和实践,极大地推动了叶轮机械的发展,所采用的方法归纳如下。

(1) 采用扭曲叶片。20 世纪 40 年代,为了满足叶轮机械的效率和单台功率提高的要求,出现了扭曲叶片理论和设计方法。到 20 世纪 60 年代,随着低压级叶片高度的增加,扭曲叶片得到普遍使用,从而使叶轮机械的效率和单台功率都得到大幅提高。

(2) 子午通道收缩。其基本思想是,叶片斜切口处的外壁收缩使该处流动收敛性增大,从而降低叶型吸力面出口断面的扩压流动,减小扩压段的长度,使叶栅损失减小。其实质是通过改变流线弯曲

形状来减小径向正压梯度, 控制径向二次流<sup>[68]</sup>。但这类方法受流动工况的影响很大, 不能从根本上控制叶栅通道内附面层的发展和消除气流分离<sup>[2]</sup>。

(3) 叶型新技术。传统的透平静叶型特点是头部肥厚、喉部以后部分瘦小。这类叶型的流动特点是减速区扩压系数小、叶片载荷分布呈现“均匀加载”或“前部加载”形式。新型后部加载叶型叶片头部小圆半径较小, 叶片最大厚度位置也向下游偏移。后部加载叶型的叶片吸力面上的气流在喉部以前加速, 而在喉部以后扩压, 叶片载荷分布将偏向叶片后部, 附面层转捩推迟到喉部, 降低型线损失和二次流损失, 从而降低叶栅总损失<sup>[68]</sup>。在压气机叶型新技术方面也取得了大量成果, 其中控制扩散叶型最为典型。其设计思路是通过叶片型面的几何控制获得最优叶型表面马赫数分布, 吸力面最高马赫数限制在 1.3 以下, 并控制吸力面从最高马赫数点起到后缘这一段减速区内气流的扩散度, 从而达到最大限度减少损失的目的。这类叶型前后缘圆角处的厚度和圆角半径较大, 对入流角变化的适应性增强, 抗异物碰撞和抗侵蚀能力也较强<sup>[69-70]</sup>。

(4) 可控涡方法。可控涡设计方法是通过改变涡轮级反动度的径向分布来控制叶栅端壁流的流动性能, 其实质是造成流线的反曲率来减小径向正压梯度, 降低径向二次流, 并且降低端部负荷, 减弱静叶端壁二次流损失<sup>[27]</sup>。

(5) 叶片的倾掠。叶片在子午面沿高度、轴向适当弯曲, 可以有效地降低法向马赫数, 进而降低流入马赫数条件下的激波强度, 从而降低流动损失。目前应用较广的是前掠静子和后掠转子的设计<sup>[69]</sup>, 关于前掠转子的研究也取得了较大进展<sup>[70]</sup>。叶片倾掠技术是高速、高负荷风扇、压气机的关键技术。

(6) 串列叶栅(大小叶片)。串列叶栅是在转子叶栅通道内, 配置附加的小叶片导叶, 可以大大增加转子转角(因而可增大作功能力)而不发生分离。这是由于附加小叶片压力面可改善和抑制原转子叶栅吸力面的气流分离, 而小叶片本身的吸力面附近由于附面层薄且有大气片的压力面气动力的抑制而具有更高的抗分离能力。

(7) 固体壁面特殊处理方法。该方法是在叶片吸力面或端壁壁面进行特殊处理, 如安装隔片、添加涡流发生器、叶片或端壁表面开缝、机匣处理或设置湍流器<sup>[71-72]</sup>等方法, 来改善附面层的发展, 合理利用和控制旋涡, 抑制二次流和分离, 从而达到降低叶栅损失和扩大稳定工作范围的作用。

(8) 弯扭联合气动成形方法。叶片的弯扭联合气动成形是叶片沿高度、沿周向变角度弯曲, 它与

沿叶高变角度扭曲合理匹配, 能够有效地控制叶栅中二次流发展和调整叶栅出口损失分布<sup>[2, 73]</sup>。

(9) 多目标优化设计方法。该方法将优化算法与流体力学解法结合起来, 以达到多个气动目标函数(如升力、阻力、损失等)的优化要求<sup>[74]</sup>, 并实现叶型设计的自动化。应用于叶轮机械设计的优化算法主要有神经网络、多目标遗传算法和逐次二次规划算法等; 流场计算一般求解三维 NS 方程, 考虑包括粘性、三维效应在内的复杂流动; 叶型的几何生成常采用非均匀有理 B 样条方法等。

## 5 结论

综上所述, 各国学者对叶轮机械内部流动的研究取得了巨大进展, 有些研究成果已经应用到设计方法中。目前, 对叶轮机械内部流动的研究仍是最活跃的研究领域之一, 测试技术、计算技术和计算机技术等的发展, 必将进一步推动叶轮机械内部流动的研究。分析认为将在以下几个方面取得新进展。

(1) 非定常分离与旋涡理论的研究。被称为“空气动力学新曙光”的非定常分离与旋涡理论的研究, 有可能在叶轮机械中得到应用, 充分利用非定常流动的潜力, 设计具有非定常脱体涡流型的叶轮机械。

(2) 考虑非定常特性的设计方法研究。随着动态试验和数值模拟的发展, 人们对于叶轮机械内部流动的非定常现象及其机理将越来越清楚, 将非定常的研究成果应用于设计工作中将很快取得突破。

(3) 湍流模型研究及应用。由于湍流本身的复杂性, 完全搞清湍流的机理并建立一种普遍适用的湍流模型在近期还不太现实, 但极有可能建立一种或几种具有较广适用性和较高准确性的湍流模型。

(4) 高精度、高分辨率差分格式的研究。既可以抑制在处理间断解时的数值振荡, 又具有较高精度的差分格式将层出不穷, 如高阶 TVD 格式、ENO 格式、NND 格式及 WEND 格式等。

(5) 自动化网格生成技术。针对叶轮机械的特点并结合最新网格生成技术, 以全非匹配、全交错、非结构化和自适应为发展方向的叶轮机械网格生成技术将不断取得进展。

(6) 多目标优化设计方法的研究及应用。随着优化算法、三维数值计算、叶片造型技术及并行计算技术的发展, 多目标优化设计方法的精度、计算量、自动化和集成化必将进一步发展, 并应用于工

程设计之中。

### 参 考 文 献

- [1] 徐建中. 叶轮机械气动热力学的回顾与展望[J]. 西安交通大学学报, 1999, 33 (9): 1-4.
- [2] 谭春青. 透平叶栅中叶片的弯曲对流场性能影响的试验研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 1993.
- [3] KANG S. Investigation on the three dimensional flow within a compressor cascade with and without tip clearance [D]. Brussels: Vrije University Brussels, 1993.
- [4] 陈海生. 弯曲叶片透平叶栅和单级轴流风机气动特性的实验与数值模拟研究[D]. 北京: 中国科学院工程热物理研究所, 2002.
- [5] HARRISON S. Secondary loss generation in a linear cascade of high-turning turbine blade[J]. ASME Journal of Turbomachinery, 1990, 112(10): 618-624.
- [6] YAMAMOTO A. Production and development of secondary flows and losses within two types of straight turbine cascades, Part I: A stator case[G]. ASME Paper, 86-GT-184, 1986.
- [7] 李才修, 倪中. 涡轮直列叶栅中二次流损失预测模型[J]. 航空动力学报, 1987, 2(3): 225-229.
- [8] YAMAMOTO A. Interaction mechanisms between tip leakage flow and the passage vortex in a linear turbine rotor cascade[J]. ASME Journal of Turbomachinery, 1988, 110(4): 329-338.
- [9] HALL K C, SIKOWSKI P D. The influence of neighboring blade rows on unsteady aerodynamic response of cascades[J]. ASME Journal of Turbomachinery, 1997, 119(1): 85-93.
- [10] HILDITCH M A, SMITH G C, SINGH U K. Unsteady flow in a single stage turbine[G]. ASME Paper, 98-GT-531, 1998.
- [11] 季路成. 轴流叶轮机转子/静子干扰非定常流动探索[D]. 北京: 北京航空航天大学, 1998.
- [12] 聂超群, 桂幸民, 于清. 跨音速压气机近失速状态的非定常特征[C]//中国工程热物理学会热机气动热力学学术会议, 杭州, 1998: 47-54.
- [13] LIANG X, WU H. Stall margin improvement of axial flow fan by passive control equipment[C]//Proceeding of 3rd International Symposium on Aero-thermodynamics of Internal Flows, Beijing, 1996: 737-743.
- [14] SAXER-FELICI H M, SAXER A P, INDERBITZIN A. Prediction and measurement of rotating stall cells in an axial compressor[G]. ASME Paper, 98-GT-67, 1998.
- [15] JOACHIM M, CHUNILL H, WOLFGAN N. An experimental and numerical investigation into the mechanisms of rotating instability[G]. ASME Paper, 2001-GT-536, 2001.
- [16] WALRAEVENS R E, GALLUS H E. Stator-rotor-stator interaction in an axial flow turbine and its influence on loss mechanisms [R]. AGARD Report, AGARD-CP-571, 1996.
- [17] RAI M M. Three dimensional Navier-Stokes simulation of turbine rotor-stator interaction[J]. Journal of Propulsion and Power, 1989, 5(3): 307-319.
- [18] 祁明旭, 丰镇平, 康顺. 动静干涉效应对轴流透平级气动性能的影响[J]. 工程热物理学报, 2003, 24(1): 39-42.
- [19] 季路成, 项林, 黄海波. 1+1/2 对转涡轮叶排轴向间距对性能影响的初步研究[C]//中国工程热物理学会热机气动热力学学术会议论文集, No. 012051, 2001.
- [20] ZHANG H. The behavior of separation line and singular points on the separation line[J]. Acta Aerodynamic Sinica, 1987, 5(1): 1-6.
- [21] KANG S. An application of topological analysis to studying the three-dimensional flow in cascade[J]. Applied Mathematics and Mechanics, 1990, 11(5): 119-127.
- [22] SARPKEYA T. Computational methods with vortices[J]. ASME Journal of Fluids Engineering, 1989, 111(1): 45-52.
- [23] 吴介之. 运动物体与涡量场相互作用的不可压理论[J]. 空气动力学报, 1985, 4(2): 168-176.
- [24] WANG H P. Flow visualization in a liner turbine cascade of high performance turbine blades[G]. ASME Paper, No.95- GT-7, 1995.
- [25] 刘景梅, 周盛. 叶轮机械新流型探索综述[J]. 航空动力学报, 1995, 10(3): 205-209.
- [26] 谭春青. 透平叶栅定常脱体涡流型[C]//中国工程热物理学会首届青年年会, 北京, 1992: 7-12.
- [27] 冯国泰, 苏杰先, 王仲奇, 等. 获得综合优化流型的叶片成型方法和设计方法[J]. 工程热物理学报, 1991, 12(2): 156-159.
- [28] HAH C N. A viscous flow study of shock-boundary-boundary layer interaction, radial transport, and wake development in a transonic compressor[G]. ASME Paper, No.91-GT-69, 1991.
- [29] 庄礼贤, 尹协远, 马晖扬. 流体力学[M]. 合肥: 中国科技大学出版社, 1997.
- [30] 安柏涛, 韩万今, 芦文才, 等. 子午扩压对环形叶栅流道内旋涡发生和发展的影响[J]. 航空动力学报, 2000, 15(4): 361-365.
- [31] VACZY C M, MCCORMICK D C. A study of the leading

- edge vortex and tip vortex on prop-fan blades[G]. ASME Paper, 87-GT-234, 1987.
- [32] MAXWORTHY T. Experiments on the Weis-Fogh mechanism of lift generation by Insects in hovering flight[J]. *Journal of Fluid Mechanics*, 1979, 93 (7): 47-63.
- [33] WU J Z, VAKILI A D, WU J M. Review of the physics of enhancing vortex lift by unsteady excitation[J]. *Progress Aerospace Science*, 1991, 28 (2): 73-131.
- [34] SEBATHIAN B, ANDREY V I, HANS H F. Receptivity of boundary layers to three-dimensional disturbances[J]. *European Journal of Mechanics*, 2002, 21(1): 29-48.
- [35] 吕志咏, 黄政. 平板扰动片振动诱导涡运动研究[J]. *北京航空学院学报*, 1986, 12(4): 57-68.
- [36] ISHII J, HONAMI S. A three-dimensional turbulent detached flow with a horseshoe vortex[J]. *ASME Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, 1986, 108(1): 125-130.
- [37] HONAMI S, SHIZAWA T, TAKAHAMA M. Behavior of the leg of horseshoe vortex around the idealized blade with zero attack angle by triple hot-wire measurements[G]. ASME Paper, 88-GT-197, 1988.
- [38] YAMAMOTO A, NOUSE H. Effects of incidence on three-dimensional flows in a linear turbine cascade[J]. *ASME Journal of Turbomachinery*, 1988, 110(5): 486-496.
- [39] YE D, ZHOU L. Experimental research of the secondary flow in rectilinear turbine cascades[G]. ASME Paper, 85-GT-93, 1985.
- [40] ZUNINO P, UBALDI M, SATTA A. Measurement of secondary flows and turbulence in a turbine cascade passage[G]. ASME Paper, 87-GT-132, 1987.
- [41] BYANSTON-CROSS P J, HARASGAMA S P. The application of Particle Image Velocimetry (PIV) in a short duration transonic annular turbine cascade[G]. ASME Paper, 91-GT-221, 1991.
- [42] WALSH J A, GREGORY-SMITH D G. Inlet skew and the growth of secondary losses and vorticity in a turbine cascade[J]. *ASME Journal of Turbomachinery*, 1990, 112(4): 633-642.
- [43] BOLETIS E, SIEVERDING C H. Experimental study of the three-dimensional flow field in a turbine stator preceded by a full stage[J]. *ASME Journal of Turbomachinery*, 1991, 113(1): 1-9.
- [44] JOSLYN H D, DRING R P, SHARMA O P. Unsteady three-dimensional turbine aerodynamics[J]. *ASME Journal of Engineering for Power*, 1983, 105(2): 322-331.
- [45] JOSLYN H D, DRING R P. Three-dimensional flow in an axial turbine: part1-aerodynamic mechanisms; part2-profile attenuation[J]. *ASME Journal of Turbomachinery*, 1992, 114(1): 61-78.
- [46] MORE R D, REID L. Performance of single-stage axial-flow transonic compressor with rotor and stator aspect ratios of 1.19 and 1.26, respectively and with design pressure ratio of 2.05[R]. NASA Report, NASA-TP-1659, 1980.
- [47] SUDER K L. Blockage development in a transonic, axial compressor rotor[G]. ASME Paper, No.96-GT-394, 1996.
- [48] SHARMA O P, BUTLER T L, JOSLYN H D, et al. Three-dimensional unsteady flow in an axial flow turbine[J]. *Jet Propulsion*, 1985, 1(1): 29-38.
- [49] SHARMA O P, RENAUD E, BUTLER T L, et al. Rotor-stator interaction in multi-stage axial flow turbines[G]. AIAA Paper, 88-3013, 1988.
- [50] MORPHIS G, BINDON J P. The flow in a second stage nozzle of a low speed axial turbine and its effect on tip clearance loss development[G]. ASME Paper, 94-GT-145, 1994.
- [51] HUBER F W, JOHNSON P D, SHARMA O P, et al. Performance improvement through indexing of turbine airfoils, Part1-experimental investigation&Part2-numerical simulation[G]. ASME Paper, 95-GT-27&28, 1995.
- [52] 陶文铨. 计算传热学的现代进展[M]. 北京: 科学出版社, 2000.
- [53] HIRCH C. Numerical computation of internal and external flows[M]. New York: John Wiley & Sons Ltd, 1995.
- [54] 姚征, HIRSCH C. 多级叶轮机械三维流动计算的级间混合面方法分析[J]. *工程热物理学报*, 1995, 17(4): 417-422.
- [55] 赖焕新. 叶轮机械复杂内流场细节的数值研究与动/静叶排三维非定常干涉的时间精确模拟[D]. 北京: 中国科学院工程热物理研究所, 2000.
- [56] JAMSON A. Time dependent calculations using multigrid with applications to unsteady flows past airfoils and wings[G]. AIAA Paper, 91-1596, 1991.
- [57] 吴子牛. 计算流体力学基本原理[M]. 北京: 科学出版社, 2001.
- [58] 杨策, 蒋滋康, 索沂生. 时间推进方法在叶轮机械内部流场计算中的进展[J]. *力学进展*, 2000, 30(1): 83-94.
- [59] JAMESON A, SCHMIDT W, TURKEL E. Numerical solution of the Euler equations by finite volume methods using Rung-Kutta time stepping schemes[G]. AIAA Paper, 81-1259, 1981.
- [60] BEAM R M, WAMING R F. An implicit factored scheme

- for the compressible Navier-Stokes equations[J]. AIAA Journal, 1978, 16(4): 393-402.
- [61] 刘超群. 多重网格法及其在计算流体力学中的应用[M]. 北京: 清华大学出版社, 1995.
- [62] 徐旭. 液体火箭发动机加质大面积比喷管流场计算[D]. 北京: 北京航空航天大学, 1997.
- [63] 刘仪. 叶轮机械级环境下内部三维粘性流场的计算方法[D]. 西安: 西安交通大学, 1996.
- [64] THOMPSON J F, WEATHRILL N P. An aspect of numerical grid generation: current science and art[G]. AIAA Paper, 93-3539, 1993.
- [65] DAWES W N. Simulating unsteady turbomachinery flows on unstructured meshes which adapt both in time and space[G]. ASME Paper, 93-GT-104, 1993.
- [66] 陈海生. 复杂形状飞行器绕流及其与运动轨迹的耦合计算研究[D]. 北京: 北京航空航天大学, 2004.
- [67] KANG S, HIRCH C. Numerical simulation of three-dimensional viscous flow in a linear compressor cascade with tip clearance[J]. ASME Journal of Turbomachinery, 1996, 118(3): 492-505.
- [68] 蒋洪德, 朱斌, 徐星仲. 叶轮机械数值计算与设计方法进展及其在汽轮机中的应用[J]. 工程热物理学报, 1998, 19(4): 433-438.
- [69] 彭泽琰, 刘刚. 航空燃气轮机原理[M]. 北京: 国防工业出版社, 2000.
- [70] 邹正平, 赵令德, 陈懋章. 叶轮机械叶片的三维造型及其对叶片气动负荷的影响[J]. 航空动力学报, 1998, 13(3): 12-17.
- [71] 张志刚, 朱鸿, 李燕生. 压气机弦向割缝叶栅流场计算及实验研究[J]. 工程热物理学报, 1988, 9(2): 168-171.
- [72] 刘艳明, 钟兢军, 李海滨. 不同长度端壁翼刀对压气机叶栅二次流影响的数值研究[J]. 航空动力学报, 2004, 19(5): 666-670.
- [73] 王仲奇, 郑严. 叶轮机械弯扭叶片的研究现状及发展趋势[J]. 中国工程科学, 2000, 2(6): 40-48.
- [74] CARLO P, ANDREA G, LUKA O. Hybridization of a

multi-objective genetic algorithm, a neural network and classical optimizer for a complex design problem in fluid dynamics[J]. Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering, 2000, 186(2): 403-420.

## REVIEW OF INVESTIGATION INTO INTERNAL FLOW OF TURBOMACHINERY

CHEN Haisheng TAN Chunqing

(Institute of Engineering Thermophysics, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100080)

**Abstract:** The inland and overseas advance and current status of the investigation into internal flow of turbomachinery are reviewed in terms of theoretical analysis, experiments and numerical simulation respectively. The classification, definition and investigation status of internal flow losses of turbomachinery are outlined at first. The theoretical development of internal flow of turbomachinery is then summarized in terms of separation theory, vortex dynamics and flow pattern. The advance of experimental investigations of turbomachinery is reviewed in terms of linear cascade, annular cascade, unsteady experiment and measurement techniques. The methodology, content and achievement of numerical simulation are summarized in terms of govern equation, numerical technique and grid creation. The approaches to improve the aerodynamic performance of turbomachinery are reviewed and the perspective of this research field is conducted finally. The results show that the investigation into the internal flow of turbomachinery has achieved great improvement and many achievements have been implemented in the design, and more in-deep study is still needed in this field.

**Key words:** Turbomachinery Internal flow Review

**作者简介:** 陈海生, 男, 1977 年出生, 博士, 副研究员。主要从事叶轮机械内部流动和飞行器绕流的试验和数值模拟研究, 发表论文 30 余篇。  
E-mail: chen\_hs@mail.etp.ac.cn