

文章编号: 1000-8055(2002)05-0556-05

压气机二维叶栅涡脱落的数值模拟

张文龙, 袁 巍, 张 健, 周 盛
(北京航空航天大学 动力系, 北京 100083)

摘要: 对某压气机二维叶栅的非定常分离流场进行了数值模拟, 通过对多种工况的计算, 进行了频谱分析, 对叶栅非定常流动的流场结构和流动机理做了初步的探讨。在来流均匀, 定常边界条件下, 叶栅内流动仍然表现出强烈的非定常性; 在大攻角下有类卡门涡的脱落, 旋涡脱落的频率, 随着攻角和马赫数的变化而变化; 分离点的位置随着攻角和马赫数的变化而变化。

关键词: 非定常; 分离流; 旋涡脱落; 叶栅

中图分类号: V 211.1⁺ 5

文献标识码: A

Numerical Simulation of Trailing Edge Vortex Shedding in a 2-D Compressor Cascade

ZHANG Wen-long, YUAN Wei, ZHANG Jian, ZHOU Sheng

(Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: Although vortex shedding is a self-excited unsteady flow phenomenon in turbo-machinery blading with a blunt trailing edge, and the trailing edge of a compressor is not blunt, the phenomenon of vortex shedding is still thought to occur in a compressor blade row because of the viscosity and pressure gradient. The flow in the boundary layer is strongly affected by the adverse pressure gradients that tend to make the flow to separate, so there are a lot of vortices in the blade region. A numerical study has been carried out to simulate trailing edge vortex shedding of some kind of compressor cascade. A series of flow simulation are performed, and the structure of flow field and the mechanism of unsteady flow are investigated preliminarily. The numerical results indicated that the flow is strong unsteady flow, though the boundary conditions are steady. When incidence is big, the trailing edge vortex shedding is like Kaman vortex shedding. The frequency of vortex shedding and the position of separation are affected by the incidence and Mach number.

Key words: unsteady; separate flow; vortex shedding; cascades

1 引言

对于叶轮机械来说, 流动本质在于固有的非定常性, 没有流动的非定常性就不会有叶轮机械的输入和输出^[1]。在轴流式叶轮机中, 非定常性质表现在多个方面^[2], 比如单排叶栅在逆压力梯度

作用下生成的非定常类卡门涡运动; 再如多级叶排中的转、静叶排干扰产生的固有非定常运动等。叶轮机械非定常流动的效应可以根据它们的尺度分成 3 组: 一是小尺度组, 其中包括尾迹湍流, 尾缘涡脱落和激波边界层干扰; 二是中尺度组, 其中包括由于上游影响而形成的级间相互影响; 三是

收稿日期: 2001- 10- 30; 修订日期: 2002- 03- 05

作者简介: 张文龙(1976-), 男, 黑龙江大庆人, 北京航空航天大学动力系硕士生

大尺度组, 其中包括旋转失速和压气机喘振等。

叶片尾涡脱落对叶轮机的性能和稳定性影响很大, 近年来已经有一些学者对涡轮叶片的涡脱落进行了初步研究。Wei Ning 和 Li He (1999)^[3]对圆柱体和 VKI 涡轮叶片进行了数值模拟, 对尾缘涡脱落的模型问题进行一些探讨。Carsallen 等人 (1996)^[4]测量了在大尺度高速旋转跨音涡轮叶栅里面涡脱落的频率。Currie T C 和 Carscallen W E^[5]模拟了跨音涡轮叶栅尾缘的涡脱落, 对马赫数为 1 和 1.16 两种情况, 都得到了与实验结果吻合得非常好的涡脱落形状和涡脱落频率。哈尔滨工业大学的王仲奇等对涡轮叶栅进行了数值模拟, 得出结论认为, 在叶轮机械叶片排间的涡脱落受攻角的影响, 在不同攻角情况下, 频率不同, 产生损失的大小也不同。

从这些学者的工作可以看到, 深入探索涡脱落的形式和频率对于提高和改善叶轮机的性能有很重要的作用。因此, 本文从数值模拟的角度, 考察攻角和来流马赫数的变化对压气机叶栅涡脱落的形式、频率以及流动损失的影响, 并对流动机理进行初步的探讨。

作者独立发展了二维雷诺平均 N-S 方程求解程序, 该程序的无粘通量采用 roe 格式, 并且在此基础上使用了 TVD 格式; 粘性通量中, 湍流模型采用标准的 B-L 模型; 用四步 Runge-Kutta 方法进行显式时间推进, 通过多种加速收敛技术, 使程序具有较快的收敛速度。

2 数值方法

2.1 控制方程

本文采用雷诺平均的 N-S 方程, 在经过坐标变换后, 其形式为:

$$\frac{\partial \vec{Q}}{\partial t} + \frac{\partial \vec{E}}{\partial \xi} + \frac{\partial \vec{G}}{\partial \eta} = \frac{\partial \vec{F}}{\partial \xi} + \frac{\partial \vec{G}}{\partial \eta}$$

2.2 定解域及网格生成

本文拟模拟边界条件为定常, 而要用时间精确解计算涡脱落的非定常流动, 要求尾缘涡脱落的非定常流动经过一个较长的流向距离后, 到计算域出口可以达到定常状态。出于这样的考虑, 确定计算域前面延伸 0.7 倍弦长, 计算域后面延伸 4 倍弦长。轴向网格数目为 250, 周向为 51 个, 这样总的网格点数为 12750 个。

选择 H 型网格, 用代数方法生成网格, 采用三次样条插值来保证叶片区和前后延伸区的光滑

衔接。对上下叶面以及前缘和尾缘部分进行了局部网格加密, 如图 1 和图 2 所示。

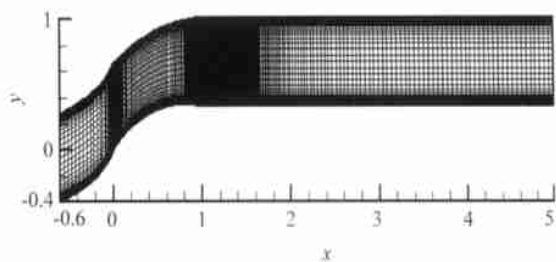


图 1 计算网格图

Fig 1 Grid

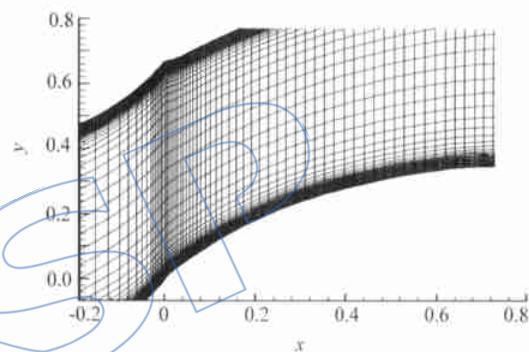


图 2 网格前缘局部放大图

Fig 2 Leading edge of blade grid

由于计算的某种叶栅的前缘和尾缘分别是小的半圆, 为了使网格形状不至于过分扭曲且有一定正交性, 对叶栅的前缘和尾缘都进行了削尖处理, 这样对计算结果有一定的影响, 尤其是前缘影响比较大。

2.3 定解条件

在非定常计算中, 采用定常计算的收敛结果作为初始条件。

在边界条件的给定上, 由于进口轴向分速为亚音, 所以进口给定总温, 总压和气流角; 出口给定反压, 其余参数外推; 叶盆和叶背采用固壁边界条件; 叶栅前后延伸部分采用周期性边界条件。

3 数值计算结果及分析

3.1 叶栅几何参数

本文对某叶栅的 6 种流动情况进行了计算: 即三种攻角 ($i = 0^\circ, 3^\circ, 10^\circ$) 和两种马赫数 ($M_{a1} = 0.5, 0.7$)。计算的进出口条件, 由每一工况下实验测得的进、出口气动参数给定。

下面给出某压气机叶型的几何参数条件:

弦长 $B = 0.0806\text{ m}$, 栅距 $T = 0.0538\text{ m}$, 安装角 $\gamma = 70.12^\circ$, 前缘半径 $R_1 = 0.51\text{ mm}$, 后缘半径 $R_2 = 0.45\text{ mm}$, 几何进口角 $\beta_{1k} = 48.4^\circ$, 几何出口角 $\beta_{2k} = 91.23^\circ$ (注: 这里角度均为与额线的夹角)。

3.2 定常计算结果的检验

为了检验定常计算结果的可靠性, 将定常计算所得的压力面和吸力面的静压值与实验测定的静压值进行了对比, 如图 3 和图 4 所示。在 $i = 0^\circ$;

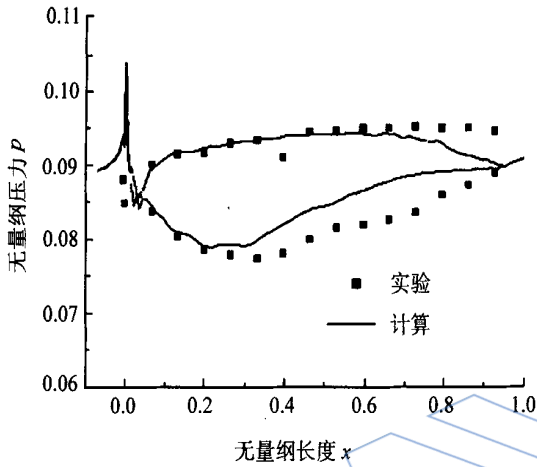


图 3 计算与实验壁面静压对比图(1)
($i = 0^\circ, Ma_1 = 0.5$)

Fig 3 Static pressure distribution
(experiment and CFD)

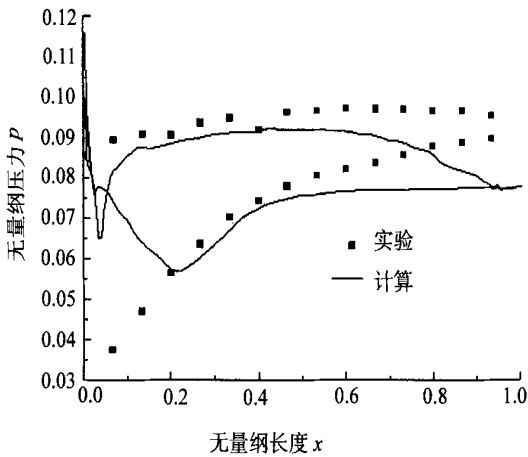


图 4 计算与实验壁面静压对比图(2)
($i = 10^\circ, Ma_1 = 0.7$)

Fig 4 Static pressure distribution
(experiment and CFD)

$Ma_1 = 0.5$ 的情况下, 计算值和实验值吻合比较

好。而在前缘计算值有一个突起的压力峰值, 这是因为前缘驻点附近压力高所致。相应的, 从图 4 可以看到, 在 $i = 10^\circ, Ma_1 = 0.7$ 的情况下, 压力面的计算值和实验值有一定程度的吻合, 而吸力面前缘和尾缘的计算值与实验值的误差比较大。从每种工况的计算结果来看, 叶中部分的计算值与实验值吻合比较好, 而前缘和尾缘部分相对差一些, 这由于生成网格的时候, 对前缘和尾缘进行了削尖处理, 而对计算结果产生了一定的影响。在大攻角的情况, 叶面上出现了大尺度分离, 湍流模型采用 B-L 模型也会导致较大的误差。另外, 在程序没有考虑到密流比的影响。由于吸力面和压力面上的附面层发展有所不同, 而密流比使静压在压力面和吸力面上的改变量不同, 程序中没有考虑到此点, 从而导致计算和实验下的物理模型不完全一致。但是, 总的情况, 压力面和吸力面上静压曲线的走势, 极值点的位置等, 基本和实验结果吻合, 因此可以认为计算结果是可信的。

3.3 流场瞬时等熵图

由于旋涡会产生熵增, 从流场中瞬时的熵的分布, 可以看到旋涡的特征, 因而从等熵图的瞬时分布可以清晰看到非定常流场的发展及旋涡结构。

从图 5 中可以看出, 在小攻角, 低马赫数情况下没有出现明显的涡脱落。叶背分离流形成的尾迹可能是以大量小涡的形式运动。

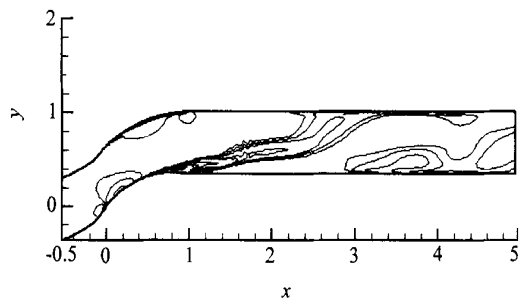


图 5 $i = 0^\circ, Ma_1 = 0.5$ 的瞬时等熵图

Fig 5 Instantaneous isentropy graph

从图 6 可以清楚的看到栅后较强的旋涡脱落。在大攻角和较大的马赫数的情况下, 在靠近尾缘处, 栅距方向压力梯度驱使气流从压力面绕过尾缘流向吸力面, 将吸力面上发展较厚的附面层流体挤离物面, “搓”出较大尺度的旋涡。马赫数越大, 该压力梯度越大, 生成的旋涡在压力梯度下沿栅距方向的变形和位移越大。此时, 相邻叶片尾缘后的旋涡就可能发生相互干扰, 在栅后发展成为

非常复杂的旋涡系 (x, y 坐标分别为无量纲长度)。

叶片尾缘的非定常涡脱落现象与进气攻角有关。随着正攻角增大, 叶片吸力面上的附面层区域将由叶片后段向前延伸, 厚度增大, 长度变长。计算表明, 当攻角较大时, 吸力面上在靠近前缘的位置就发生了流动分离, 栅后有较强的旋涡脱落。

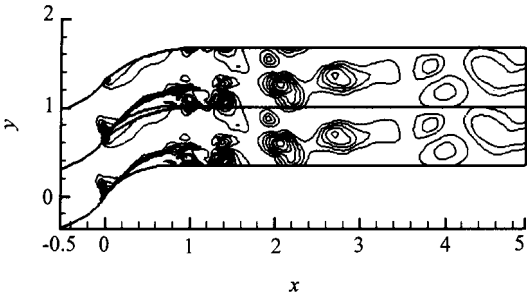


图 6 $i = 10^\circ, M_{a1} = 0.7$ 的瞬时等熵图
Fig 6 Instantaneous isentropy graph

叶片尾缘的非定常涡脱落的现象与进口马赫数也有关。在小攻角和较小马赫数工况下, 叶栅流动不出现明显的旋涡脱落; 随着进口处的来流马赫数增大, 尾缘后旋涡脱落的迹象趋于明显。对于本文计算所用的叶栅, 在马赫数达到 0.7 后均出现了明显的旋涡脱落。

4 频谱分析^[6]

本文在进行数据处理时, 选择了总压作为快速 Fourier 变换分析的基本参数, 将每种工况与时

间相关的数据, 从无量纲化的时间步长转化为有量纲的时间间隔。这样就可以直接从快速 Fourier 变换得到频谱图并读取各个物理意义的频率值。

在得到的众多频谱图中, 主要以幅值的大小判断分离流和尾迹中的旋涡脱落频率。在一段频率范围内, 若某一频率对应的幅值相对高于其它频率, 则这一频率就与某种确定的旋涡相关联。而对于宽频带、振幅小属于同一个量级的振荡, 则认为流动形成的背景噪声频率。比如对于图 7 进

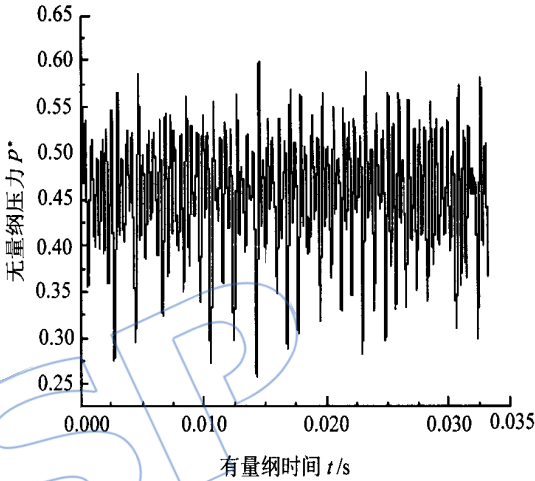


图 7 尾缘附近一点的时域图
Fig 7 p^* time graph near trailing edge

行快速 Fourier 变换, 就得到如图 8 所示的总压频谱图。在图 8 中, 2254 Hz 的频率的幅值远高于其他频率的幅值, 认为 2254 Hz 这个频率就是分离旋涡脱落的频率。如果在分离区和尾迹区外, 特别

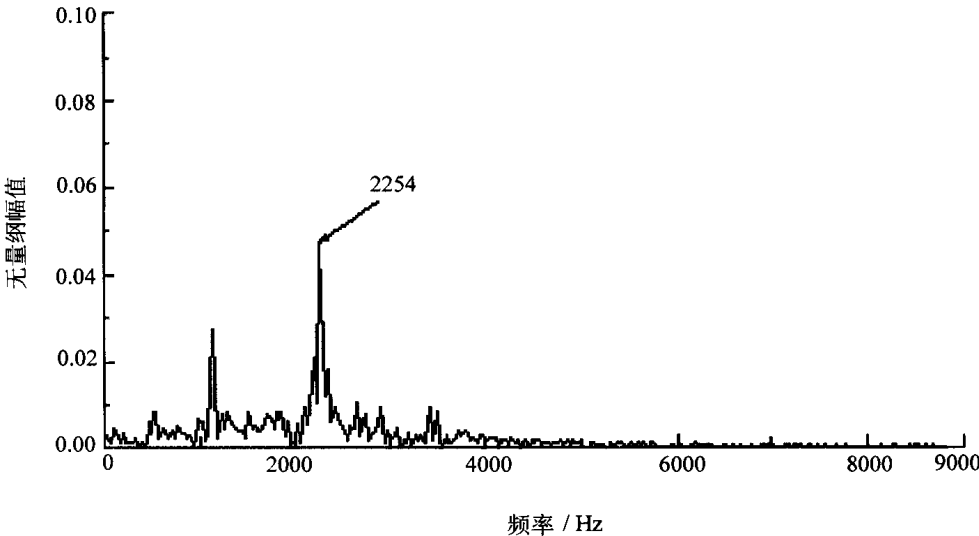


图 8 尾缘附近一点的总压频谱图
Fig 8 p^* frequency graph near trailing edge

是在栅前和槽道中,此特征频率,对应的幅值衰减得很快,则可以进一步断定其为旋涡脱落频率。

本文对 6 种工况进行了非定常计算,并且对每种工况得到的压力值进行了频谱分析,除了在 $i = 0^\circ, M_{a1} = 0.5$ 的工况下没有发现明显的特征频率外,其余的工况均发现了旋涡的脱落频率。现在将频谱分析的结果示于表 1。

表 1 各个工况旋涡脱落频率

M_{a1}	0.5			0.7		
i	0°	3°	10°	0°	3°	10°
旋涡脱落频率/Hz	—	2254	1707	2888	2655	2088

从表 1 可以看到,在同一攻角下,旋涡脱落频率随着来流马赫数的增大而增大;而在相同马赫数下,旋涡脱落的频率随着攻角的增大而减小。由平面叶栅的数值模拟表明分离区内并非死水区,主要运动形式是类卡门涡街的周期性旋涡交错脱落的形式,其脱落频率比较低。

在小攻角低马赫数情况下,在尾迹区中存在着高频周期性运动,可能是小涡脱落造成的;由于小涡的能量小,在尾迹中合并的趋势小于耗散的趋势,所以看不到明显的旋涡流动现象。

认为小涡运动并非具有类卡门涡街的结构形式,因而无法捕捉到一个幅值较大的特征频率。

5 分离点位置

从计算结果来看,随着来流的攻角和马赫数的不同,叶面上流动的分离点的位置是变化的。 $x = 0$ 对应叶栅前缘, $x = 1$ 对应叶栅尾缘,各个工况吸力面的分离点位置为表 2 所示。

表 2 吸力面上分离点的位置

M_{a1}	0.5			0.7		
i	0°	3°	10°	0°	3°	10°
分离点位置 x	0.86	0.66	0.35	0.77	0.59	0.28

从表 2 中可以看出,随着攻角的增大,流动的分离点位置前移;随着来流马赫数的增大,流动的分离点的位置也前移。尤其在大攻角工况下,在比较靠近叶栅前缘的位置就发生了大尺度的开式分离流动。

6 结 论

通过对不同攻角,不同来流马赫数工况的压气机叶栅流场的数值模拟,我们对尾缘涡脱落进行了时域分析和频谱分析,得到以下结论:

(1) 通过对叶面静压值的计算结果和实验结果的对比,可以认为数值模拟的结果具有较好的可信度。

(2) 计算表明在 3° 和 10° 攻角,都会在叶背出现较大尺度的分离,分离区内主要运动形式是类卡门涡街的周期性旋涡交错脱落的形式。

(3) 在同一攻角下,旋涡脱落的频率随马赫数增加而增加;而在相同的马赫数下,旋涡脱落的频率随攻角增大而减小。

(4) 攻角和马赫数影响流动吸力面上分离点位置。

参考文献

[1] 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

[2] 熊劲松, 侯安平, 周盛. 扩压式叶栅非定常分离流机理研究的时域分析[R]. 浙江湖州: 第七届(2001 年)全国空气弹性学术交流会论文, 2001

[3] Wei Ning, Li He. Some Modeling Issues on Trailing Edge Vortex Shedding[R]. ASME paper 99- GT- 183, 1999

[4] Carscallen W E, Fleige H, Gostebow J P. Transonic Turbine Vane Wake Flow s[R]. ASME Paper 96- GT- 419

[5] Currie T C, Carscallen W E. Simulation of Trailing Edge Vortex Shedding in a Transonic Turbine Cascade[R]. ASME 96 - GT- 483

[6] 陈少龙, 侯安平, 周盛. 扩压式叶栅非定常分离流机理研究的频谱分析[R]. 浙江湖州: 第七届(2001 年)全国空气弹性学术交流会论文, 2001

(责任编辑 杨再荣)