

文章编号:1000-8055(2011)07-1647-07

压气机中尾迹/边界层作用模型的分析与验证

杨荣菲, 李志平, 李秋实, 周 盛

(北京航空航天大学 能源与动力工程学院

航空发动机气动热力国家级重点实验室, 北京 100191)

摘 要: 基于叶轮机中尾迹的负射流效应, 考虑了边界层外缘黏性力项对边界层发展的影响, 推导了尾迹/边界层相互作用的数学模型, 并建立了边界层动量厚度与压气机叶片负荷变化的定量关系, 对模型进行了数值模拟和实验验证. 结果表明: ①此模型能够较好地预测尾迹通过频率对压气机负荷的影响, 压气机压升随着尾迹通过频率的变化存在极大值; ②尾迹引起边界层当地压力梯度变化, 是影响压气机负荷的主要因素.

关 键 词: 负射流; 边界层动量厚度; 尾迹/边界层作用; 尾迹通过频率; 压气机

中图分类号: V231.3

文献标志码: A

Analysis and verification of wake/boundary layer interaction model in compressor

YANG Rong-fei, LI Zhi-ping, LI Qiu-shi, ZHOU Sheng

(National Key Laboratory of Science and Technology on Aero-Engine Aero-thermodynamics,
School of Jet Propulsion, Beijing University of Aeronautics and Astronautics,
Beijing 100191, China)

Abstract: A wake/boundary layer interaction model was derived based on negative jet effect of wake transport in turbomachinery, in consideration of the influences of outer boundary layer's viscous force on boundary layer development. Then, the relationship between pressure rise and momentum thickness was established. An experiment was designed to verify this model about effect of wake passing frequency on compressor pressure rise at fixed wake depth and wake width. Comparison of model and experimental results indicates that: (1) The model can be used to predict the effect of wake passing frequency on compressor pressure rise effectively. (2) The key factor of wake/boundary layer interaction is local pressure gradient that changes with wake, which leads to pressure rise finally.

Key words: negative jet; boundary layer momentum thickness;

wake/boundary layer interaction; wake passing frequency; compressor

叶片表面边界层的发展是影响叶轮机效率、负荷水平的主要因素. 叶轮机中转静叶排交错排列, 使得叶片表面边界层不可避免地受到上游尾迹的非定常作用. Halstead 等^[1]总结了尾迹对压气机/涡轮表面边界层发展的影响, 认为尾迹诱导

产生的沉寂区能够推迟边界层转换发生、分离点后移、减小分离泡长度, 且尾迹对边界层作用的效果与尾迹通过频率、主流湍流度、叶片负荷、马赫数等因素相关. 邹正平等^[2]对低压低雷诺数涡轮进行的实验及数值研究表明, 后加载形式的涡轮

收稿日期: 2010-07-20; 修订日期: 2010-12-10

基金项目: 国家自然科学基金(10902008); “凡舟”青年科研基金(20090401)

作者简介: 杨荣菲(1982—), 女, 湖北武汉人, 博士生, 主要从事叶轮机机械内非定常流动的研究.

叶片吸力面边界层在尾迹作用下无再附式分离, 涡轮负荷增加、损失降低. Howell R J 等^[3]在低压涡轮叶片设计中考虑上游尾迹对边界层发展的影响, 得到的超高升力涡轮叶片数较相同载荷情况的高升力涡轮叶片数减少 12%.

相较于涡轮中低马赫数、顺压力梯度流动而言, 压气机中的逆压力梯度、高马赫数流动特征使得边界层层流、转捩区仅在叶片前缘出现. Ottavy X 等^[4]认为压气机叶片表面的流动可以近似为全湍流, 即忽略转捩区对边界层发展的影响. Hilgenfeld L 等^[5]用热膜、热线及动态压力传感器实验观察到压气机叶栅边界层在尾迹作用下, 时均动量厚度较定常无尾迹时边界层动量厚度小、叶栅损失低. Soranna F 等^[6]用粒子图像速度仪 (particle image velocimetry, 简称 PIV) 实验观察了真实压气机中进口导流叶片 (inlet guide vane, 简称 IGV) 尾迹对转子叶片边界层的影响, 认为尾迹引起边界层变薄的主要因素是与尾迹相关的当地压力梯度的变化. 李志平^[7]实验研究了 IGV 尾迹通过频率对低速轴流压气机性能的影响, 发现合理的尾迹通过频率及尾迹强度, 能够使低速压气机在设计工况下总压升相对提高 3.82%, 效率相对提高 1.53%. 毛明明等^[8]数值研究了跨声压气机动静干涉效应, 发现尾迹对下游静叶表面边界层流动损失的发生、发展和输运产生影响. 郑新前等^[9]用点射流模型模拟尾流撞击效应, 认为射流的强度、频率能够影响叶片边界层从无序向有序的发展. 但是, 至今压气机中仍没有一个确定的规则来考虑尾迹对边界层的作用, 从而在压气机设计中考虑转静干涉效应.

为了在压气机设计中合理地考虑尾迹的影响, 有必要建立尾迹特征参数与压气机性能之间的关系. 本文首先从叶轮机中尾迹的负射流效应出发, 推导了与尾迹强度、尾迹宽度、尾迹通过频率相关的尾迹/边界层作用模型, 通过建立边界层动量厚度与压升之间的关系, 得到了尾迹通过频率与压升关系模型. 然后在某低速轴流压气机实验台上对上述模型进行了实验验证. 最后对尾迹影响压气机边界层的主要因素进行了分析.

1 尾迹/边界层作用模型

1.1 尾迹对边界层的作用

压气机中尾迹对边界层的作用可以用负射流效应^[10]来描述, 如图 1、图 2 所示. 一方面尾迹中

形成的对涡加强了主流与边界层内流体的动量交换; 另一方面尾迹区域内的速度变化使得叶片表面的静压发生周期性脉动; 同时, 尾迹内部速度不均匀性及其相对边界层运动, 使得边界层外缘处存在一定的摩擦应力. 在无尾迹定常流动中, 边界层外缘的摩擦应力相较于壁面摩擦应力可以忽略不计; 而在有尾迹的非定常流动中, 是否可以忽略边界层外缘的摩擦应力的问题将通过下面的数值分析进行初步讨论.

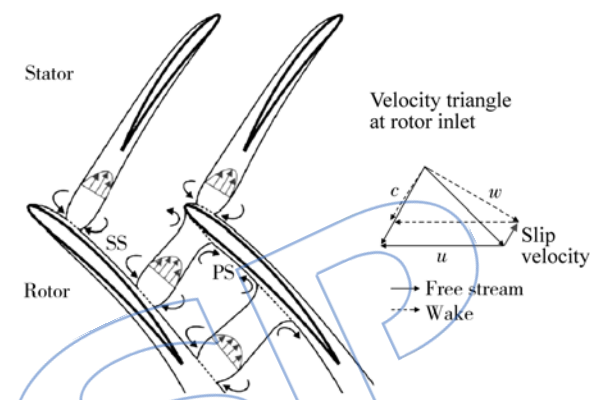


图 1 压气机叶片中尾迹负射流影响

Fig. 1 Negative jet effect of wake within compressor blade row

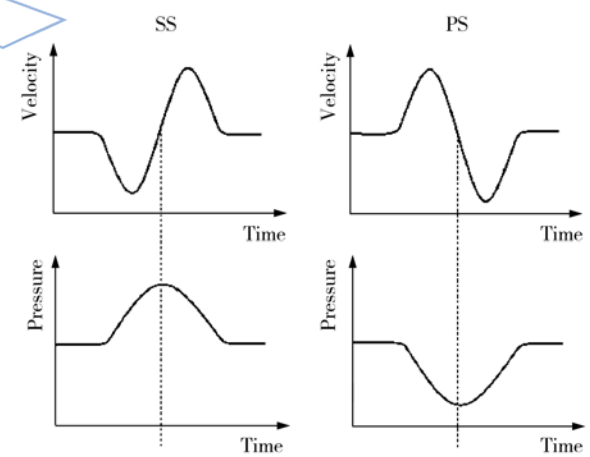


图 2 叶片表面某处负射流引起压力、速度变化

Fig. 2 Effect of negative jet on velocity and pressure at a fixed position near the blade surface

非定常计算某低速轴流压气机叶中截面的转静作用, 在图 3 所示的熵云图中, 转子尾迹向下游发展引起静子叶片表面边界层变化. 在静子吸力面上定义从壁面出发且垂直于壁面的截面上速度基本不变的位置为边界层外缘, 比较边界层外缘黏性力与壁面摩擦应力沿流向的变化如图 4 所

示,当尾迹出现在叶片前缘附近时,最大边界层外缘摩擦应力约为壁面摩擦应力的30%,当尾迹出现在叶片近尾缘时,最大边界层外缘摩擦应力约为壁面摩擦应力的20%。由此可见,尾迹与叶片表面边界层作用过程中,边界层外缘黏性力相对于壁面摩擦应力不可忽略。因此,尾迹作用的边界层积分方程中,必须计入边界层外缘黏性力对边界层发展的影响。

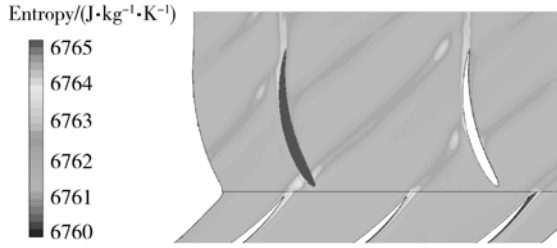


图3 转静作用瞬时熵云图

Fig. 3 Instantaneous entropy contour of rotor-stator interaction

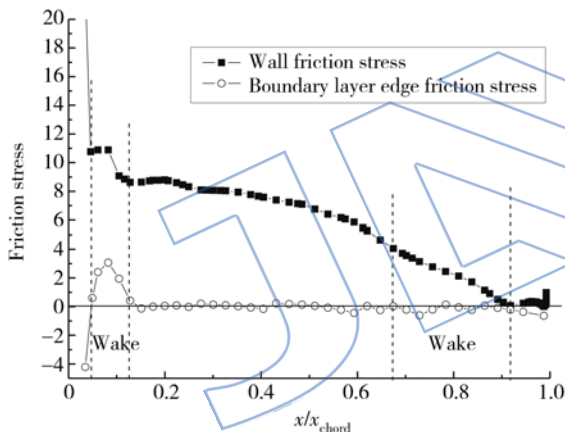


图4 壁面摩擦应力、边界层外缘摩擦应力沿流向变化

Fig. 4 Variation of friction stresses at wall and boundary layer edge along streamwise

1.2 尾迹/边界层作用模型

直角坐标系下不可压流的薄剪切层方程如式(1)所示。

$$\frac{\partial u}{\partial t} + u \frac{\partial u}{\partial x} + v \frac{\partial u}{\partial y} = -\frac{1}{\rho} \frac{\partial p}{\partial x} + \frac{1}{\rho} \frac{\partial \tau_{xy}}{\partial y} \quad (1)$$

其中 τ_{xy} 表示剪切应力。根据上文分析,尾迹对叶片边界层的作用有两个特点:①负射流作用使得边界层外缘法向速度 $V_e \neq 0$; ②边界层外缘的摩擦应力 $\tau_b \neq 0$ 。同时假设法向压力梯度为零,即 $\partial p / \partial n = 0$ 。将方程(1)沿 y 向积分,代入上述三

个条件,并求时间平均得尾迹作用时均边界层动量积分方程如下:

$$\frac{d\theta}{dx} + (H+2) \frac{\theta}{U_e} \frac{dU_e}{dx} = \frac{C_f}{2} + \frac{\overline{U_e V_e}}{U_e^2} + \frac{-\bar{\tau}_b}{U_e^2} - \frac{1}{U_e^2} \left[-\int \Delta \frac{\partial p}{\partial x} dy \right] \quad (2)$$

其中 θ, H, C_f, U_e 分别表示边界层动量厚度、形状因子、壁面摩擦因数、主流流向速度。不考虑上游尾迹对边界层发展的影响,即不考虑尾迹引起边界层外缘法向速度、外缘摩擦应力变化时,方程(2)简化为 Von Karmann 积分方程,因此方程(2)中右边第2~4项是由上游尾迹作用产生的,统称为尾迹相关项,分别表示尾迹/边界层动量交换项、边界层外缘摩擦项、尾迹引起压力梯度变化项。

假设某一瞬时负射流扰动尾迹速度沿流向分布如图5所示,其中 2δ 表示尾迹宽度, $2l$ 表示尾迹周期, A 表示尾迹强度,则扰动速度的数学表达式为

$$V_e(x) = \begin{cases} \frac{A}{\delta} [x - (l - \delta)], & (l - \delta) \leq x < l \\ -\frac{A}{\delta} [x - (l + \delta)], & l < x < (l + \delta) \\ 0, & x < l - \delta \text{ or } x > (l + \delta) \end{cases}$$

$$V_e(x + 2l) = V_e(x) \quad (3)$$

将方程(3)展开成傅里叶级数的形式

$$V_e(x) = A \frac{\delta}{l} + A \sum_{n=1}^{\infty} \left\{ (-1)^n \frac{l}{n\delta\pi} \left[1 - \cos\left(\frac{n\pi\delta}{l}\right) \right] \cos\left(\frac{n\pi x}{l}\right) \right\} \quad (4)$$

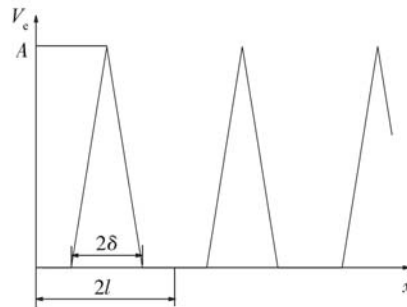


图5 负射流扰动尾迹速度沿流向分布

Fig. 5 Distribution of wave velocity of negative jet disturbance along streamwise

主流流向速度满足连续方程有

$$\frac{\partial U_e}{\partial x} + \frac{\partial V_e}{\partial y} = 0 \quad (5)$$

假设边界层外缘摩擦应力主要由尾迹中速度梯度引起,则定义边界层外缘摩擦应力为

$$\tau_b = \mu_t \frac{\partial V_e}{\partial x} \quad (6)$$

其中 μ_t 为边界层外缘涡黏度,它的大小仅与边界层特征参数、边界层外缘速度相关,在边界层外沿法向近似为常数,其经验关系式为 $\mu_t = \alpha U_e \theta$, 计算中常数 α 取为 0.044^[11]. 将方程(4)~(6)代入方程(2)中,结合 Peltonen R^[12] 提出的壁面摩擦应力及 H 经验关系式, Van Zante D E 等^[11] 提出的尾迹强度衰减模型,则可将方程(2)封闭,求解得到尾迹作用下的叶片表面时均动量厚度变化。

1.3 边界层动量厚度对压升的影响

无尾迹定常不可压边界层动量积分方程为

$$\frac{d\theta}{dx} = \frac{C_f}{2} - (H+2) \frac{\theta}{U_e} \frac{dU_e}{dx} \quad (7)$$

假设边界层外流动无黏,则满足伯努利方程

$$p_2 - p_1 = \frac{1}{2} \rho U_{e1}^2 - \frac{1}{2} \rho U_{e2}^2 = \frac{1}{2} \rho U_{e1}^2 \left(1 - \frac{U_{e2}^2}{U_{e1}^2} \right) \quad (8)$$

其中下标 1,2 分别表示计算起始站和终止站,在非强附着流动中,壁面摩擦应力较压力梯度而言对边界层发展的影响可忽略,对式(7)两边求积分

$$\frac{1}{H+2} \ln \frac{\theta_2}{\theta_1} = -\frac{1}{2} \ln \frac{U_{e2}^2}{U_{e1}^2} \quad (9)$$

假设进口流动不变,尾迹对边界层发展的影响主要体现为边界层尾缘厚度的改变,则进口流动相同叶片尾缘动量厚度发生变化时

$$\ln \frac{\theta'_2}{\theta_1} - \ln \frac{\theta_2}{\theta_1} = \frac{1}{2} \ln \frac{U_{e1}^2}{U_{e2}^2} - \frac{1}{2} \ln \frac{U_{e1}^2}{U_{e2}^2} \quad (10)$$

利用 $\ln(1+x) = x - \frac{1}{2}x^2 + \frac{1}{3}x^3 - \frac{1}{4}x^4 + \dots$

将方程(10)展开并取一阶近似得

$$\frac{\theta'_2 - \theta_2}{\theta_2} \approx -\frac{1}{2} \frac{U_{e2}^2 - U_{e1}^2}{U_{e2}^2} \quad (11)$$

假设叶栅静压升系数为: $C_l = \frac{\Delta p}{\frac{1}{2} \rho U_{e1}^2}$, 将方

程(8)代入方程(11)得

$$\frac{\delta(\Delta p)}{\Delta p} = -2 \left(\frac{1}{C_l} - 1 \right) \frac{\delta \theta_2}{\theta_2} \quad (12)$$

对于叶栅内流动而言,静压升系数小于 1 恒成立,故由式(12)可知,动量厚度的增量变化与静压升增量变化成反比。

2 尾迹/边界层作用模型的数值模拟与实验验证

2.1 数值模拟过程

方程(2)的解与初始动量厚度 θ 、初始形状因子 H 相关. 根据文献[4]的研究结论,叶型损失中主要为湍流损失,压气机设计中假设吸力面边界层为全湍流是有用的. 本文选用层流经转捩变为湍流所对应的动量雷诺数计算初始动量厚度,中等压力梯度的平板湍流形状因子作为初始值。

方程(2)的求解过程如下:

1) 给定尾迹速度分布,计算尾迹强度、宽度、动量厚度特征参数;

2) 将尾迹特征参数及下游叶片几何数据代入尾迹衰减模型^[10],计算尾迹强度沿流向的衰减,并拟合此衰减曲线;

3) 给定下游叶排内主流流向速度的变化;

4) 给定尾迹通过频率;

5) 将尾迹强度衰减表达式、尾迹宽度、尾迹通过频率代入方程(4)和(5),计算方程(2)右边的尾迹相关项,并求解方程(2),得到边界层动量厚度沿流向的变化;

6) 改变尾迹通过频率,返回 5),直至计算结束。

模型计算过程中,选取某低速轴流压气机转子的叶中截面为研究对象,此压气机的设计转速为 3000 r/min,设计流量为 $Q_d = 2.4 \text{ m}^3/\text{s}$. 关于压气机的具体几何参数见文献[7],计算压气机设计转速设计流量情况下尾迹通过频率对压气机转子边界层动量厚度的影响。

根据定常均匀来流条件下上游 IGV 产生的尾迹特征,近似给定上游尾迹强度、尾迹宽度. 尾迹通过频率与相邻尾迹之间的距离成反比、尾迹数目成正比,给定尾迹通过频率,计算得到压气机设计转速设计流量情况下边界层尾缘动量厚度增量与尾迹数目的关系如图 6 所示,随着尾迹数目的增加,尾迹通过频率增加,边界层尾缘动量厚度增量先减小至最小值,然后逐渐增加,分析原因为:尾迹对边界层的影响如图 2 所示,尾迹中心线左侧逆压力梯度增强使得边界层增厚,中心线右侧逆压力梯度减弱使得边界层变薄. 相邻尾迹之间,上一尾迹右侧引起边界层厚度变薄,当此边界

层经过足够长距离的发展之后,边界层厚度减小量将大于下一尾迹左侧引起的边界层厚度增加量.因此,存在一个临界相邻尾迹间距,当尾迹间距大于此临界值时,随着尾迹通过频率增加即相邻尾迹间距减小,尾迹引起边界层厚度减小量进行累积,边界层动量厚度逐渐减小;当尾迹间距小于此临界值时,随着尾迹通过频率的增加及尾迹间距的继续减小,尾迹引起边界层厚度减小量逐渐被尾迹引起边界层厚度增加量所淹没,边界层动量厚度增量逐渐增加.

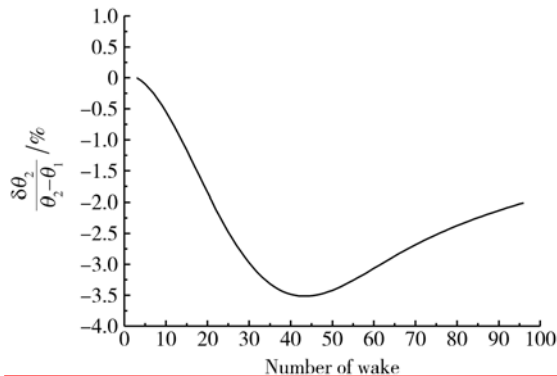


图 6 边界层动量厚度增量与尾迹数目的关系

Fig. 6 Boundary layer momentum thickness varied with the number of wake

2.2 实验方案

压气机叶片尾迹的强度、宽度与叶片厚度、进气攻角相关,为了减少进气攻角对尾迹的影响,因此设计对称直 IGV 产生尾迹,改变 IGV 厚度分布及尾缘厚度使得其产生的尾迹强度、尾迹宽度与模型计算中给定的尾迹强度、宽度相一致.尾迹通过频率与叶片数及转速相关,模型计算过程中,尾迹通过频率是通过改变相邻尾迹宽度获得,且主流流向速度分布不随频率变化,故实验过程中固定转速,尾迹通过频率的改变由 IGV 叶片数变化实现.

IGV 尾迹通过频率对压气机压升影响的实验研究在上文所述的低速轴流压气机实验台上进行.在此压气机中,沿叶高方向叶尖至叶根的加功能力逐渐降低,因此可以近似用压气机整个叶高的总压升代替此压气机叶中截面的压升.在压气机压升测量过程中,由于 IGV 与转子、转子与静子之间的轴向间距太小,不足以布置测量装置,故在 IGV 进口及静子出口布置总压测量梳,测得的总压升扣除 IGV 产生的总压损失即得尾迹作用下压气机的总压升.

在低速轴流压气机实验台上,当 IGV 数目为 3 时,IGV 的主要作用为支撑压气机进气流道,这里以此时实验测得的结果作为基准计算总压升增量.由于级进出口气流为轴向,进出口面积相等,故级的总压升近似等于级静压升.考虑转静之间的压力分配,得压气机级总压升增量与转子边界层动量厚度增量之间的关系为

$$\frac{\delta(\Delta p^*)}{\Delta p^*} \approx -k \frac{\delta\theta_2}{\theta_2 - \theta_1} \quad (13)$$

其中 k 为修正系数,需通过实验进行校核.

2.3 结果分析

在文献[7]中,当 IGV 数目为 40 时压气机的压升增加最大,故定义无量纲尾迹通过频率为

$$f_{\text{reduce}} = \frac{N_{\text{igv}}}{N_{\text{igv}-40}} \quad (14)$$

比较模型计算与实验得到的总压升增量与无量纲尾迹通过频率之间的关系如图 7 所示,随着尾迹通过频率的增加,级总压升增量先增加后减小,在无量纲尾迹通过频率达到 1 左右时,级总压升增量达到最大值,实验结果与模型结果的变化趋势相一致.图 7 中实验结果与模型结果的比较情况是左半支吻合较好,右半支偏差较大,分析原因:模型计算过程中,尾迹强度、宽度不随尾迹通过频率变化;在实验过程中,尾迹通过频率的变化是通过改变 IGV 数目得到,而尾迹强度、宽度的变化与 IGV 的稠度相关.

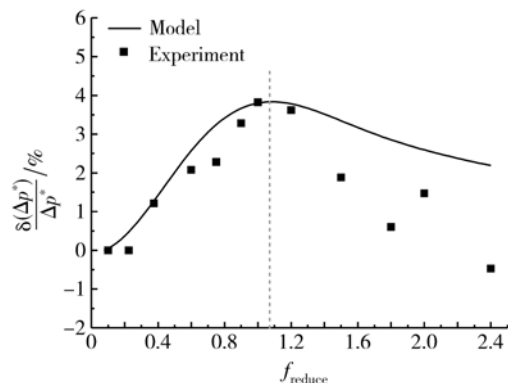


图 7 实验与模型结果对比

Fig. 7 Comparison of experimental and model results

关于尾迹强度、宽度随 IGV 稠度变化的情况可以简单分析如下:叶轮机中叶片可以用具有一定强度的点涡代替(如图 8 所示),当来流速度及来流攻角一定时,叶片上点涡所形成的环量相同.环量一定的点涡产生的速度分布见式(15),其中 r 表示任意位置与点涡之间的距离, r_0 可以近似

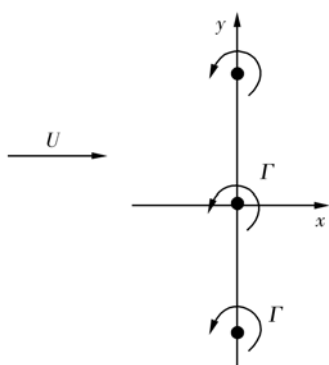


图8 压气机叶片的点涡模型

Fig.8 Model of compressor blade point vortex

为尾迹半宽,则当叶栅稠度小于一定值时,相邻叶片点涡在所研究叶片上产生的附加速度 V_θ 的大小相较于此叶片上产生的速度而言可以忽略不计,即相邻叶片不影响所研究叶片的尾迹速度分布,尾迹强度、宽度等特征参数与叶栅稠度无关;当叶栅稠度大于一定值时,相邻叶片点涡在所研究叶片上产生的附加速度 V_θ 使得尾迹速度分布增加 y 向速度、 x 向速度, y 向速度的出现使得尾迹宽度增加,根据环量定义,尾迹宽度增加将导致尾迹的强度减小,故此时尾迹强度随着稠度的增加而减小.因此,在图7的左半支中,模型与实验中的尾迹强度相同,两者吻合较好,图7右半支中,模型中使用的尾迹强度大于实验中IGV产生的尾迹强度,且两者的偏差随着稠度的增加而增加,使得模型计算得到的压升增量与实验得到的压升增量的偏差随着稠度增加而增加.

$$V_\theta = \begin{cases} \frac{\Gamma}{2\pi r_0^2} r, & r \leq r_0 \\ \frac{\Gamma}{2\pi r}, & r \geq r_0 \end{cases} \quad (15)$$

模型(2)中尾迹相关的动量交换项、边界层外缘摩擦应力项、局部压力梯度变化项对压气机级总压升增量的影响如图9所示,随着尾迹通过频率的增加,动量交换项、边界层外缘摩擦应力项引起的总压升增量相较于局部压力梯度项引起的总压升增量而言可以忽略不计.分析原因:IGV尾迹与下游转子边界层作用过程中,设计工况下尾迹及边界层中的湍流度较小,使得与湍流相关的动量交换项、边界层外缘摩擦应力项较小,因此设计工况下IGV尾迹对下游叶排压升性能的影响主要通过局部压力梯度改变所产生,此结论与Soranna F等^[6]通过PIV实验得到的IGV尾迹

主要影响边界层局部压力梯度变化,使得下游转子边界层变薄的结论相一致.

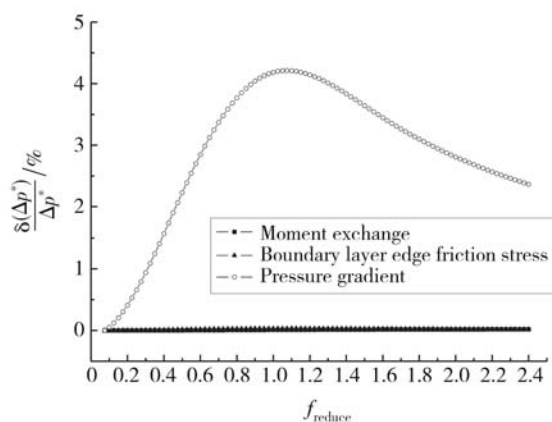


图9 尾迹相关的动量交换项、边界层外缘摩擦应力项、局部压力梯度变化项对压气机级总压升增量的影响

Fig.9 Effect of wake/boundary layer moment exchange, boundary layer edge friction and pressure gradient on compressor pressure rise

3 小结

本文从叶轮机中尾迹的负射流效应出发,考虑边界层外缘黏性力对边界层发展的影响,建立了尾迹/边界层作用模型,对此模型进行数值计算及实验验证,得到如下结论.

1) 尾迹对边界层的影响有三个因素:尾迹与边界层的动量交换、尾迹与边界层外缘的摩擦应力、尾迹引起的局部压力梯度变化,其中尾迹引起局部压力梯度变化是边界层厚度变化的主要影响因素.

2) 实验结果与模型结果吻合较好.尾迹强度、尾迹宽度相同而尾迹通过频率不同时,压气机叶片负荷增量存在极大值.

3) 此模型能够快速预测尾迹通过频率对叶片负荷的影响,对于压气机设计中利用尾迹非定常作用提高叶片负荷有一定的指导作用.

参考文献:

- [1] Halstead D E, Wisler D C, Okiishi T H, et al. Boundary layer development in axial compressor and turbine Part 1 of 4: composite picture[J]. Journal of Turbomachinery, 1997, 119(1): 114-127.
- [2] 邹正平,叶建,刘火星.低压涡轮内部流动及其气动设计研究进展[J].力学进展,2007,137(4):551-562.
ZOU Zhengping, YE Jian, LIU Huoxing, et al. Research progress on low pressure turbine internal flows and related

- aerodynamic design[J]. *Advances in Mechanics*, 2007, 137(4):551-562. (in Chinese)
- [3] Howell R J, Hodson H P, Schulte V, et al. Boundary layer development in the BR710 LP turbines: the implementation of high-lift and ultra-high-lift concepts[J]. *Journal of Turbomachinery*, 2002, 124(3):385-392.
- [4] Ottavy X, Vilmin S, Hodson H, et al. The effect of wake-passing unsteadiness over a highly loaded compressor-like flat plate[J]. *Journal of Turbomachinery*, 2004, 126(1):13-23.
- [5] Hilgenfeld L, Pfitzner M. Unsteady boundary layer development due to wake passing effects on a highly loaded linear compressor[J]. *Journal of Turbomachinery*, 2004, 126(4):493-500.
- [6] Soranna F, Chow Y, Uzol O, et al. The effect of IGV wake impingement on a rotor boundary layer[R]. *AIAA Paper* 2006-1305, 2006.
- [7] 李志平. 轴流压气机实现非定常耦合流型的实验研究[D]. 北京:北京航空航天大学, 2006.
LI Zhiping. Experimental investigation of realizing unsteady cooperative flow type in axial-flow compressor[D]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2006. (in Chinese)
- [8] 毛明明, 宋彦萍, 王仲奇. 跨音压气机动静干涉效应的数值研究[J]. *航空动力学报*, 2007, 22(9):1468-1474.
MAO Mingming, SONG Yanping, WANG Zhongqi. Numerical research on influence of rotor-stator interactions in transonic compressor[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2007, 22(9):1468-1474. (in Chinese)
- [9] 郑新前, 侯安平, 周盛. 二维扩压叶栅非定常分离流控制途径探索[J]. *力学学报*, 2003, 35(5):599-605.
ZHENG Xinqian, HOU Anping, ZHOU Sheng. Investigation on ways to control unsteady separated flow in 2D compressor cascade[J]. *Acta Mechanica Sinica*, 2003, 35(5):599-605. (in Chinese)
- [10] Mailach R, Lehmann I, Vogeler K. Periodical unsteady flow within a rotor blade row of an axial compressor Part I: flow field at midspan[J]. *Journal of Turbomachinery*, 2008, 130(4):041004(11 pages).
- [11] Van Zante D E, Adamczyk J J, Strazisar A J, et al. Wake recovery performance benefit in a high-speed axial compressor[J]. *Journal of Turbomachinery*, 2002, 124(2):275-284.
- [12] Peltonen R. Viscous-inviscid method for airfoil analysis and design for aviation and windmills[J]. *Journal of Aircraft*, 2006, 43(4):1069-1081.