

安装角对压气机叶栅气动噪声特性的影响

杨燕丽, 杨爱玲*, 董锐, 陈二云, 戴韧

上海理工大学 能源与动力工程学院, 上海 200093

摘要: 基于大涡模拟(LES)和边界元方法对轴流压气机叶栅湍流流场以及流场诱导的噪声进行计算,在不同叶栅安装角下研究来流攻角和来流雷诺数对叶栅气动噪声产生、辐射的影响。研究表明:来流雷诺数不变时,同一安装角下,随着来流攻角从 $-5^{\circ}\sim 20^{\circ}$ 变化,叶栅监测曲线上的声压级先减小后增大,在 0° 来流攻角下声压级达到最小。安装角为 45° 时,外场总声压级随来流攻角的分布与 30° 安装角变化趋势相近。但安装角为 60° 时,总声压级的变化则明显变缓。在 0° 来流攻角下,总声压级比安装角为 30° 和 45° 时增加了近6 dB,但在其他正来流攻角下,变化并不明显。叶栅的最小声压级出现在弦线方向附近,安装角改变时,最小声压级出现的位置也不同。安装角不变,随着来流雷诺数的增大,叶栅表面的分离减小,损失降低。但叶栅表面的压力脉动随着来流雷诺数的增大而增大,使外场辐射噪声增加。

关键词: 压气机叶栅; 安装角; 来流攻角; 来流雷诺数; 大涡模拟; 气动噪声

中图分类号: V23; TH453 **文献标识码:** A

叶型/叶栅的气动参数对叶轮机械气动性能有着至关重要的影响,研究人员一直致力于叶型/叶栅气动性能的实验和数值模拟研究,并获得了详实的研究成果。如 Herrig 等^[1]通过实验,得到 NACA65 系列叶栅在不同工况下的升阻力系数、叶栅表面压力系数的变化规律,建立了 NACA 叶栅气动性能数据库,为高效压气机叶栅气动设计提供了依据。张华良^[2-3]和张文龙^[4]等通过数值模拟,研究二维扩压叶栅内流动分离以及尾缘涡脱落特征,尾缘涡脱落频率与冲角和来流马赫数之间的关系。结果表明:在定常流场下,随着冲角的增加,流场中奇点总数增加;非定常条件下,流动分离主要表现为尾缘涡脱落,冲角很大时,流场中同时出现吸力面涡脱落和尾缘涡脱落,涡脱落频率随着来流马赫数的增加而增加,随着冲角的增加而降低。

随着人们对噪声污染的日益重视,气动噪声逐渐成为叶轮机械设计中另一个应当考虑的重要因素,叶型/叶栅流动诱导的气动噪声与叶栅几何参数和来流参数的关系成为低噪声叶轮机械设计者必须掌握的问题。如 Tomimatsu 等^[5]通过实验的手段,研究了流体环绕叶栅的流动情况以及噪声的产生机理。Nakano^[6-7]和 Fujisawa^[8]等采用粒子成像测速(PIV)技术观察了叶栅的湍流特性,证明流体在叶栅壁面的分离、附着点位置及周期性的尾缘涡脱落将影响宽频噪声的产生。

随着计算机计算速度的提高和计算流体力学(CFD)的发展,越来越多的研究人员开始运用数值模拟手段观察叶栅通道内非定常流动的特征与气动噪声的关系。Kim 等^[9]采用大涡模拟(LES)和有限元方法对 NACA0018 叶栅进行了研究,探讨了叶栅非定常流动和辐射声场的关系。发现频

收稿日期: 2011-10-19; 退修日期: 2011-11-21; 录用日期: 2011-12-16; 网络出版时间: 2011-12-21 11:33

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.1929.V.20111221.1133.007.html

DOI: CNKI:11-1929/V.20111221.1133.007

基金项目: 国家自然科学基金(50976072); 上海市教委重点学科建设项目(J50501)

* 通讯作者. Tel.: 021-55271545 E-mail: alyang@usst.edu.cn

引用格式: Yang Y L, Yang A L, Dong R, et al. Influence of stagger angle on aerodynamic sound performance of compressor cascade. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2012, 33(4): 588-596. 杨燕丽, 杨爱玲, 董锐, 等. 安装角对压气机叶栅气动噪声特性的影响. 航空学报, 2012, 33(4): 588-596.

率为 2.03 kHz 时,出现最大声压值,该结果同实验值相一致。Sasaki 等^[10]采用 CFD 数值模拟方法,研究了叶栅气动噪声产生的机制。结果显示:吸力面出现分离时,随着来流攻角增大,叶栅表面产生的噪声变小;前缘点出现分离时,随着来流攻角增大,气动噪声逐渐变大。柳晓丹等^[11]则通过数值模拟方法研究了叶栅气动噪声与来流攻角的关系。结果显示:来流攻角改变,使分离出现的位置发生改变,负来流攻角和大的正来流攻角下叶片表面的分离影响尾缘涡脱落,进而影响叶栅的气动噪声;0°来流攻角下出现的声压级最小,随着来流攻角的增大或者减小,总声压级均增大。

本文基于大涡模拟和边界元方法对压气机叶栅的湍流流场以及流场诱导噪声进行了计算。在安装角 γ 分别为 30°、45°和 60°的情况下,研究来流攻角 ($\alpha = -5^\circ \sim 20^\circ$) 及来流雷诺数 ($Re = 245\ 000, 445\ 000, 645\ 000$) 对叶栅气动噪声辐射的影响。

1 流场与声场计算方法

叶栅表面的气流形成紊流附面层之后,附面层的压力脉动 Δp_s 作用在叶栅表面,产生偶极子噪声,本文主要模拟这种非定常力所产生的气动噪声。采用 Spalart-Allmaras 模型进行定常流场计算,以定常计算的收敛解为初场采用大涡模拟进行非定常计算,模拟叶栅通道内的大尺度湍流运动,获得叶型表面的非定常压力分布,并以此为声源,利用边界元方法计算声源向远场的噪声辐射。

1.1 大涡模拟模型

大涡模拟方法放弃对全尺度范围内涡的瞬时运动模拟,只将比网格尺度大的涡用瞬时 Navier-Stokes 方程计算出来,小尺度的涡则通过在大涡流场运动方程中引入附加应力项来体现。经过滤波处理之后的瞬时 Navier-Stokes 方程组为

$$\begin{cases} \frac{\partial}{\partial t}(\rho \bar{u}_i) + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho \bar{u}_i \bar{u}_j) = -\frac{\partial \bar{p}}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\mu \frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j} \right) - \frac{\partial \tau_{ij}}{\partial x_j} \\ \frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho \bar{u}_i) = 0 \end{cases} \quad (1)$$

式中: ρ 为流体密度; u_i 为 i 方向的速度大小; u_j 为 j 方向的速度大小;上标“-”表示滤波后的变

量; μ 为动力黏度; p 为作用在流体微元上的压力; τ_{ij} 为亚格子尺度应力(简称 SGS 应力)。

本文所有工况下的来流马赫数均小于 0.3,在流场计算中可以忽略密度的变化,即保持密度 ρ 为常数。 τ_{ij} 体现了小涡运动对大涡流场的影响,亚格子模型即求解亚格子尺度应力 τ_{ij} 的经验公式,建立该模型的目的是让方程组(1)封闭。

本文采用 CFD 商业软件 FLUENT 中的亚格子尺度(Smagorinsky-Lilly)模型,基本的 SGS 模型由 Smagorinsky^[12]提出,亚格子尺度应力中的湍流黏度是由 Lilly^[13]进一步发展的。

根据文献^[14],远离壁面的流动区域,可以认为流体湍流运动满足各向同性湍流特性。该流体区域内,湍动能传输链中的大尺度脉动几乎包含了大部分湍动能,小尺度脉动的作用则是耗散湍动能。大涡模拟模型是将大于网格尺度的涡直接计算出来,因此要求计算网格的尺度能够覆盖流场中的大涡尺度。相关资料^[14]表明,网格长度处于惯性子区范围内时能满足此要求,一般认为网格步长小于泰勒尺度 λ 即可。

$$\lambda = \sqrt{\frac{15\nu u^2}{\epsilon}} \quad (2)$$

式中: u^2 为湍动能; ν 为流体介质的分子黏性; ϵ 为湍动能耗散率。

在近壁面区域,湍流脉动受到固壁约束,不具备各向同性湍流特性,难以采用泰勒尺度判别网格尺度是否符合大涡模拟。通常情况下,在近壁面区域,当叶栅表面的 y^+ 值均在 1 以下时,可认为满足大涡模拟模型对网格尺度的要求。

1.2 边界积分方程

本文首先通过大涡模拟获得叶栅非定常湍流场的数值解,并提取叶片表面的声压脉动信号为声源,然后在频域内求解声波动方程计算该声源向远场的辐射噪声。本文在声场求解时忽略了平均流场对声辐射的影响,基本方程为经典的 Helmholtz 方程^[15]:

$$\nabla^2 p(x, y, z) + k^2 p(x, y, z) = 0 \quad (3)$$

式中: $k = \omega/c = 2\pi f/c$, k 为声波数, ω 为角频率, c 为声速, f 为频率。对于外部辐射问题,声波在一个无界的空间里传播,声学空间 V 即为声源表面 Ω_s 和无限远处的声学边界 Ω_∞ 所围成的空间,如

图 1 所示。图 1 为外部辐射声场问题的示意图, \mathbf{r} 为声学空间内任意点 $A(x, y, z)$ 的位置向径, \mathbf{r}_a 为声学边界上任意点的位置向径。在无限远处的声学边界上, 声波满足无反射条件。

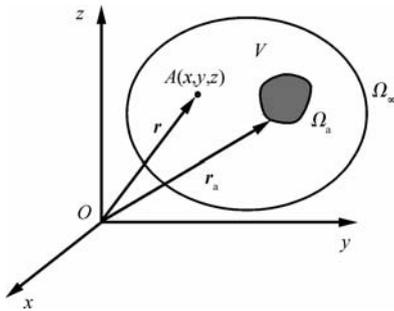


图 1 外部辐射声场示意图

Fig. 1 Schematic of far-field sound radiation

根据边界元理论^[15], 结合格林公式和 second 格林公式可将三维空间内成立的微分方程式(3)转换为声学边界上的积分方程。其中 G 为格林函数, 定义为

$$\begin{cases} C(\mathbf{r})p(\mathbf{r}) = \int_{\Omega_s} (p \frac{\partial G}{\partial n} + j\rho_0 \omega G v_n) d\Omega_s \\ G = \frac{e^{-jk|\mathbf{r}-\mathbf{r}_a|}}{4\pi|\mathbf{r}-\mathbf{r}_a|} \end{cases} \quad (4)$$

式中: ρ_0 为声场中均匀介质的密度。当 A 点位于光滑声学边界时, 系数 $C(\mathbf{r})=1/2$; 当 A 点位于声学空间内时, $C(\mathbf{r})=1$ 。首先利用边界条件由式(4)求出声学边界上所有节点的声压 p 和法向速度 v_n 后, 再由式(4)即可获得声学空间内任意点的声压。本文的声学计算由商业软件 LMS Virtual.Lab Acoustics 的边界元模块完成。

1.3 计算方法验证

为了验证本文数值方法的计算精度和可靠性, 对 NACA0018 对称翼型的非定常湍流及声场进行了计算。Nakano 等^[6]通过实验对弦长 $b=80$ mm 的 NACA0018 对称翼型的流场及声场进行了测量。图 2 为来流雷诺数 $Re=1.6 \times 10^5$ 、来流攻角 $\alpha=0^\circ$ 时翼型表面的压力系数 C_p 的分布, 图中模拟值由流场的定常数值解给出, 压力系数定义为

$$C_p = (p_s - p_0)/q_1 \quad (5)$$

式中: p_s 为叶型表面静压; p_0 为进口平均静压; q_1 为进口平均动压。由图 2 可以看出, 模拟结果

同实验值整体趋势吻合良好。但是, 在 $x/b=0.9$ 处, Spalart-Allmaras 模型没有捕捉到翼型表面的分离。

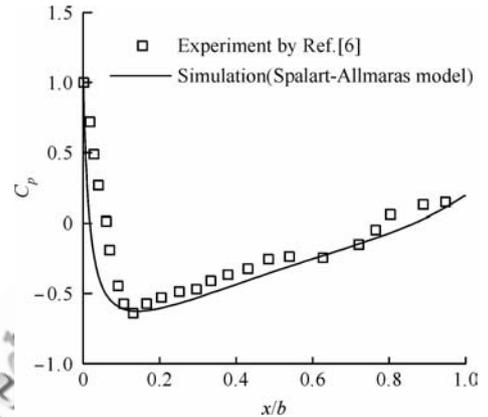


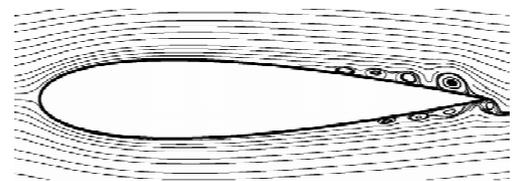
图 2 NACA0018 翼型表面压力系数分布

Fig. 2 Distribution of pressure coefficient of NACA0018 airfoil

以 NACA0018 定常收敛解为初场, 通过大涡模拟获得了 NACA0018 叶型非定常湍流模拟的数值解。图 3 为某一时刻叶型附近的流线图。该图表明无论从实验测量还是从数值模拟, 均可观察到来流攻角为 0° 时叶型尾缘的上下表面出现了结构几乎对称的分离涡, 且顺着叶栅弦长的方向, 分离泡逐渐加大。从分离涡开始发生的弦向位置、分离涡的大小均可看出实验测量与数值模拟结果十分吻合。对比图 2, 可以看出, 相对于 Spalart-Allmaras 模型, 大涡模拟能更好地捕获到翼型表面的分离。



(a) Experimental result



(b) Numerical result

图 3 NACA0018 翼型绕流场的瞬时流线图

Fig. 3 Transient streamlines of flow around NACA0018 airfoil

图4为NACA0018叶型在 0° 来流攻角下声场监测点的频谱图,纵坐标为声压级 SPL,监测点均位于翼型30%弦长点正上方95 mm处。由图4可以看出,在大部分频率范围内,模拟值同实验值的分布趋势相同,值的大小基本吻合,尤其是在2.5 kHz之后,声压级均在50 dB左右。模拟值与实验测量结果在低频范围误差偏大,尤其是0.85 kHz处两者之间的声压级峰值相差22%,分别为70 dB和85 dB。另外,图4表明数值模拟没能捕捉到2.03 kHz处的声压峰值。分析实验和数值模拟之间的误差,笔者认为原因可能来源于两方面:一方面声学计算中的声源数据是由非定常流场决定的,非定常流场计算中,无论是离散格式还是亚格子模型均有可能带来数值误差,造成同实际流动情况的差别;另一方面,实验是在一个四周铺设吸声材料的箱体中完成的,在一定程度上不再是孤立翼型绕流,而且测试箱壁面敷设的吸声材料厚度有限,低频范围内测试环境可能不符合自由声场条件,这两点使得实验与数值计算的物理条件存在一定偏差。综合图2、图3和图4给出的流场与声场结果,计算误差在可接受的范围,表明本文的方法可以用来计算叶栅通道内湍流、叶型尾缘涡脱落引起的流动噪声。

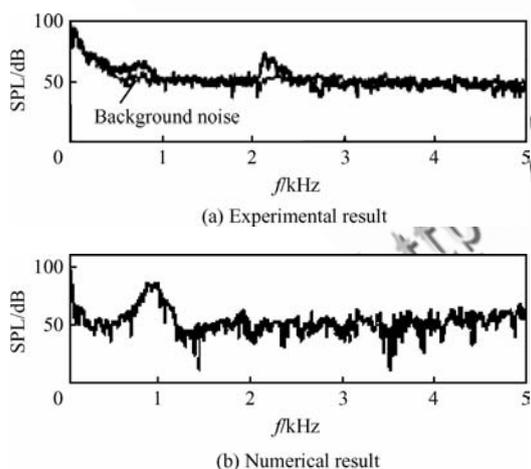


图4 NACA0018叶栅监测级频谱图($\alpha=0^\circ$)

Fig. 4 Sound pressure level of NACA0018 airfoil ($\alpha=0^\circ$)

2 计算模型

以弦长 $b=127$ mm的NACA65-1210叶型为基础叶型,在叶栅稠度为1.0的条件下改变安装

角,获得了3种不同的叶栅。安装角为弦线与 y 方向的夹角,如图5所示,安装角 $\gamma=30^\circ, 45^\circ, 60^\circ$ 。在计算中通过改变来流速度的大小和方向,获得不同的来流雷诺数和来流攻角,研究3种压气机叶栅的噪声辐射特性随来流雷诺数和来流攻角的变化规律。

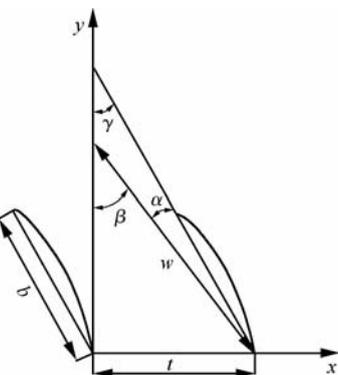


图5 NACA65-1210叶栅参数示意图

Fig. 5 Schematic of NACA65-1210 cascade

叶栅模型的网格采用Gambit软件生成,栅前计算域为1倍弦长,栅后计算域为4倍轴向弦长。为了得到高质量的结构化网格,对叶栅通道模型采用分块处理方法,并在叶栅附近设置C网格结构(如图6所示)。同时,为了满足流场对网格精度的要求,在叶栅表面设置边界层,第1层网格步长为0.005 mm,并对前缘、尾缘加密处理,网格总数为923 000。经过验证计算,离开叶栅固壁的流动区域,所有网格尺度均小于相应位置的泰勒尺度。而近壁面区域,叶栅表面的 y^+ 值均在1以下,可以认为满足大涡模拟的要求。

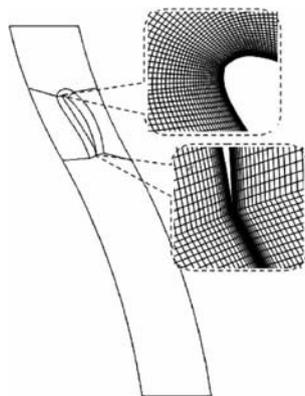


图6 NACA65-1210叶栅拓扑结构及网格

Fig. 6 Topology and mesh of NACA65-1210 cascade

3 结果及分析

3.1 安装角对叶栅流场辐射噪声的影响

为了方便地观察辐射声场情况,图7给出了叶栅外场监测点的位置示意图。其中,以叶栅尾缘为中心,设置半径为1 m的圆形监测曲线,在曲线上每隔 10° 设置一个监测点。同时,在半径为1 m的监测曲线上、 45° 方向插入一个固定的监测点,即图7中的点A。

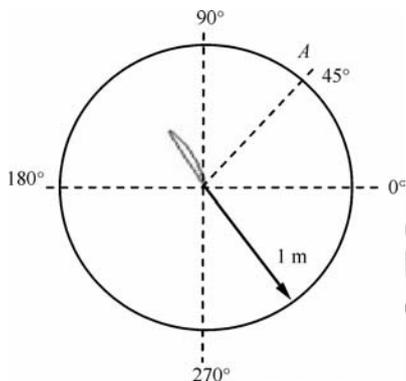


图7 监测点位置示意图

Fig. 7 Location of observers

图8为来流雷诺数 $Re=245\ 000$ 时,不同安装角下叶栅监测点A的总声压级随来流攻角的变化曲线图。图中显示,在安装角 $\gamma=30^\circ$ 时,随着来流攻角的增大,总声压级呈现出先减小后增大的趋势。其中,在负来流攻角和较大的正来流攻角下,叶栅的声压级比较大;来流攻角 $\alpha=0^\circ$ 时的声压级最小;在来流攻角大于 5° 之后,声压级的增加趋势变缓。图8还表明安装角 $\gamma=45^\circ$ 时,监测点A的总声压级随来流攻角的变化与安装角 $\gamma=30^\circ$ 变化趋势相近。但安装角 $\gamma=60^\circ$ 时,监测点A的声压级的变化则明显平缓,在来流攻角 $\alpha=0^\circ$ 下,点A声压级比安装角为 30° 、 45° 时增加了近6 dB,但在其他正来流攻角下,变化并不明显。

图9为来流雷诺数 $Re=245\ 000$ 时,不同安装角下叶栅表面阻力系数 C_D 分布图。由图9可见,随着安装角的增大,阻力系数逐渐增大;同一安装角下,随着来流攻角的增大,阻力系数逐渐降低。在来流攻角为 5° 左右的范围内达到最小值。与总声压级分布的对比可以看出,如果使叶栅保持较好的气动性能和较低的声压级,安装角尽量小于 45° ,且来流攻角最好保持在 0° 和 5° 之间。

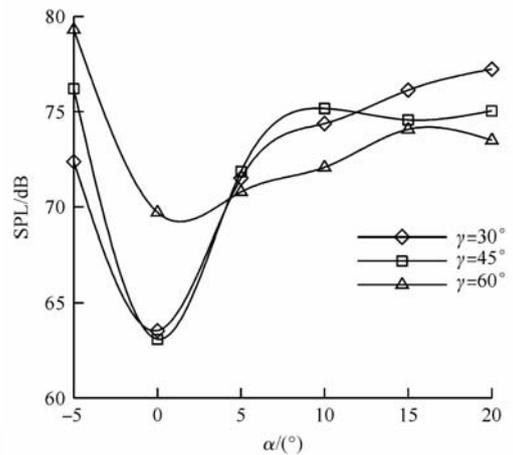


图8 监测点A的总声压级($Re=245\ 000$)

Fig. 8 Total sound pressure level of observer A ($Re=245\ 000$)

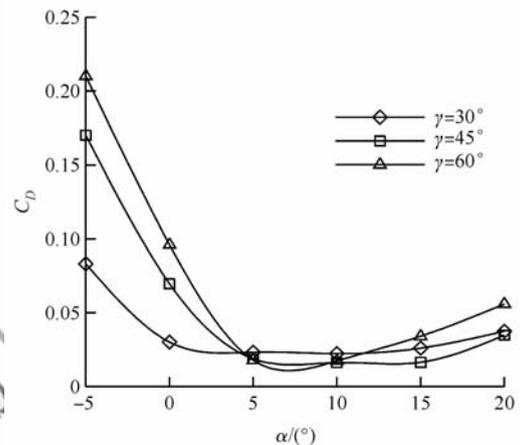


图9 叶栅表面的阻力系数分布($Re=245\ 000$)

Fig. 9 Drag coefficient distribution of the cascade ($Re=245\ 000$)

图10给出了安装角 $\gamma=30^\circ$ 、 45° 、 60° 的叶型在 $\alpha=0^\circ$ 、 $Re=245\ 000$ 下同一时刻的流线图。由图10可以看出,安装角对叶栅通道内压力面侧的流动影响比较大,随着安装角的增大,叶栅表面的分离加剧。分离点由前缘开始,逐渐向尾缘移动,扩压分离区范围也增大。因为安装角增大时,叶栅流道变短,扩压区内分离占流道的比重增加,使得流动损失增大,图9也说明了这一现象。

图11为安装角变化($\alpha=0^\circ$, $Re=245\ 000$)时,叶栅外场指向性曲线图。从图11可以看出,叶栅表面的脉动声压向远场各个方向辐射噪声的能力不尽相同,在叶型弦线方向声压级最小,而弦线

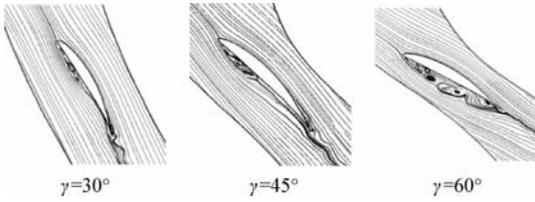


图 10 $\alpha=0^\circ, Re=245\ 000$ 时叶栅的瞬时流线图

Fig. 10 Transient streamlines of the cascade ($\alpha=0^\circ, Re=245\ 000$)

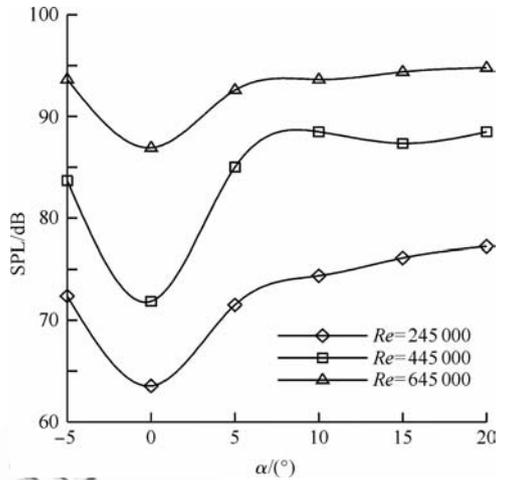


图 12 监测点 A 的总声压级 ($\gamma=30^\circ$)

Fig. 12 Total sound pressure level of observer A ($\gamma=30^\circ$)

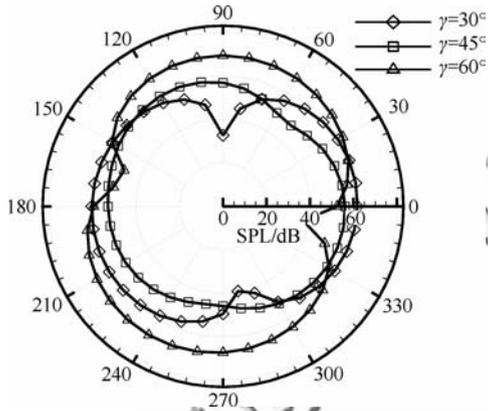


图 11 $\alpha=0^\circ, Re=245\ 000$ 时叶栅外场指向性曲线的声压级分布

Fig. 11 Directivity patterns of the cascade ($\alpha=0^\circ, Re=245\ 000$)

垂线方向存在最大的辐射声瓣,呈偶极子声场特性。叶栅安装角为 30° 和 60° 时,声压级最小值出现的方位随弦线发生了变化。不过安装角为 45° 时,叶栅流场向各方向辐射噪声的能力基本接近,没有出现明显的辐射声瓣。

3.2 来流雷诺数对叶栅流场辐射噪声的影响

图 12 为安装角 $\gamma=30^\circ$ 时,叶栅监测点 A 的总声压级随来流攻角以及来流雷诺数的变化曲线图。由图 12 可以看出,当来流雷诺数由 245 000 增加到 445 000 时,监测点 A 的总声压级随着来流攻角的变化大约增长 $7\sim 11$ dB,当来流雷诺数由 445 000 增加到 645 000 时,总声压级大约增长 $7\sim 10$ dB。不过,来流雷诺数对监测点 A 总声压级随来流攻角的变化趋势影响较小,基本上是先减小后增大,且在 0° 来流攻角下达到最小值。

图 13 给出了来流攻角 $\alpha=0^\circ$ 、安装角 $\gamma=30^\circ$ 时不同来流雷诺数下的远场噪声指向性曲线。由图可以看出,随着来流雷诺数的增大,叶栅监测曲线上的声压级均增大。来流雷诺数 $Re=245\ 000$ 时,叶栅声压级最大值为 61 dB。当来流雷诺数增大到 445 000 和 645 000 时,最大声压级分别为 74 dB 和 81 dB。

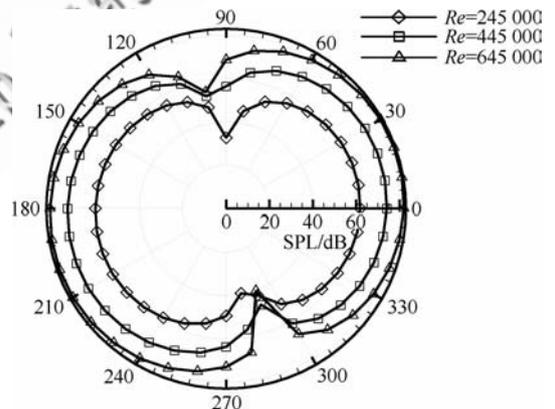


图 13 $\alpha=0^\circ, \gamma=30^\circ$ 时叶栅外场指向性曲线的声压级分布

Fig. 13 Directivity patterns of the cascade ($\alpha=0^\circ, \gamma=30^\circ$)

由文献[16]可知,当来流雷诺数大于临界雷诺数时,来流雷诺数对叶栅流动损失的影响很小。但声压级却随着来流雷诺数的增大而增大。下面将给出叶栅的非定常流场特性图(如图 14 和图 15 所示)来解释这一现象。

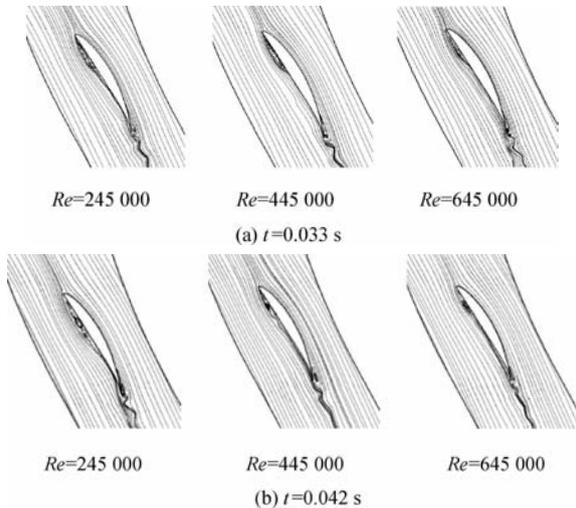
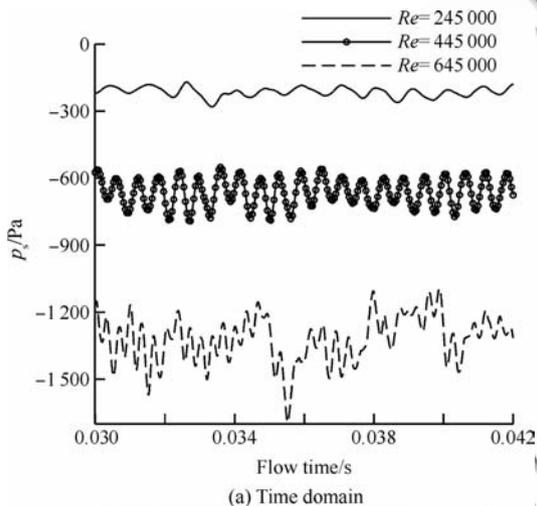
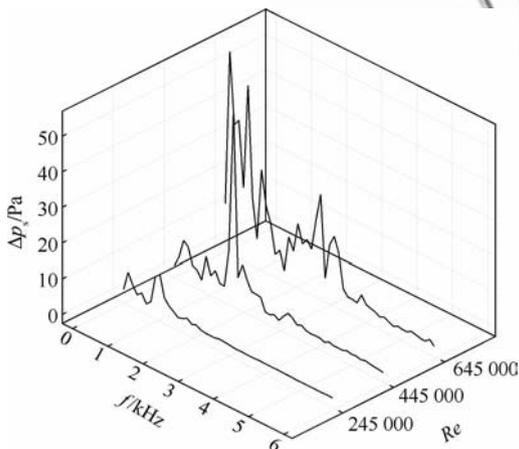


图 14 不同时刻下叶栅的瞬时流线图($\alpha = 0^\circ, \gamma = 30^\circ$)

Fig. 14 Transient streamlines of the cascade at different moments ($\alpha = 0^\circ, \gamma = 30^\circ$)



(a) Time domain



(b) Frequency domain

图 15 叶栅尾缘监测点压力脉动分布($\alpha = 0^\circ, \gamma = 30^\circ$)

Fig. 15 Pressure fluctuation of observer at the trailing edge ($\alpha = 0^\circ, \gamma = 30^\circ$)

图 14 为两个不同时刻、叶栅在 0° 来流攻角时的瞬时流线随来流雷诺数的变化。图 14(a) 表明,在 $t=0.033$ s 时,随着来流雷诺数的增大,叶栅压力面的分离区逐渐减小,使得叶栅流动损失降低。对比图 14(a) 和图 14(b) 可以看出,随着时间变化,来流雷诺数对 streamline 的影响规律基本不变。

图 15 是位于叶栅尾缘点附近的同一监控点的瞬时压力在时域和频域下的变化曲线。图 15(a) 给出的静压随时间的变化表明:随着来流雷诺数的增大,叶栅尾缘监测点的压力时均值逐渐减小、脉动幅值逐渐增大,这说明来流雷诺数增加使流场声源增加,从而使得远场的噪声值增加,图 12 也表明了这一点。图 15(b) 为经快速傅里叶变换后监测点的压强分布,可见,来流雷诺数不仅影响声源的强度,同时也影响了声源的频率特性,在来流雷诺数为 245 000 与 445 000,压强脉动呈现较好的周期性,脉动频域为 800 Hz 左右,而来流雷诺数为 645 000,压强脉动呈现为较明显的宽频特性,这可能是随雷诺数增加,湍流脉动起主导作用引起的。

综上所述,来流雷诺数增大时,叶栅内流动损失减小,而外场辐射噪声增加。因此,如何选择安装角、来流雷诺数以及来流攻角,使压气机具有较低的流动损失和声压级,是压气机叶栅设计过程中需要考虑的问题。

4 结 论

1) 来流雷诺数不变时,同一安装角下,随着来流攻角的增加,叶栅监测点总声压级先减小后增大,在 0° 来流攻角下达到最小值。而随着安装角的增大, 0° 来流攻角下,叶栅的总声压级增大;其他正来流攻角下,由于流场情况恶化,叶栅的阻力系数随着安装角的增大而增大,但总声压级变化不明显。因此,综合考虑叶栅的气动性能和噪声辐射特性,应使安装角尽量小于 45° ,且来流攻角最好保持在 0° 和 5° 之间。

2) 叶栅的最小声压值出现在弦线方向附近,安装角改变时,弦线方向改变,因此最小声压级出现的位置也发生改变。但安装角为 45° 时,最小声压级出现的位置不明显。

3) 安装角不变,随着来流雷诺数的增大,叶

栅表面的压力脉动增大,外场辐射噪声增大。而叶栅内流动损失随着来流雷诺数的增大而减小。因此,如何设计压气机叶栅,使其具有较低的流动损失和声压级,是压气机叶栅设计过程中要考虑的问题。

参 考 文 献

- [1] Herrig J L, Emery J C, Erwin J R. Two-dimensional cascades of test of NACA 65-series compressor blades at low speeds. Washington D. C.: Langley Research Center, 1957.
- [2] Zhang H L, Wang S T, Wang Z Q. Influence of incidence on secondary vortex in the compressor cascade. *Journal of Aerospace Power*, 2006, 21(1): 150-155. (in Chinese)
张华良, 王松涛, 王仲奇. 冲角对压气机叶栅内二次涡的影响. *航空动力学报*, 2006, 21(1): 150-155.
- [3] Zhang H L, Dong X Z, Tan C Q. A numerical investigation of flow separations in a two-dimensional compressor cascade. *Journal of Engineering Thermophysics*, 2008, 29(8): 1297-1300. (in Chinese)
张华良, 董学智, 谭春青. 扩压叶栅二维流动分离的数值模拟. *工程热物理学报*, 2008, 29(8): 1297-1300.
- [4] Zhang W L, Yuan W, Zhang J. Numerical simulation of trailing edge vortex shedding in a 2-D compressor cascade. *Journal of Aerospace Power*, 2002, 17(5): 556-560. (in Chinese)
张文龙, 袁巍, 张健. 压气机二维叶栅涡脱落的数值模拟. *航空动力学报*, 2002, 17(5): 556-560.
- [5] Tomimatsu S, Fujisawa N. Measurement of aerodynamic noise and unsteady flow field around a symmetrical airfoil. *Journal of Visualization*, 2002, 5(4): 381-388.
- [6] Nakano T, Fujisawa N, Oguma Y, et al. Experimental study on flow and noise characteristics of NACA0018 airfoil. *Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics*, 2007, 95(4): 511-531.
- [7] Nakano T, Fujisawa N, Lee S. Measurement of tonal-noise characteristics and periodic flow structure around NACA0018 airfoil. *Experiments in Fluids*, 2006, 40(3): 482-490.
- [8] Fujisawa N, Shibuya S, Nashimoto A, et al. Aerodynamic noise and flow visualization around two-dimensional airfoil. *Journal of Visualization Society of Japan*, 2001, 21(19): 123-129.
- [9] Kim H J, Lee S, Fujisawa N. Computation of unsteady flow and aerodynamic noise of NACA0018 airfoil using large-eddy simulation. *International Journal of Heat and Fluid Flow*, 2006, 27(2): 229-242.
- [10] Sasaki S, Takamatsu H, Tsujino M. Influence of separated vortex on aerodynamic noise of an airfoil blade. *Journal of Thermal Science*, 2010, 19(1): 60-66.
- [11] Liu X D, Yang A L, Dai R. Research on vortex noise radiation of compressor cascade under different attack angle. *Journal of Chinese Society of Power Engineering*, 2011, 31(7): 513-517. (in Chinese)
柳晓丹, 杨爱玲, 戴韧. 不同攻角下压气机叶栅涡流噪声辐射特性的研究. *动力工程学报*, 2011, 31(7): 513-517.
- [12] Smagorinsky J. General circulation experiments with the primitive equations. *Monthly Weather Review*, 1963, 91(3): 99-164.
- [13] Lilly D K. A proposed modification of the Germamo sub-grid-scale closure method. *Physics of Fluids A Fluid Dynamics*, 1992, 4(3): 633-635.
- [14] Zhang Z S, Cui G X, Xu X Y. Large eddy simulation of turbulent flows: theory and application. Beijing: Tsinghua University Press, 2008: 36-40. (in Chinese)
张兆顺, 崔桂香, 许晓阳. 湍流大涡数值模拟的理论和应用. 北京: 清华大学出版社, 2008: 36-40.
- [15] Yang D Q, Zhao Z S. The theory and application of boundary element method. Beijing: Beijing Institute of Technology Press, 2002: 250-254. (in Chinese)
杨德全, 赵忠生. 边界元理论及应用. 北京: 北京理工大学出版社, 2002: 250-254.
- [16] Shu S Z, Zhu L, Ke X L. Impeller mechanical principle. Beijing: Tsinghua University Press, 1991: 217-219. (in Chinese)
舒士甄, 朱力, 柯玄龄. 叶轮机械原理. 北京: 清华大学出版社, 1991: 217-219.

作者简介:

杨燕丽 女, 硕士研究生。主要研究方向: 空气动力学。

Tel: 021-55271545

E-mail: sunnyyang100@126.com

杨爱玲 女, 博士, 教授, 硕士生导师。主要研究方向: 叶轮机械流体动力学、叶轮机械流动噪声预测与控制。

Tel: 021-55271545

E-mail: alyang@usst.edu.cn

Influence of Stagger Angle on Aerodynamic Sound Performance of Compressor Cascade

YANG Yanli, YANG Ailing^{*}, DONG Rui, CHEN Eryun, DAI Ren

School of Energy and Power Engineering, University of Shanghai for Science & Technology, Shanghai 200093, China

Abstract: The turbulent flow through an axial compressor cascade and the sound induced by the flow are computed based on a large eddy simulation (LES) model and the boundary element method. The influence of the freestream angle of attack and Reynolds number on sound generation and radiation in the cascade at different stagger angles are analyzed. The results indicate that the total sound pressure level first decreases, then increases when the stagger angle and Reynolds number are constant while the angle of attack changes from -5° to 20° . The minimum sound pressure level appears at the angle of attack of 0° . At stagger angle of 45° , the total sound pressure level of the cascade changes varying with angle of attack, the trend is similar to that of the stagger angle of 30° . However, at the stagger angle of 60° , the total sound pressure level changes more gently. At the angle of attack of 0° , the sound pressure level increases about 6 dB comparing with the case of the stagger angle of 30° and 45° . At other positive angles of attack, the changes are not obvious. The minimum sound pressure level appears at the direction of the cascade chord. The positions of the minimum sound pressure level vary with change of stagger angles. With a constant stagger angle, surface separation and flow loss decrease with the increase of the Reynolds number. However, the surface pressure fluctuation of cascade and the far-field radiation sound increase.

Key words: compressor cascade; stagger angle; freestream angle of attack; freestream Reynolds number; large eddy simulation; aerodynamic sound

Received: 2011-10-19; **Revised:** 2011-11-21; **Accepted:** 2011-12-16; **Published online:** 2011-12-21 11:33

URL: www.cnki.net/kcms/detail/11.1929.V.20111221.1133.007.html **DOI:** CNKI:11-1929/V.20111221.1133.007

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (50976072); Project of Shanghai Municipal Education Commission in Key Disciplinary Construction (J50501)

*** Corresponding author.** Tel.: 021-55271545 E-mail: alyang@usst.edu.cn