

翼型尾缘噪声源空间分布与辐射特性关系

柏宝红, 李晓东

(北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100191)

摘 要: 详细研究了翼型湍流边界层尾缘宽频噪声源空间分布与辐射特性的关系。采用基于雷诺平均流场的翼型尾缘宽频预测方法研究了 NACA0012 翼型湍流边界层尾缘宽频噪声在 4 种不同工况下的噪声源空间分布与辐射特性。首先计算了 NACA0012 翼型湍流边界层尾缘噪声源在不同频率下的空间分布。计算结果发现:边界层中湍流是翼型湍流边界层尾缘噪声声源。随着频率的增加,噪声源强度和噪声源空间尺寸都是先增加后减小,噪声源位置不断靠近翼型尾缘。同时也计算了边界层内不同位置处的噪声源对远场噪声的辐射特性,结果表明:边界层内层区域,其噪声频谱能量集中在高频;边界层外部区域,其噪声能量集中在中低频;攻角增大或者来流速度减小,噪声能量向低频转移。

关 键 词: 湍流边界层; 翼型尾缘噪声; 声类比; 噪声源空间分布; 噪声辐射特性

中图分类号: V211

文献标志码: A

Relationship between noise sources spatial distribution and radiation characteristic of airfoil trailing edge

BAI Bao-hong, LI Xiao-dong

(School of Energy and Power Engineering,

Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: The relationship between the airfoil turbulent boundary layer trailing edge noise spatial distribution and radiation characteristic was studied in detail. A Reynolds averaged Navier-Stokes (RANS) based airfoil trailing edge noise prediction method was employed to investigate the NACA0012 airfoil turbulent boundary layer trailing edge noise source spatial distribution and radiation characteristic at four different operating conditions. The spatial distribution of NACA0012 airfoil turbulent boundary layer trailing edge noise source at different frequencies was calculated firstly. It indicated that the turbulence within boundary layer was responsible for the airfoil turbulent boundary layer noise. Meanwhile the source region approached to the trailing edge of airfoil with increase of the noise frequency; it was also shown that the spatial dimension of source and the strength of the source increased first and then decreased with the increase of frequency; meanwhile, the noise radiation characteristic from different source regions in boundary layer was computed secondly. It demonstrated that the noise from source region in boundary inner layer was concentrated on high frequency and the boundary outer layer was responsible for the low frequency of noise. The noise energy moved to low frequency with increase of angle of attack or decrease of incoming flow velocity.

Key words: turbulent boundary layer; airfoil trailing edge noise; acoustic analogy; noise source spatial distribution; noise radiation characteristic

收稿日期:2016-01-13

基金项目:国家重点基础研究发展计划(2012CB720202);国家自然科学基金(51476005)

作者简介:柏宝红(1986—),男,陕西宝鸡人,博士生,主要从事流体机械气动声学研究。

尾缘噪声^[1]是指翼型湍流边界层与翼型尾缘之间相互作用产生的气动噪声。当飞机降落时,航空发动机风扇叶片^[2]和出口导叶^[3]产生的尾缘噪声是飞机噪声重要组成部分。同时,尾缘噪声也是飞机机体噪声^[4]和风力机噪声^[5]的重要声源。

自 20 世纪 60 年代,科学家就开始研究尾缘噪声的发声机理和传播特性。Powell^[6]认为尾缘上游壁面边界层中的湍流是翼型尾缘噪声的主要声源。Schlinker^[7]实验测量了 NACA 0012 和 NACA 0018 翼型湍流尾缘噪声,也发现湍流边界层是湍流尾缘噪声源。Heller 和 Dobrzynsk^[8]的测量结果进一步揭示翼型吸力面湍流边界层对尾缘噪声辐射更加重要。Ffowcs Williams 和 Hall^[9]认为尾缘噪声是由于翼型尾缘对流动中的四极子噪声源声散射引起的,而且假设翼型前缘对尾缘噪声影响不大,因此基于 Lighthill 理论^[10-11]通过引入四极子声源假设,并采用半平面格林函数求解了 Lighthill 方程^[10-11]得到了半无限长、零厚度平板尾缘噪声模型。研究发现当涡距离翼型尾缘很近时,噪声辐射会极大得到增强,并得到了翼型尾缘噪声的速度五次方规律。Chase^[12]和 Chandiramani^[13]也认为尾缘噪声是流体压力波动被尾缘声散射造成的。Fink^[14]实验测量了翼型形状平板的湍流尾缘噪声,验证了 Ffowcs Williams 和 Hall^[9]的速度五次方规律。由于 Ffowcs Williams 和 Hall^[9]的模型没有考虑翼型弦长的有限性,Howe^[15]通过求解有限弦长格林函数得到了低来流马赫数下的尾缘噪声模型。Roger 和 Moreau^[16]通过对 Amiet^[17]辐射积分参数修正得到了低来流马赫数,可以考虑叶片前缘后散射影响的尾缘噪声模型,发现翼型前缘只对很低频率的噪声具有影响。

Amiet^[17]建立了远声场压力的统计信息与尾缘上游一段距离处的壁面气动压力的直接相关关系。Brooks 和 Hodgson^[18]首先系统地实验研究了 NACA 0012 翼型尾缘噪声并建立了尾缘附近壁面压力频谱与远场噪声之间的关系。Brooks 等^[1]系统测量了 NACA 0012 翼型在不同攻角、不同来流速度下的边界层流动参数以及尾缘噪声,建立了翼型尾缘噪声与翼型湍流边界层之间的半经验关系,而且发现翼型尾缘噪声的峰值频率与翼型吸力面湍流边界层的位移厚度直接相关。

近年来各种数值模拟预测方法逐渐被用来研究尾缘噪声。WANG Meng 等^[19]使用大涡模拟 (LES)求解了非对称升力体的非定常流场,然后

使用 Ffowcs Williams 和 Hall^[9]的尾缘噪声积分方程预测了尾缘噪声,研究发现翼型尾缘处的湍流边界层是宽频噪声的主要来源,而且不同尺度的涡会产生不同频率的声波。Ewert 等^[20]在假设噪声源位于尾缘附近吸力面边界层的基础上,使用平均流场模化噪声源,进而使用声波动方程进行噪声在平均流场中的声传播计算,得到了不错的预测结果。Glegg 等^[21]使用正交分解方法研究了湍流边界层中各模态对尾缘噪声的贡献,发现边界层厚度 10% 以下的大尺度流向速度模态是尾缘噪声的主要声源。Chaitanya 等^[22]研究发现不同位置的边界层对壁面压力频谱贡献也不同,边界层内层造成的压力波动频谱以高频噪声为主,外层以低频噪声为主。但是对于边界层不同位置处的声源对辐射的远场噪声特性没有进行直接研究。

综上所述,翼型尾缘噪声是由翼型湍流边界层与翼型尾缘共同作用产生的,但是对于翼型尾缘噪声的具体空间分布以及随频率的变化关系鲜有相关研究。而且翼型湍流边界层尾缘噪声源空间分布与噪声辐射特性的关系还不完全清楚。

本文采用前期发展的基于平均流场的翼型尾缘噪声预测方法^[23]详细研究了 NACA 0012 翼型在不同来流速度、不同攻角下的湍流边界层中噪声源分布以及对远场噪声的辐射特性,为翼型湍流边界层尾缘噪声发声机理研究提供支撑。

1 基于平均流场噪声预测方法

对于高雷诺数和低来流马赫数流动,气动噪声产生及传播的主控方程^[23-24]如下:

$$\frac{\partial \rho'}{\partial t} + \frac{\partial (\bar{\rho} u'_i)}{\partial x_i} + \frac{\partial (\rho' \bar{u}_i)}{\partial x_i} = 0 \quad (1)$$

$$\begin{aligned} \bar{\rho} \frac{\partial u'_i}{\partial t} + \bar{u}_i \frac{\partial \rho'}{\partial t} + \frac{\partial (\bar{\rho} \bar{u}_i u'_j)}{\partial x_j} + \frac{\partial (\bar{\rho} \bar{u}_i u'_j)}{\partial x_j} + \\ \frac{\partial (\rho' \bar{u}_i \bar{u}_j)}{\partial x_j} + \frac{\partial (c_0^2 \rho' \delta_{ij})}{\partial x_j} = - \frac{\partial T'_{ij}}{\partial x_j} \end{aligned} \quad (2)$$

其中 ρ , u_i 分别是密度和速度在第 i 个方向上的分量, p 是压力, δ_{ij} 是克罗内克函数,上标“—”和“'”分别代表平均分量和扰动分量, $T'_{ij} = \bar{\rho} u'_i u'_j + \delta_{ij} (p' - c_0^2 \rho')$, c_0 是声速。

在上面主控方程中,未知变量包括密度波动 ρ' 和速度波动 u'_i 。为了使主控方程组适定,还需要定义边界条件。对于硬壁面,壁面边界条件:

$$u'_i n_i = 0 \quad (3)$$

其中 n_i 是壁面向外单位法向的分量。

于是远场噪声功率密度谱 $\Pi(\gamma, \omega)$ 表达式为

$$\Pi(y, \omega) = c_0^4 \iint_V S_{ijkl}(x, x', \omega) \tilde{u}_{ij}^{a*} \tilde{u}_{kl}^a dV(x) dV(x') \quad (4)$$

其中 V 为体积, $S_{ijkl}(x, x', \omega) = \langle \tilde{T}_{ij}'(x, \omega) \tilde{T}_{kl}^{a*}(x', \omega) \rangle$ 表示角频率 ω 的声源函数, 其中 y 是观察者的坐标, x 为声源坐标, $\tilde{T}_{ij}'$ 是 T_{ij}' 的傅里叶变换. 上标“*”代表复共轭, “ $\langle \rangle$ ”表示时间平均, x 和 x' 为两个不同的声源点, $\tilde{u}_{ij}^a$ 和 $\tilde{u}_{kl}^{a*}$ 代表不同声源点处伴随格林函数的空间偏导.

当观察点距离声源区很远时, 即满足 $|y-x| \gg |x'-x|$ 时, 忽略不同声源点处的格林函数幅值差别, 但保留不同声源处格林函数相位间的差别, 则有关系式

$$\tilde{u}_{kl}^{a*}(x', y, \omega) = \tilde{u}_{kl}^{a*}(x, y, \omega) e^{-ik\xi} \quad (5)$$

其中 $\xi = x' - x$, 波数 k 由格林函数计算得到.

因此, 将式(5)代入式(4)得到

$$\Pi(y, \omega) = c_0^4 \int_V \tilde{S}_{ijkl}(x, k, \omega) \tilde{u}_{ij}^a \tilde{u}_{kl}^{a*} dV(x) \quad (6)$$

从式(4)可以看出: 远场噪声功率谱与声源的波数-频谱以及格林函数有关; 格林函数描述了声波从声源传播到观察者处的所有效应, 包括壁面造成的声反射和散射效应及非均匀流动引起的声折射效应; 同时波数 k 决定着声源的哪种波动能够辐射到远场, 而波数 k 由格林函数决定^[23-25], 这是流场-声场的耦合作用.

本文采用的声源相关函数表达式 $r_{ij}(x, \boldsymbol{\eta}, \tau)$ 如下^[25-26]:

$$r_{ij}(x, \boldsymbol{\eta}, \tau) = Au_s^2 \exp \left[-\frac{|\boldsymbol{\eta}|^2}{l_s^2} - \omega_s^2 \tau^2 \right] \quad (7)$$

其中 l_s 是特征长度, ω_s 是特征频率, u_s 是代表速度波动的速度特征尺度, A 是决定相关系数幅值的经验参数, $\boldsymbol{\eta}$ 为两个声源位置之间的分离矢量, τ 是两个声源的发射时间差. 声源模化函数中的参数需要使用平均流场的当地参数进行计算^[25-26].

$$u_s^2 = \frac{2}{3} k_t, \quad \omega_s = \frac{2\pi}{\tau_s}, \quad \tau_s = c_\tau \frac{k_t}{\epsilon}, \quad l_s = c_l \frac{k_t^{3/2}}{\epsilon} \quad (8)$$

其中 k_t 是当地湍动能, ϵ 是当地湍流耗散率, c_τ 和 c_l 是时间和空间尺度的半经验参数.

对于翼型湍流边界层尾缘噪声, 噪声源主要集中在翼型尾缘附近, 而且声源区域较小, 与边界层厚度接近, 声源区域相对于所关心的声波波长, 可以忽略不计. 因此本文采用均匀流假设; 同时由于 NACA0012 翼型比较薄, 本文将翼型假设为半无限大平板, 因此本文采用半无限大平板的对流

波动方程求解精确格林函数, 该格林函数存在解析解, 具体参见文献[23].

2 翼型尾缘宽频噪声研究

2.1 计算工况及网格

本文选择第3届机体噪声标准算例1^[27]中 NACA0012 翼型尾缘宽频噪声进行研究. 表1列出了4个计算工况, 工况1, 2和工况3, 雷诺数 Re 一致, 攻角 α 不同. 工况4与工况1, 攻角一致, 来流速度 U_∞ 和雷诺数 Re 不同.

表1 计算工况

Table 1 Computation cases

工况	$U_\infty / (\text{m/s})$	$Re/10^6$	$\alpha / (^\circ)$
1	56.0	1.5	0
2	54.8	1.5	4
3	53.0	1.5	6
4	37.7	1.0	0

本文采用开源计算流体动力学(CFD)计算软件 OpenFOAM 计算 NACA0012 翼型的平均流场. 由于4种计算工况的来流速度都较低, 可压性不显著, 因此使用不可压求解器, 湍流模型选择 shear stress transport(SST)两方程模型.

本文采用的计算网格、计算边界条件设置, 以及平均流场计算结果参见文献[23].

2.2 噪声源空间分布

Heller 和 Dobrzynsk^[8]的实验结果证实吸力面湍流边界层是尾缘噪声的主要来源. 另外柏宝红和李晓东^[23]在研究中得到同样结论, 因此本文下面的噪声源空间分布计算主要集中在翼型吸力面噪声源分布.

从式(4)可以看出空间分布函数具体表达式如下:

$$\Phi(x, y, \omega) = \int_V S_{ijkl}(x, x', \omega) \tilde{u}_{kl}^{a*} dV(x') \quad (9)$$

式中 $\Phi(x, y, \omega)$ 代表噪声源空间分布. 从式(9)可以看出噪声源空间分布不仅与湍流强度有关也与噪声源到尾缘的距离有关.

图1分别给出了 NACA0012 翼型在工况1时声源频率为 500, 1000, 2000, 5000 Hz 的吸力面噪声源空间分布. 可以明显发现当噪声频率从 500 Hz 增加到 1000 Hz (峰值频率附近), 声源强度明显变强, 而且声源的空间尺度也增加不少. 当

频率继续增加,从 1000 Hz 增加到 2000 Hz 时,声源强度减小,声源空间尺寸也减小,而且声源位置不断向尾缘(TE)靠近.继续增加频率到 5000 Hz,声源强度进一步降低,声源尺寸进一步减小,声源位置进一步向翼型尾缘处移动.这主要是由于在边界层内层涡尺度较小,外层涡尺度较大.

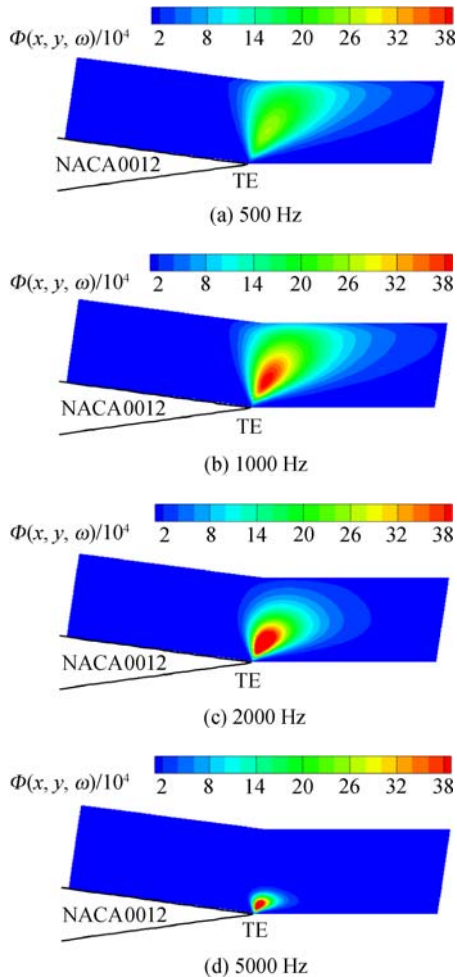


图 1 算例 1 的噪声源空间分布

Fig. 1 Noise source spatial distribution for case 1

当翼型攻角从 0° 增加到 4° 时,图 2 分别给出了工况 2 在不同声源频率时的吸力面噪声源空间分布.可以发现:当噪声频率不断增加时,噪声源强度、噪声源区域以及噪声源位置的变化趋势与与工况 1 一致.相比于工况 1,工况 2 在频率 1000 Hz(峰值频率附近)的声源强度增大,这也能从后面的远场功率谱中得到解释.当攻角增大,低频的能量明显增加,因为攻角增大引起涡的尺度增加.

当攻角进一步增加到 6° 时,图 3 分别给出了工况 3 在不同声源频率时的吸力面噪声源空间分布.比较可以发现:随着频率的增加,噪声源强度先是增大后不断减小,噪声源区域也是先增大后

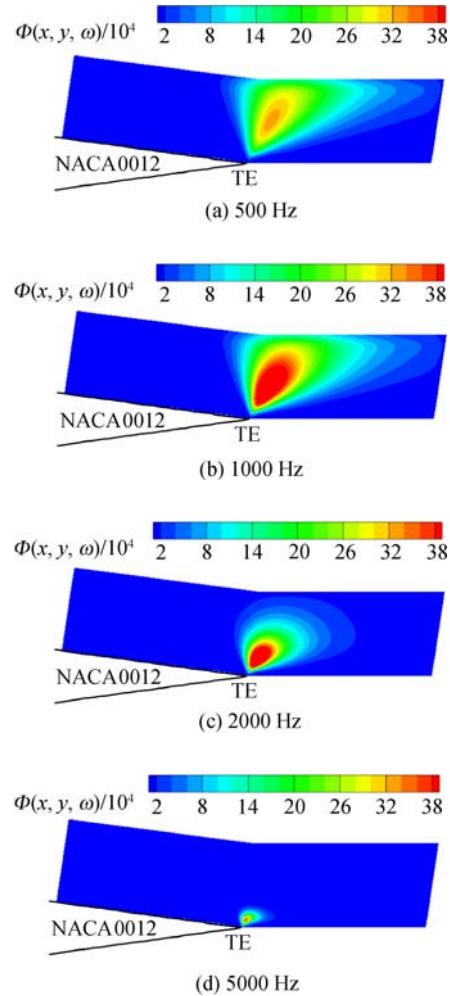
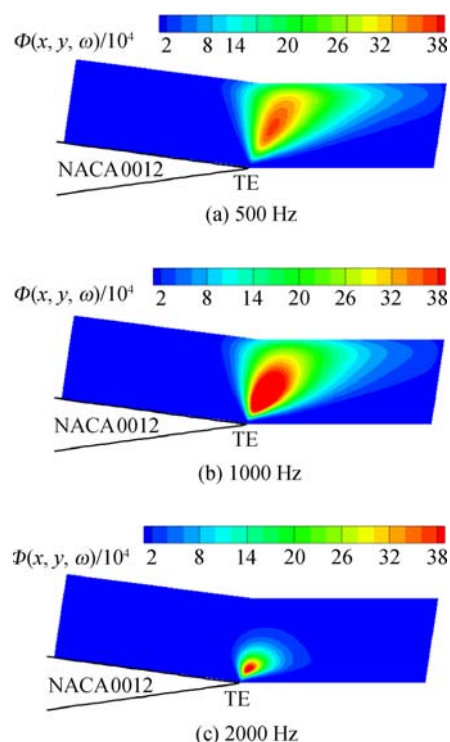


图 2 算例 2 的噪声源空间分布

Fig. 2 Noise source spatial distribution for case 2



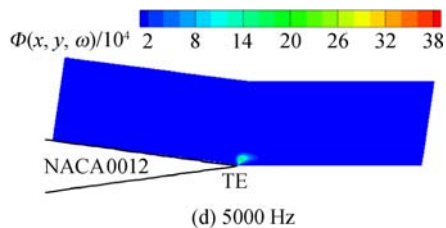
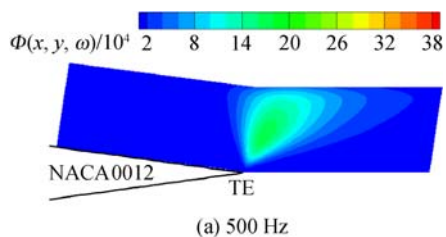


图3 算例3的噪声源空间分布

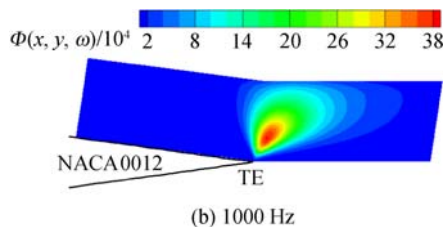
Fig. 3 Noise source spatial distribution for case 3

不断减小,噪声源的位置不断向翼型尾缘处移动.这与工况1和工况2的趋势一致.

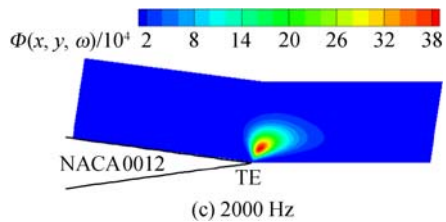
当来流速度降低,攻角仍为 0° 时,图4分别给出了工况4在不同声源频率时的吸力面噪声源空间分布.比较可以发现:随着频率从500 Hz增加到5000 Hz,声源强度先是增大后不断减小,声源区域也是先增大后不断减小,声源的位置不断向翼型尾缘处移动.这与前面3种工况的声源分布趋势一致.不过相比于工况1,工况4的声源强度



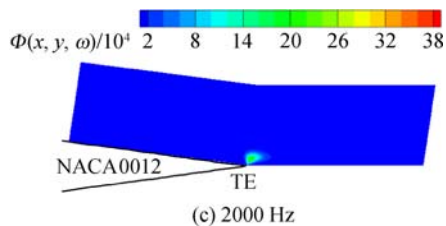
(a) 500 Hz



(b) 1000 Hz



(c) 2000 Hz



(d) 5000 Hz

图4 算例4的噪声源空间分布

Fig. 4 Noise source spatial distribution for case 4

明显减弱很多.这是由于来流速度降低导致翼型尾缘处的湍流边界层强度降低引起的.

比较图1(a),图2(a)和图3(a),可以看出,当声源频率为500 Hz时,随着攻角的增大,声源强度不断增加,而且声源尺度增大;比较图1(c),图2(c)和图3(c),可以发现当声源频率为2000 Hz时,声源强度随着攻角的增加不断减小,声源空间尺度也不断减小.这一结论同样对声源频率为5000 Hz时适用.这说明随着攻角的增大,低频声源能量增加,高频声源能量减小,声源能量向低频移动.这主要是因为攻角增加导致边界层中涡的尺度增加引起的.

2.3 远场噪声预测

文中第2.2节得到了噪声源的空间分布,接下来就可以预测翼型尾缘噪声的远场频谱.本文观察者的位置选择与尾缘噪声标准算例^[27]中一致,观察者位于翼型尾缘正下方,距离翼型尾缘1 m.

图5给出了4种工况下远场观察者处的噪声功率频谱 $L_{p,1/3}$.对比可以发现,随着攻角 α 的增大,频谱峰值频率向低频移动,频谱峰值略有增加,高频能量不断减小,低频能量不断增加;这可以从文中第2.2节中的噪声源空间分布得到解释:随着攻角的增加,噪声源在低频的空间分布声源强度增加,噪声源在高频的空间分布声源强度减小,而且声源尺寸减小.

随着来流速度的增加,频谱幅值增加很大,而且峰值频率向高频移动,高频能量增加,这也可以从声源的空间分布中得到解释.

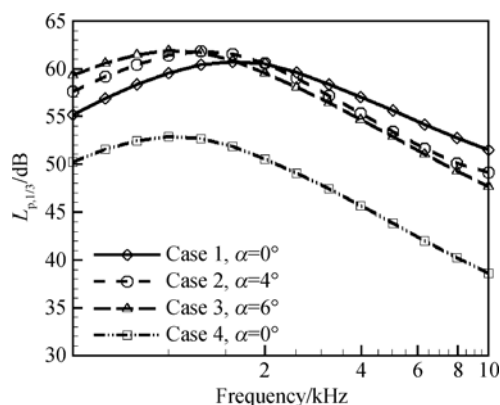


图5 远场噪声频谱对比

Fig. 5 Comparison of far field frequency spectra of noise

2.4 湍流边界层噪声辐射特性

为了进一步比较不同声源区域对远场噪声的贡献,本文采用的8个声源区域,如图6所示.8

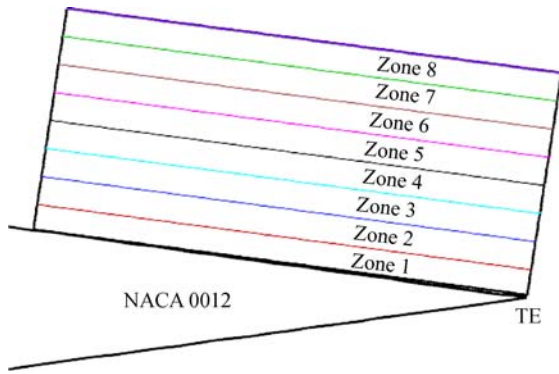


图 6 不同声源区域

Fig. 6 Different source regions

个区域不断远离翼型壁面。

图 7 给出了工况 1 时 8 个不同声源区域对远场噪声的频谱贡献。可以看出随着声源区域不断远离壁面,声源对远场噪声的频谱不断发生频移。区域 1 产生的噪声频谱低频贡献很小,峰值频率很高,大约 8000 Hz,这说明区域 1 产生的噪声能源主要集中在高频。当声源区域向外移动,到达区域 2 时,峰值频率向低频移动,大约 5000 Hz,而且低频能源增加不少,而高频能量降低很多。声源区域继续向外移动,频谱的峰值频率继续向低频移动,直到区域 7,峰值频率基本不变。这主要是因为不断远离壁面时,边界层中的涡尺度不断增加,导致频率向低频移动。

图 8、图 9 和图 10 分别给出了工况 2、工况 3 和工况 4 的不同声源区域对远场噪声功率谱的频谱贡献。可以看出,对于这 4 种工况,不同的来流攻角,不同的来流速度,都有同样的结论,即边界层外层的噪声能量主要集中在低频,负责最终噪声频谱的峰值;而边界层内层区域的噪声能量主要集中

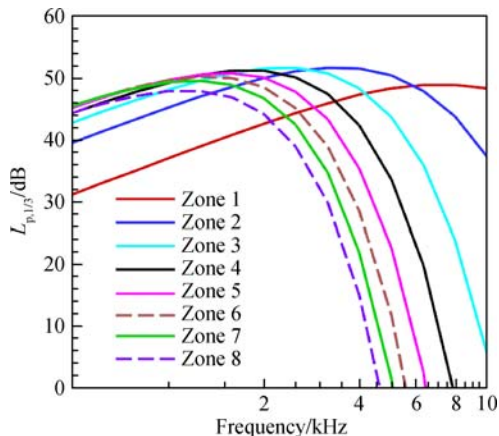


图 7 算例 1 的不同声源区噪声频谱

Fig. 7 Frequency spectra from different source regions at case 1

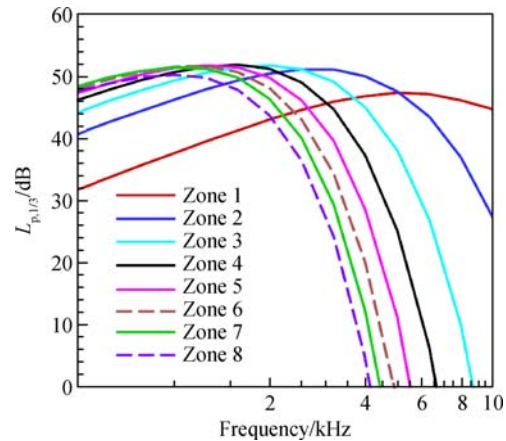


图 8 算例 2 的不同声源区噪声频谱

Fig. 8 Frequency spectra from different source regions at case 2

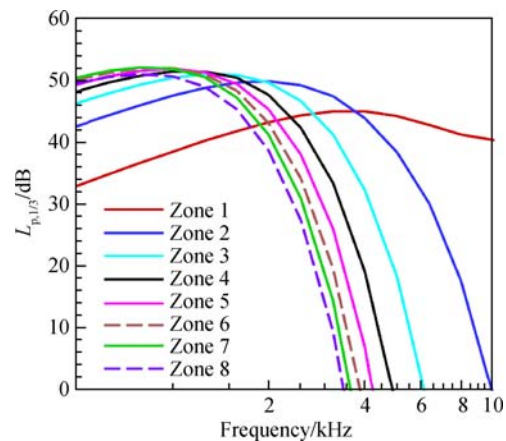


图 9 算例 3 的不同声源区噪声频谱

Fig. 9 Frequency spectra from different source regions at case 3

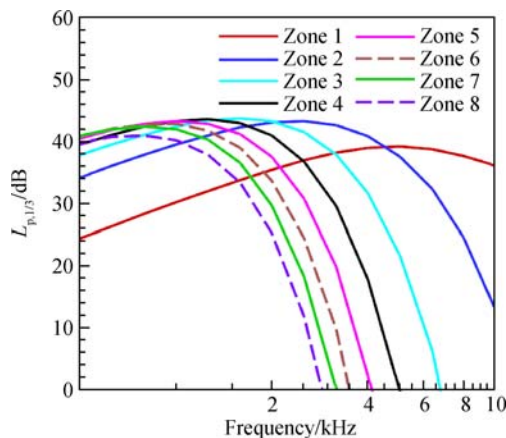


图 10 算例 4 的不同声源区噪声频谱

Fig. 10 Frequency spectra from different source regions at case 4

在高频^[22]。另外,比较图 7、图 8 和图 9,可以发现,同一声源区域的噪声频谱与攻角也有关系,随着攻

角的增加,噪声频谱向低频移动;比较图7和图10,可以发现,随着来流速度的增加,同一声源区域的噪声频谱向高频移动.这是因为攻角增加导致同一区域内的涡尺度增加;速度增加,涡尺度减小.

3 结 论

本文采用基于平均流场的翼型尾缘宽频噪声预测方法研究了NACA0012翼型在不同攻角,不同来流速度下的湍流边界层尾缘噪声源空间分布与辐射特性关系.

1) 空间分布计算结果表明:当频率小于峰值频率时,随着频率的增加,声源强度增大,声源空间尺寸也增加;当频率大于峰值频率时,随着频率的增加,声源强度降低,声源空间尺寸减小;同时声源不断向翼型尾缘移动.

2) 翼型湍流边界层中不同声源区域对远场噪声的辐射特性计算结果表明:边界层内层区域的频谱能量主要集中在高频,而且峰值频率偏高;边界层外层频谱能量集中在低频,峰值频率偏低.

3) 随着攻角的增加,同一层区域的噪声辐射频谱峰值频率也向低频移动.随着来流速度的增加,噪声辐射频谱峰值频率也向高频移动.

参考文献:

- [1] Brooks T F, Pope D S, Marcolini M A. Airfoil self-noise and prediction[R]. NASA-RP-1218, 1989.
- [2] Rozenberg Y, Moreau S, Henher M, et al. Fan trailing-edge noise prediction using RANS simulations[R]. AIAA-2010-3720, 2010.
- [3] Sagrado A G, Hynes T, Hodson H. Experimental investigation into trailing edge noise sources[R]. AIAA-2006-2476, 2006.
- [4] Rackl R G, Miller G, GUO Yueping, et al. Airframe noise studies-review and future direction[R]. NASA-CR-213767, 2005.
- [5] Wagner S, Bareib R, Guidati G. Wind turbine noise[M]. Berlin: Springer, 1996.
- [6] Powell A. On the aerodynamic noise of a rigid flat plate moving at zero incidence[J]. Journal of the Acoustical Society of America, 1959, 31(12): 1649-1653.
- [7] Schlenger R. Airfoil trailing edge noise measurements with a directional microphone[R]. AIAA 77-1269, 1977.
- [8] Heller H H, Dobrzynski W M. Unsteady surface pressure characteristic on aircraft components and far field radiated airframe noise[J]. Journal of Aircraft, 1978, 15(12): 809-815.
- [9] FfowcsWilliams J E, Hall L H. Aerodynamic sound generation by turbulent flow in the vicinity of a scattering half plane[J]. Journal of Fluid Mechanics, 1970, 40(4): 657-670.
- [10] Lighthill M J. On sound generated aerodynamically: I general theory [J]. Proceedings of the Royal Society of London Series A: Mathematical and Physical Sciences, 1952, 211(1107): 564-581.
- [11] Lighthill M J. On sound generated aerodynamically: II turbulence as a source of sound[J]. Proceedings of the Royal Society of London Series A: Mathematical and Physical Sciences, 1954, 222(1148): 1-32.
- [12] Chase D M. Noise radiated from an edge in turbulent flow [J]. AIAA Journal, 1975, 13(8): 1041-1047.
- [13] Chandiramani K L. Diffraction of evanescent waves with applications to aerodynamically scattered sound and radiation from un baffled plates[J]. Journal of the Acoustical Society of America, 1974, 55(1): 19-29.
- [14] Fink M R. Experimental evaluation of theories for trailing edge and incidence fluctuation noise [J]. AIAA Journal, 1975, 13(11): 1472-1477.
- [15] Howe M S. Edge-source acoustic Green's function for an airfoil of arbitrary chord with application to trailing-edge noise[J]. The Quarterly Journal of Mechanics and Applied Mathematics, 2001, 54(1): 139-155.
- [16] Roger M, Moreau S. Broadband self-noise from loaded fan blades[J]. AIAA Journal, 2004, 42(3): 536-544.
- [17] Amiet R K. Noise due to turbulent flow past a trailing edge [J]. Journal of Sound and Vibration, 1976, 47(3): 387-393.
- [18] Brooks T F, Hodgson T H. Trailing edge noise prediction from measured surface pressures[J]. Journal of Sound and Vibration, 1981, 78(1): 69-117.
- [19] WANG Meng, Parviz M. Computation of trailing-edge flow and noise using large-eddy simulation[J]. AIAA Journal, 2000, 38(12): 2201-2209.
- [20] Ewert R, Appel C, Dierke J, et al. RANS/CAA based prediction of NACA0012 broadband trailing edge noise and experimental validation[R]. AIAA-2009-3269, 2009.
- [21] Glegg S A L, Devenport W J, Spitz N. Application of proper orthogonal decomposition to trailing-edge noise [J]. AIAA Journal, 2009, 47(6): 1543-1548.
- [22] Chaitanya P, Stalnov O, Joseph P, et al. On the robustness of the TNO model for aerofoil self-noise prediction[R]. AIAA-2015-2367, 2015.
- [23] 柏宝红, 李晓东. 一种基于平均流场的翼型尾缘宽频噪声预测方法[J]. 航空动力学报, 2016, 31(1): 115-123.
BAI Baohong, LI Xiaodong. A RANS-based prediction method for the airfoil broadband trailing edge noise[J]. Journal of Aerospace Power, 2016, 31(1): 115-123. (in Chinese)
- [24] BAI Baohong, LI Xiaodong, GUO Yueping, et al. Prediction of slat broadband noise with RANS results[R]. AIAA-2015-2671, 2015.
- [25] Tam C K W, Auriault L. Jet mixing noise from fine scale turbulence[J]. AIAA Journal, 1999, 37(2): 145-153.
- [26] Agarwal A, Morris P J. Broadband noise from the unsteady flow in a slat cove[R]. AIAA-2004-854, 2004.
- [27] Herr M, Ewert R, Rautmann C, et al. Broadband trailing-edge noise predictions; overview of BANC-III results[R]. AIAA-2015-2847, 2015.

(编辑: 陈 越)