

一种基于平均流场的翼型尾缘宽频噪声预测方法

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: 发展了一种基于平均流场的翼型尾缘宽频噪声预测方法. 可压缩 Navier-Stokes 方程被重组为能描述气动噪声产生和传播的形式, 包括准确描述声传播的线性算子和雷诺应力构成的声源项. 为减少计算时间和避免格林函数空间奇异性, 采用伴随格林函数方法求解格林函数; 同时采用基于平均流场的声源模化方法生成声源项. 为了验证该方法, 预测了 NACA0012 翼型尾缘宽频噪声, 其中平均流场使用 OpenFOAM 计算, 格林函数采用均匀流动下半无限大平板近似. 预测结果表明: 对于不同来流速度和攻角, 该方法不仅能准确预测噪声幅值及峰值频率, 而且噪声频谱也都在实验结果的误差范围之内 (± 3 dB), 证明了该预测方法的精度和适用性.

关 键 词: 气动噪声预测方法; 声类比; 伴随格林函数; 声源模化; 尾缘宽频噪声

中图分类号: V211 **文献标志码:** A

A RANS-based prediction method for the airfoil broadband trailing edge noise

BAI Bao-hong, LI Xiao-dong

(School of Energy and Power Engineering,

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

Abstract: A RANS (Reynolds averaged Navier-Stokes)-based prediction method for the airfoil turbulent boundary layer trailing edge noise was developed. The Navier-Stokes equations were firstly reformulated to the form that the left hand side was a linear wave propagation operator and the right hand side was the source term that consists of Reynolds stresses. To reduce the computation time and avoid the spatial singularity of the Green function, the adjoint Green functions method was employed to compute the exact or ‘tailored’ Green functions; moreover, the source term was generated by the RANS-based modeling method. Application of the present method on the broadband trailing edge noise of NACA0012 airfoil was made to validate the present method. The OpenFOAM solver was applied into the mean flow computation of NACA0012 airfoil and the Green function for semi-infinite flat plate under uniform mean flow was used to approximate that of thin airfoil. The predicted spectrum of the broadband trailing edge noise indicates that: for various incoming flow velocity and angle of attack, the current method can not only predict the amplitude and the peak frequency accurately, but also the whole spectra is in good agreement with the current available experiment data (± 3 dB), which demonstrates the accuracy and applicability of the method.

Key words: aeroacoustic noise prediction method; acoustic analogy; adjoint Green function; source modeling; broadband trailing edge noise

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。因此,开展尾缘噪声机理和预测方法研究具有重要意义。

在尾缘噪声的理论研究方面,Ffowcs Williams 和 Hall^[6]基于 Lighthill 理论^[7-8]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^[7-8]得到了半无限长、零厚度平板尾缘噪声模型。Crighton 等^[9]将尾缘噪声模化成一列涡通过半无限长平板边缘,同样得到了相应的理论预测模型。Amiet^[10]把远声场压力的统计信息直接跟尾缘上游一段距离处的壁面气动压力相关联。Howe^[11]通过求解有限弦长格林函数得到了低马赫数下的尾缘噪声模型。Roger 和 Moreau^[12]通过对 Amiet^[10]辐射积分参数修正,得到了低马赫数,可以考虑叶片前缘后散射影响的尾缘噪声模型。Brooks 等^[1]基于 Amiet^[13]理论,给出了翼型尾缘噪声半经验预测公式。Fink^[14]在大量实验结果相关分析基础上,给出了预测叶片尾缘噪声的半经验公式。Glegg 等^[15]通过对风力宽频噪声测量,提出了风力机宽频噪声预测方法。

由于理论方法的适应范围较窄,很难用于复杂翼型和复杂流场。因此各种数值模拟预测方法逐渐受到关注。数值模拟预测方法大致可分为基于非定常流场和基于平均流场的混合预测方法两类。WANG^[16]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^[6]的尾缘噪声积分方程预测了尾缘噪声。邱昇等^[17]使用 LES 计算了超临界翼型非定常特性,进而采用 FW-H^[18]积分方程计算尾缘噪声。由于非定常流场计算耗时,近年来基于平均流场的混合预测方法逐渐成为研究热点。Ewert 等^[19]使用平均流场产生随机噪声源,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。Kamruzzaman 等^[20]使用平均流场计算翼型尾缘附近壁面压力波数频率谱,进而使用散射理论预测了远场噪声。Albarracin 等^[21]也开展了基于平均流场的尾缘噪声预测研

究工作,使用平均流场对尾缘处的 Lighthill 应力张量进行声源模化,结合 Ffowcs Williams 和 Hall^[6]的噪声积分方程预测了尾缘噪声。

目前已有的基于平均流场混合噪声预测方法大都是以 Lighthill 声类比理论为基础,该理论的声源是包含了各种声传播效应的 Lighthill 应力张量拟声源,因而并非完全真实的物理声源。因此本文从最基本的 Navier-Stokes(N-S)方程出发,发展一种基于平均流场的翼型尾缘宽频噪声预测方法,其声传播算子能包含非均匀流的声折射效应和壁面的声反射和散射影响等主要声传播效应。使用该方法预测 NACA0012 翼型尾缘宽频噪声,验证该方法的精度和适用性。

1 基于平均流场的噪声预测方法

1.1 主控方程

可压 N-S 方程的质量方程和动量方程如下式所示:

$$\frac{D\rho}{Dt} + \rho \frac{\partial u_i}{\partial x_i} = 0 \quad (1)$$

$$\rho \frac{Du_i}{Dt} = -\frac{\partial p}{\partial x_i} + \frac{\partial \tau_{ij}}{\partial x_j} \quad (2)$$

其中 $D/Dt = \partial/\partial t + u_i \partial/\partial x_i$ 代表随流导数, ρ, u_i 分别是密度和速度在第 i 个方向上的分量, p 是压力以及 τ_{ij} 是黏性应力张量。

对于高雷诺数和低马赫数流动,黏性应力很小,可以忽略。同时采用小扰动假设,将各个非定常变量分解为平均分量和扰动分量带入 N-S 主控方程中,所有的线性项移到左边,非线性项移到右边,同时考虑到密度波动很小(低马赫数,可压缩性可忽略),忽略 3 阶小量 $\rho' u'_i u'_j$ 以及包含密度扰动的 2 阶小量 $\rho' \bar{u}_i u'_j$ 和 $\rho' \bar{u}_j u'_i$, 保留 2 阶小量 $\bar{\rho} u'_i u'_j$, 得到线性化 N-S 方程

$$\frac{\partial \rho'}{\partial t} + \frac{\partial(\bar{\rho} u'_i)}{\partial x_i} + \frac{\partial(\rho' \bar{u}_i)}{\partial x_i} = 0 \quad (3)$$

$$\bar{\rho} \frac{\partial u'_i}{\partial t} + \bar{u}_i \frac{\partial \rho'}{\partial t} + \frac{\partial(\bar{\rho} \bar{u}_j u'_i)}{\partial x_j} + \frac{\partial(\bar{\rho} \bar{u}_i u'_j)}{\partial x_j} +$$

$$\frac{\partial(\rho' \bar{u}_j \bar{u}_i)}{\partial x_j} = -\frac{\partial(\delta_{ij} p')}{\partial x_j} - \frac{\partial(\bar{\rho} u'_i u'_j)}{\partial x_j} \quad (4)$$

其中“—”代表平均分量,“'”代表扰动分量。

在式(4)的两边加入 $\partial(c_0^2 \rho')/\partial x_i$ 项,并令

$T'_{ij} = \bar{\rho} u'_i u'_j + \delta_{ij} (p' - c_0^2 \rho')$, 得到

$$\bar{\rho} \frac{\partial u'_i}{\partial t} + \bar{u}_i \frac{\partial \rho'}{\partial t} + \frac{\partial(\bar{\rho} \bar{u}_i u'_j)}{\partial x_j} + \frac{\partial(\bar{\rho} \bar{u}_j u'_i)}{\partial x_j} + \frac{\partial(\rho' \bar{u}_i \bar{u}_j)}{\partial x_j} + \frac{\partial(c_0^2 \rho' \delta_{ij})}{\partial x_j} = -\frac{\partial T'_{ij}}{\partial x_j} \quad (5)$$

上面的方程(3)和方程(5)组成了气动噪声产生及传播的主控方程^[22],未知变量包括密度波动 ρ' 以及速度波动 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

$$u'_{in_i} = 0 \quad (6)$$

其中 n_i 是壁面向外单位法向的分量.

1.2 声场计算

相比于线化欧拉方程,主控方程组的动量方程(5)多出了 $\partial(c_0^2 \rho')/\partial x_i$ 项. 为了得到主控方程组的解,本文采用格林函数方法进行求解^[22]. 令 $(\rho^n, u_1^n, u_2^n, u_3^n)$, $n=1,2,3$ 为满足如下非齐次方程组式(7)和式(8)的格林函数

$$\frac{\partial \rho^n}{\partial t} + \frac{\partial(\bar{\rho} u_1^n)}{\partial x_i} + \frac{\partial(\rho^n \bar{u}_i)}{\partial x_i} = 0 \quad (7)$$

$$\bar{\rho} \frac{\partial u_i^n}{\partial t} + \bar{u}_i \frac{\partial \rho^n}{\partial t} + \frac{\partial(\bar{\rho} \bar{u}_i u_j^n)}{\partial x_j} + \frac{\partial(\bar{\rho} \bar{u}_j u_i^n)}{\partial x_j} + \frac{\partial(\rho^n \bar{u}_i \bar{u}_j)}{\partial x_j} + c_0^2 \frac{\partial(\rho^n)}{\partial x_i} = \delta_m \delta(\mathbf{y} - \mathbf{x}) \delta(t - t_s) \quad (8)$$

其中函数 $\delta(\cdot)$ 为狄拉克 Delta 函数, δ_m 是 Kronecker 函数,观察者坐标 $\mathbf{y}$, 声源坐标 $\mathbf{x}$, 接收时间 t , 以及发射时间 t_s . 同时,格林函数必须满足壁面边界条件,如式(9)所示

$$u''_{in_i} = 0 \quad (9)$$

为了减少计算时间以及避免求解格林函数出现的空间奇异性问题,本文采用 Tam 和 Auriault^[23] 发展的伴随格林函数方法,得到伴随格林函数满足

$$-i\omega \bar{\rho}^a - \bar{u}_j \frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j} \bar{u}_i^a + \bar{u}_j \frac{\partial \bar{\rho}^a}{\partial x_j} + c_0^2 \frac{\partial \bar{u}_j^a}{\partial x_j} = \delta(\mathbf{y} - \mathbf{x}_0) \quad (10)$$

$$-i\omega \bar{u}_i^a + \frac{\partial \bar{\rho}^a}{\partial x_i} + \bar{u}_j \frac{\partial \bar{u}_i^a}{\partial x_j} - \bar{u}_i^a \frac{\partial \bar{u}_j}{\partial x_i} = 0 \quad (11)$$

$$\bar{u}_i^a n_i = 0 \quad (12)$$

其中 $\bar{\rho}^a$ 和 $\bar{u}_i^a$ 是密度和速度伴随格函数, ω 为声源角频率. 具体的推导过程见文献[22].

最终,格林函数与伴随格林函数满足如下的互易关系式

$$\begin{aligned} \rho^1(\mathbf{x}_0, \mathbf{x}_s, \omega) &= \bar{u}_1^a(\mathbf{x}, \mathbf{x}_0, \omega) \\ \rho^2(\mathbf{x}_0, \mathbf{x}_s, \omega) &= \bar{u}_2^a(\mathbf{x}, \mathbf{x}_0, \omega) \\ \rho^3(\mathbf{x}_0, \mathbf{x}_s, \omega) &= \bar{u}_3^a(\mathbf{x}, \mathbf{x}_0, \omega) \end{aligned} \quad (13)$$

这意味着密度格林函数等于速度的伴随格林函数. 对于等熵流动,声场压力波动表示为

$$\bar{p}'(\mathbf{y}, \omega) = c_0^2 \bar{\rho}'(\mathbf{y}, \omega) = -c_0^2 \int_V \left[\frac{\partial \bar{u}_i^a(\mathbf{x}, \mathbf{y}, \omega)}{\partial x_j} \tilde{T}'_{ij}(\mathbf{x}, \omega) \right] dV(\mathbf{x}) \quad (14)$$

其中 $\mathbf{y}$ 是观察者的坐标, $\mathbf{x}$ 为声源坐标, $\tilde{T}'_{ij}$ 是 T'_{ij} 的傅里叶变换.

令 $S_{ijkl}(\mathbf{x}, \mathbf{x}', \omega) = \langle \tilde{T}'_{ij}(\mathbf{x}, \omega) \tilde{T}'_{kl}^*(\mathbf{x}', \omega) \rangle$ 表示角频率 ω 的声源函数,于是噪声功率密度谱为

$$S(\mathbf{y}, \omega) = c_0^4 \iint_V S_{ijkl}(\mathbf{x}, \mathbf{x}', \omega) \bar{u}_{ij}^a \bar{u}_{kl}^{a*} dV(\mathbf{x}) dV(\mathbf{x}') \quad (15)$$

其中上标“*”代表复共轭,“ $\langle \rangle$ ”表示时间平均, $\mathbf{x}$ 和 $\mathbf{x}'$ 为两个不同的声源点, $\bar{u}_{ij}^a = \partial \bar{u}_i^a(\mathbf{x}, \mathbf{y}, \omega)/\partial x_j$ 和 $\bar{u}_{kl}^{a*} = \partial \bar{u}_k^{a*}(\mathbf{x}, \mathbf{y}, \omega)/\partial x_l$ 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 $|\mathbf{y} - \mathbf{x}| \gg |\mathbf{x}' - \mathbf{x}|$ 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

$$\bar{u}_{kl}^{a*}(\mathbf{x}', \mathbf{y}, \omega) = \bar{u}_{kl}^a(\mathbf{x}, \mathbf{y}, \omega) e^{ik\xi} \quad (16)$$

其中波数 k 由格林函数计算得到.

因此,将式(16)代入式(15)得到

$$S(\mathbf{y}, \omega) = c_0^4 \int_V \tilde{S}_{ijkl}(\mathbf{x}, \mathbf{k}, \omega) \bar{u}_{ij}^a \bar{u}_{kl}^{a*} dV(\mathbf{x}) \quad (17)$$

从式(17)可以看出:远场噪声功率谱与声源的波数-频率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^[22],这是流场-声场的耦合作用.

1.3 声源模化

对于低马赫数流动, Lighthill 应力张量近似为 $T'_{ij} = \rho_0 u'_i u'_j$, 声源函数表现为脉动速度 4 阶相关函数. 由于目前没有关于湍流的 4 阶相关函数模型,本文假设速度波动满足正交联合分布^[24], 因而 4 阶相关函数可简化为 2 阶相关函数乘积.

$$\begin{aligned} S_{ijkl}(\mathbf{x}, \xi, \tau) &= \rho_0^2 \langle u'_i u'_j u'_k u'_l \rangle = \\ &\rho_0^2 [\langle u'_i u'_k \rangle \langle u'_j u'_l \rangle + \langle u'_i u'_l \rangle \langle u'_j u'_k \rangle] \end{aligned} \quad (18)$$

其中 u'_i 代表一点声源的速度波动, u''_m 代表另一点声源的速度波动. ξ 和 τ 分别表示这两个不同声

源点之间的位置分离矢量和时间差.

本文基于平均流场进行声源模化. 声源模化的基础是波动速度的两点空间时间相关函数, 如式(19)所示:

$$r_{ij}(\mathbf{x}, \boldsymbol{\eta}, \tau) = \langle u'_i(\mathbf{x}, t) u'_j(\mathbf{x} + \boldsymbol{\eta}, t + \tau) \rangle \tag{19}$$

其中 $\boldsymbol{\eta}$ 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. 采用声源模化方法^[25-26]

$$r_{ij}(\mathbf{x}, \boldsymbol{\eta}, \tau) = Au_s^2 \exp\left(-\frac{|\boldsymbol{\eta}|^2}{l_s^2} - \omega_s^2 \tau^2\right) \tag{20}$$

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. 将相关函数转化为互谱, 得到

$$\tilde{r}_{ij}(\mathbf{x}, \boldsymbol{\eta}, \omega) = \frac{A\sqrt{\pi}}{\omega_s} u_s^2 \exp\left(-\frac{|\boldsymbol{\eta}|^2}{l_s^2}\right) \exp\left(-\frac{\omega^2}{4\omega_s^2}\right) \tag{21}$$

互谱中的参数需要使用平均流场的当地参数进行模化^[25-26].

$$u_s^2 = \frac{2}{3}k_t, \quad \omega_s = \frac{2\pi}{\tau_s}, \quad \tau_s = c_\tau \frac{k_t}{\epsilon}, \quad l_s = c_l \frac{k_t^{3/2}}{\epsilon} \tag{22}$$

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.

1.4 格林函数计算

当流动均匀时, 上文的格林函数方程组(7)、式(8)和式(9)简化为如下对流波动方程

$$\left(-i\kappa + Ma_\infty \frac{\partial}{\partial x_1}\right)^2 G(\mathbf{x}, \mathbf{y}) - \nabla^2 G(\mathbf{x}, \mathbf{y}) = \delta(\mathbf{x} - \mathbf{y}) \tag{23}$$

$$\frac{\partial G(\mathbf{x}, \mathbf{y})}{\partial n} = 0 \tag{24}$$

其中 $\kappa = \omega/c_0$ 是波数, Ma_∞ 是来流马赫数, 方向沿 x_1 方向.

实际上, 声波波长与对应的声源涡尺度满足近似关系: $\lambda_a \sim \lambda_t/Ma_\infty$, 其中 λ_a 代表声波的波长, λ_t 代表相应涡波的尺度. 因此对于薄翼型, 本文采用均匀流动下的零厚度, 半无限大平面的格林函数近似翼型格林函数^[16,21]. 均匀流动情况下的半无限大平板格林函数, 满足如下对流波动方程

$$\left(-i\kappa + Ma_\infty \frac{\partial}{\partial x_1}\right)^2 G - \nabla^2 G = \delta(\mathbf{x} - \mathbf{y}) \left\{ \begin{array}{l} \frac{\partial G}{\partial x_2} = 0 \quad \text{for } x_1 \leq 0 \end{array} \right. \tag{25}$$

令 $G = g \times e^{-i\kappa\gamma^2 Ma_\infty x_1}$, 其中 $\gamma^2 = 1/(1 - Ma_\infty^2)$, 采用变换 $\bar{x}_1 = \gamma^2 x_1$, $\bar{x}_2 = \gamma x_2$, $\bar{x}_3 = \gamma x_3$,

得到

$$\left. \begin{array}{l} -\kappa^2 g - \bar{\nabla}^2 g = \frac{e^{i\kappa\gamma^2 Ma_\infty x_1}}{\gamma^2} \delta\left(\frac{\bar{x}_1}{\gamma^2} - \frac{\bar{y}_1}{\gamma^2}\right) \delta\left(\frac{\bar{x}_2}{\gamma} - \frac{\bar{y}_2}{\gamma}\right) \delta\left(\frac{\bar{x}_3}{\gamma} - \frac{\bar{y}_3}{\gamma}\right) \\ \frac{\partial g}{\partial \bar{x}_2} = 0 \quad \text{for } \bar{x}_1 \leq 0 \end{array} \right\} \tag{26}$$

其中 $\bar{\nabla}^2 = \partial^2/\partial \bar{x}_1^2 + \partial^2/\partial \bar{x}_2^2 + \partial^2/\partial \bar{x}_3^2$. Delta 函数具有如下性质:

$$\delta\left(\frac{\bar{x}_1}{\gamma^2} - \frac{\bar{y}_1}{\gamma^2}\right) = \frac{\delta(\bar{x}_1 - \bar{y}_1)}{\gamma^2} \tag{27}$$

利用式(27), 式(26)中的波动方程化简为

$$\left. \begin{array}{l} -\kappa^2 g - \bar{\nabla}^2 g = \gamma^2 e^{i\kappa\gamma^2 Ma_\infty x_1} \delta(\mathbf{x} - \mathbf{y}) \\ \frac{\partial g}{\partial \bar{x}_2} = 0 \quad \text{for } \bar{x}_1 \leq 0 \end{array} \right\} \tag{28}$$

式(28)为无流动的波动方程, 解析解存在^[6].

下文噪声预测都是采用式(28)的格林函数.

2 翼型尾缘宽频噪声预测

2.1 计算工况及网格

本文选择第三届机体噪声标准算例 1^[27] 中有关 NACA0012 翼型尾缘宽频噪声问题作为验证算例. 表 1 列出了 4 个计算工况, 工况 1, 工况 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_∞ 不同. 工况 1, 工况 2 和工况 3 对比研究攻角对尾缘噪声的影响. 工况 1 和工况 4 对比研究来流速度对尾缘噪声的影响.

表 1 计算工况列表
Table 1 Computation cases

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

图 1(a)给出了计算域大小和边界定义. 边界主要包括进口边界 inlet, 出口边界 outlet 和翼型壁面边界 wall, 翼型的弦长 $c=0.4m$, 进口边界距离翼型前缘 $480c$, 出口边界距离翼型尾缘 $500c$, 上下边界距离翼型 $500c$. 本文 CFD 网格来自 NASA 的 Langley 研究中心. 翼型尾缘噪声源集

中在壁面尾缘附近,因此就必须保证准确计算翼型表面的主要流动特征,因此壁面第一层网格的法向距离满足 $y^+ < 1.0$,同时靠近翼型尾缘附近的尾迹网格也必须具有较高分辨率.图 1(b)显示了翼型表面附近以及近尾迹中的网格分布.

自德国斯图加特大学(IAG)的低速风洞(LWT),可以看出本文计算的压强系数与实验结果符合很好,除了在 $x_1/c=0.065$ 点处偏差较大,这主要是由于实验在此处使用了边界层转捩装置.由于翼型尾缘(TE)附近流动是尾缘噪声主要声源区,尾缘附近流动的准确模拟决定着噪声预测精度.因此在翼型近尾迹区取一观测截面,如图 3 左上角所示,该截面距离翼型前缘为 $1.0038c$.图 3 中也给出了截面流向速度型对比,攻角为 0° 时,计算结果与实验数据符合较好,随着攻角增加,误差略有增加.比较工况 1 和工况 4,可以看出来流速度对速度型分布的影响较小.

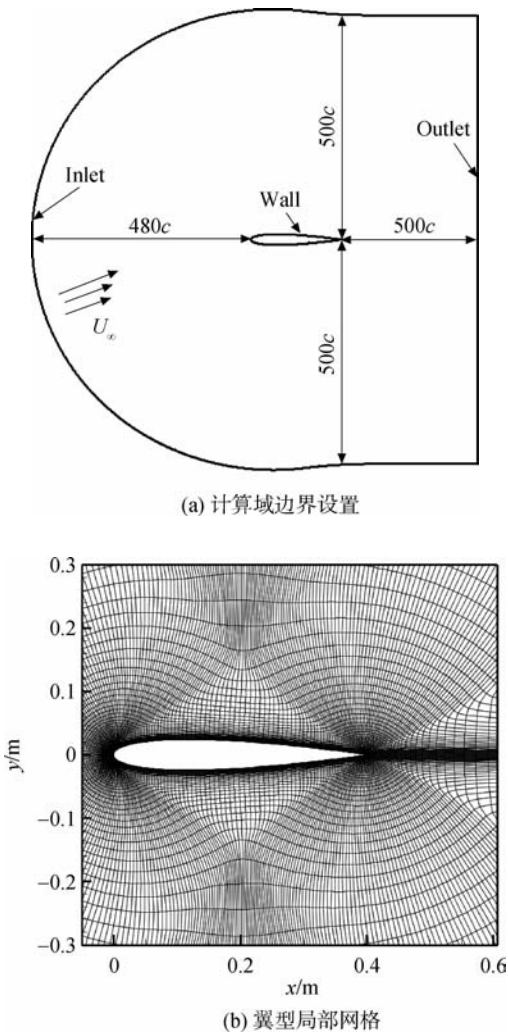


图 1 计算域边界设置和翼型局部网格
(每 4 个点显示一个)

Fig.1 Boundary setup of the computation domain and the enlarged mesh around the airfoil
(only every 4 grid lines are plotted)

2.2 平均流场

采用开源计算流体力学(CFD)软件 Open-FOAM 计算 NACA0012 翼型平均流场.计算工况来流速度较低,可压性不显著,因此使用不可压求解器,湍流模型选择 $k-\omega$ SST 两方程模型.由于工况 1 和工况 4 攻角都是 0° ,表面压强系数分布一致,所以图 2 只给出了前 3 种工况下翼型壁面压强系数曲线与实验数据^[27]对比,实验数据来

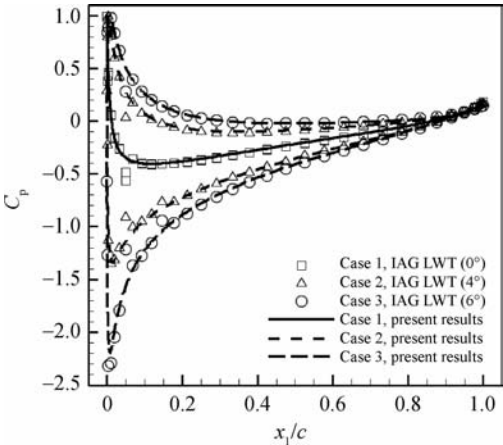


图 2 压强系数分布对比
Fig.2 Distribution of the pressure coefficient

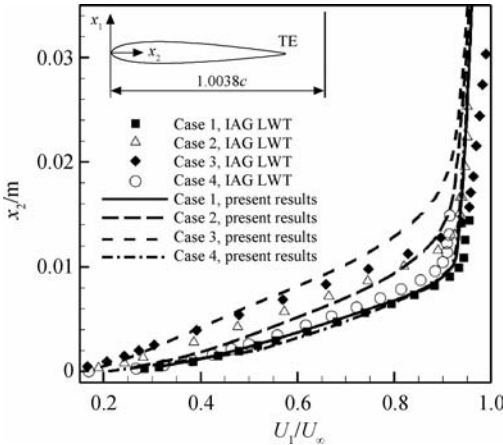


图 3 流向速度型对比
Fig.3 Distribution of streamwise velocity profile

图 4 和图 5 分别给出了尾迹截面(与图 3 中一致)湍动能与湍流耗散率分布曲线.由于 $k-\omega$ SST 在翼型尾缘流动中具有较高精度^[19,21],本文湍流模型也选择为 $k-\omega$ SST 模型,因此湍流耗散

率 $\epsilon = c_\mu k_t \omega$, 其中 $c_\mu = 0.09$, k_t 是当地湍动能。从图4中比较看出, 所有工况的湍动能计算值都比实验值小, 主要是由于CFD数值格式耗散造成的, 这点也可以从图5的湍流耗散率中得到体现, 湍流耗散率的计算值比实验数据偏大。

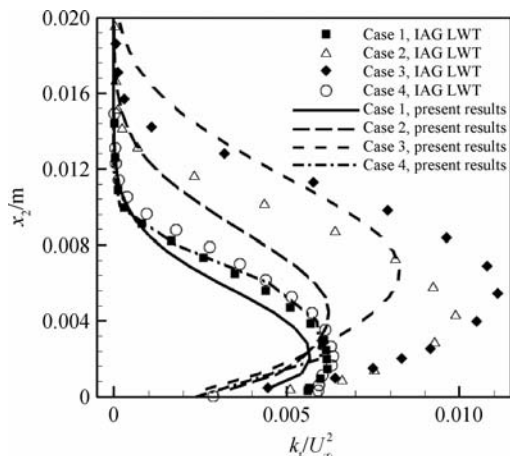


图4 湍动能分布对比

Fig. 4 Distribution of turbulent kinetic energy

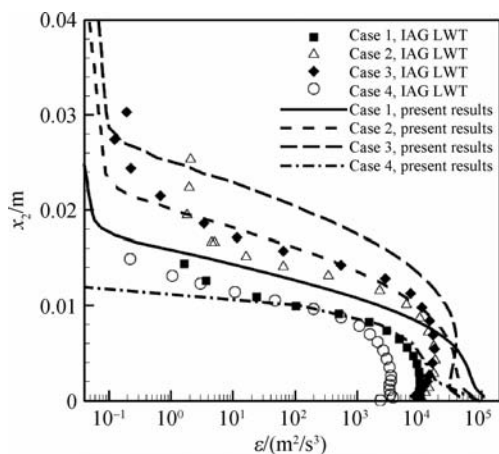


图5 湍流耗散率分布对比

Fig. 5 Distribution of the turbulence dissipation rate

2.3 噪声预测

观察者位于翼型尾缘正下方, 距离翼型尾缘 $r=1\text{m}$ 。由于翼型尾缘噪声与展向长度相关, 因此本文的预测结果均对应展向长度 $b=1\text{m}$ 。本文计算结果是二维流场, 因此需要对声场进行三维修正。三维修正需要声源的展向相关长度, 根据实验结果^[10], 翼型展向相关长度 l_z 为

$$l_z(\omega) = C \frac{U_\infty}{\omega} \quad (29)$$

其中 C 是常数, $C \approx 2.1$ 。二维声压级 (L_p) 与三维

声压级的关系式如式(30)所示

$$L_p(x, y, 0, \omega) \big|_{3D} = L_p(x, y, 0, \omega) \big|_{2D} + 10 \lg \left(\frac{C}{2\pi} \cdot \frac{b}{r} Ma_\infty \right) \quad (30)$$

其中下标 2D 和 3D 分别代表二维声压级和三维声压级。本文所采用的修正方法参考自文献[19], 详细推导过程见该文献。

图6给出了4种工况下观察者处的1/3倍频程声压级 ($L_{p,1/3}$) 频谱预测结果与实验结果对比, 并给出了实验结果的误差范围 ($\pm 3\text{dB}$), 为了与其他方法进行对比, 图6也给出了NASA的半经验预测模型(BPM)^[1]在各工况下的相应预测结果。实验结果来自于德国宇航局(DLR)的AWB风洞和斯图加特大学(IAG)的LWT风洞数据。由于这些实验结果与计算工况的控制参数不完全一致, 因此, 所有实验数据都经过数据处理, 具体处理方法参考文献[27]。由于尾缘噪声较低, 因此各实验结构的数据之间也不完全一致, 但是不同实验数据的频谱基本一致, 峰值频率也基本吻合。图6(a)中给出了工况1的预测结果, 可以看出虽然本文的预测频谱与BPM模型的预测结果差别较大, 但是都在误差范围之内, 同时图中也给出了脱体涡方法(IDDES)结合合成湍流方法的预测方法(PoliTo)^[28]预测结果, 误差较大; 图6(b)中给出了工况2的预测结果对比, 此时攻角增加到 4° , 本文预测结果与BPM模型的预测结果都在实验结果的误差范围之内, 低频频谱和高频频谱都与实验结果符合很好, 但是BPM模型预测的频谱在峰值频率附近更宽, 而本文预测频谱在峰值频率附近则与实验结果基本一致; 图6(c)示出了工况3的预测结果对比, 此时攻角增加到 6° , 可以明显看出本文预测结果仍然在实验结果的误差范围之内, 而BPM模型的预测结果在高频范围内误差较大; 图6(d)给出了工况4的预测结果对比, 此时攻角为 0° , 而流动速度降低, 可以看出本文预测结果与实验结果符合很好, 而BPM预测的峰值过大。

图7比较了工况1, 工况2和工况3的噪声频谱, 可以看出工况1的噪声幅值最大, 工况2和工况3的噪声幅值基本一致。在峰值频率方面, 工况1与工况2的峰值频率差不多, 当攻角增加到 6° 时, 频谱的峰值频率降低, 这主要是由于攻角增大, 翼型吸力面尾缘附近的涡尺度增加, 导致特征频率降低, 时间尺度增大引起峰值频率降低。

图8给出了工况1和工况4的频谱对比, 这

两种工况攻角都为 0° , 只是来流速度不同. 从图中对比可以看出, 速度对频谱具有明显的影响, 速度增加, 噪声频谱增加; 同时, 峰值频率也有增加, 这同样是由于速度增加导致尾缘边界层增厚, 涡尺度增加引起的. 低频和高频范围的频谱衰减率基本一致.

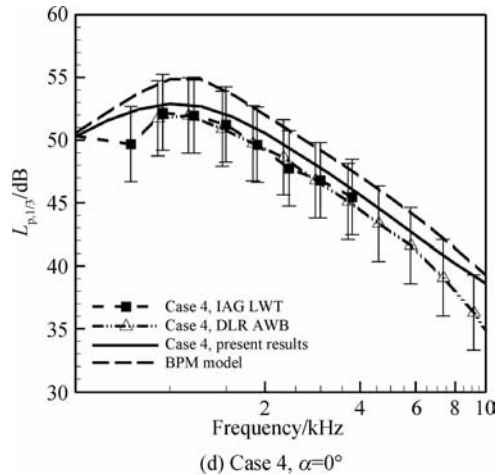
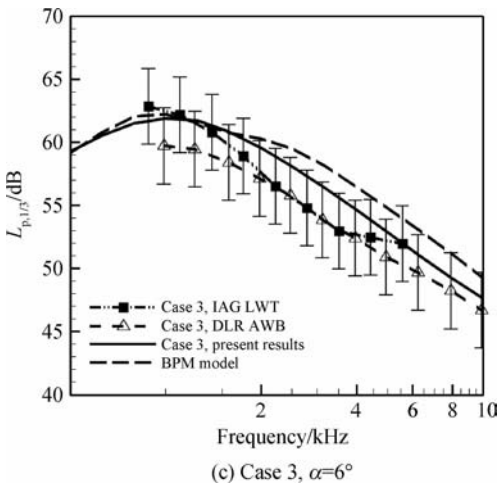
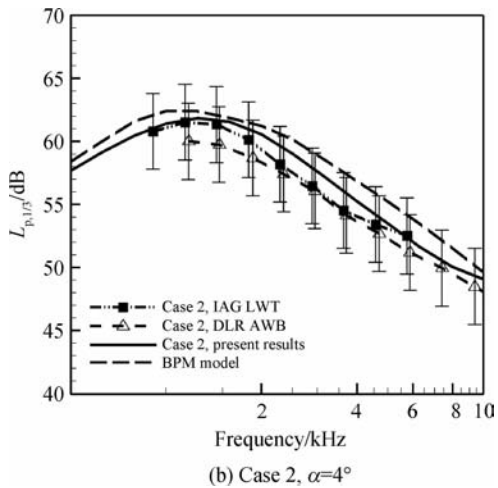
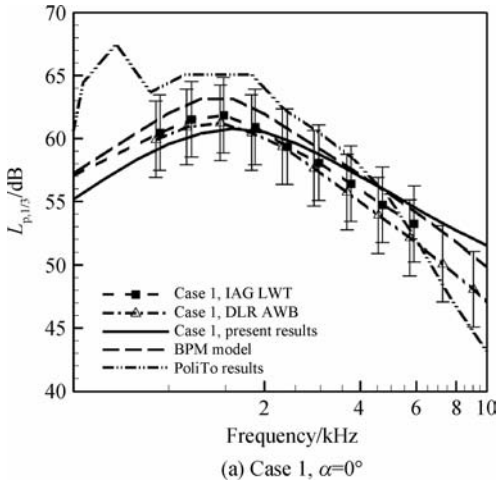


图 6 各工况预测噪声与实验数据对比
Fig. 6 Comparison of the predicted noise spectral with experiment data

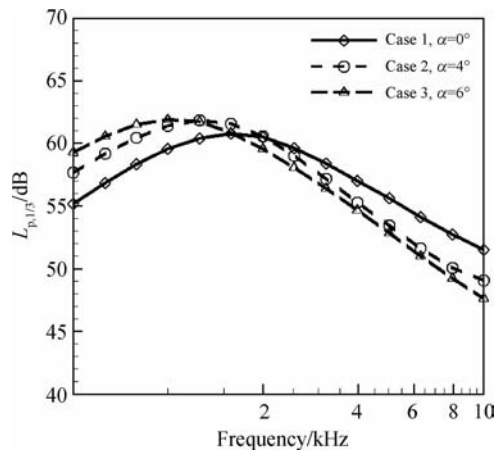


图 7 尾缘噪声与来流攻角的关系
Fig. 7 Functional dependence of the trailing edge noise on the angle of attack

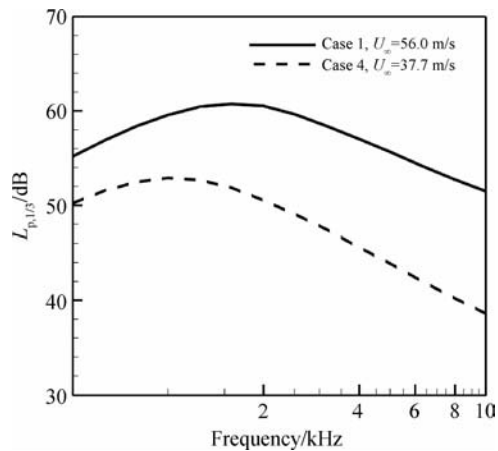


图 8 尾缘噪声与来流速度的关系
Fig. 8 Functional dependence of the trailing edge noise on the flow velocity

3 结 论

本文发展了一种基于平均流场的翼型尾缘宽频噪声预测方法,该方法的声传播算子能包含非均匀流的声折射效应和固壁引起的声散射和反射影响;声源项由雷诺应力构成.使用伴随格林函数减少了求解计算时间,同时也避免了空间奇异性难题.

为验证该方法,本文预测了 NACA0012 尾缘宽频噪声.采用 OpenFOAM 计算的平均流场与实验结果符合较好.翼型格林函数使用均匀流动下的零厚度、半无限长平板近似.预测结果表明:在 4 种计算工况下,噪声频谱都在已有实验结果的误差范围内(± 3 dB),证明了该方法的精度以及适用性.

此外,NACA0012 尾缘宽频噪声的预测结果表明:尾缘宽频噪声的主要声源区位于翼型尾缘附近.当来流攻角增加时,吸力面的噪声贡献强于压力面噪声贡献,同时频谱峰值频率降低.来流速度降低,尾缘噪声也降低.相比于攻角变化对尾缘宽频噪声的影响,尾缘宽频噪声对来流速度更加敏感.

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] Yannick R, Moreau S, Mauuel H, et al. Fan trailing-edge noise prediction using RANS simulations[R]. AIAA 2010-3720, 2010.
- [3] Ana G S, Tom H, Howard H. Experimental investigation into trailing edge noise sources[R]. AIAA 2006-2476, 2006.
- [4] Robert G R, 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] Ffowcs Williams 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.
- [7] 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.
- [8] 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.

- [9] Crighton D G. Radiation from vortex filament motion near a half-plane[J]. Journal of Fluid Mechanics, 1972, 51(2): 357-362.
- [10] Amiet R K. Noise due to turbulent flow past a trailing edge[J]. Journal of Sound and Vibration, 1976, 47(3): 387-393.
- [11] Howe M S. Edge-source acoustic Green's function for an airfoil of arbitrary chord with application to trailing-edge noise[J]. Quarterly Journal of Mechanics and Applied Mathematics, 2001, 54(1): 139-155.
- [12] Roger M, Moreau S. Broadband self-noise from loaded fan blades[J]. AIAA Journal, 2004, 42(3): 536-544.
- [13] Amiet R K. Acoustic radiation from an airfoil in a turbulent stream[J]. Journal of Sound and Vibration, 1975, 41(4): 407-420.
- [14] Fink M R. Noise component method for airframe noise[J]. Journal of Aircraft, 1979, 16(10): 655-659.
- [15] Glegg S A L, Baxter S M, Glendenning A G. The prediction of broadband noise from wind turbines[J]. Journal of Sound Vibration, 1986, 118(2): 217-239.
- [16] WANG Meng, Parviz M. Computation of trailing-edge flow and noise using large-eddy simulation[J]. AIAA Journal, 2000, 38(12): 2201-2209.
- [17] 邱昇, 宋文滨, 刘洪. 超临界翼型尾缘噪声影响因素研究[J]. 航空计算技术, 2012, 42(2): 52-59.
- QIU Sheng, SONG Wenbin, LIU Hong. Research on influencing factors of a supercritical airfoil trailing edge noise[J]. Aeronautical Computing Technique, 2012, 42(2): 52-59. (in Chinese)
- [18] Ffowcs Williams J E, Hawkins D L. Sound generated by turbulence and surfaces in arbitrary motion[J]. Philosophical Transactions of the Royal Society, 1969, 264(1151): 321-342.
- [19] 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.
- [20] Kamruzzaman M, Lutz T, Herrig A, et al. RANS based prediction of airfoil trailing edge far field noise: impact of isotropic and anisotropic turbulence [R]. AIAA 2008-2867, 2008.
- [21] Albarracin C A, Doolan C J, Jones R F, et al. A RANS-based statistical noise model for trailing edge noise[R]. AIAA 2012-2181, 2012.
- [22] BAI Baohong, LI Xiaodong, GUO Yueping, et al. Prediction of slat broadband noise with RANS results[R]. AIAA 2015-2671, 2015.
- [23] Tam C K W, Auriault L. Mean flow refraction effects on sound radiated from localized sources in a jet[J]. Journal of Fluid Mechanics, 1998, 370: 149-174.
- [24] Guidati G, Ostertag J, Wagner S. Prediction and reduction

of wind turbine noise an overview of research activities in Europe[R]. AIAA 2000-0042,2000.

[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.

[28] Iob A, Arina R, Batten P, et al. Generating trailing-edge noise predictions using synthetic turbulence [R]. AIAA 2014-2764,2014.

(编辑:秦理曼)