

机翼后缘噪声预测研究

游亚飞 宋文萍[†] 郝海兵

(西北工业大学航空学院 翼型叶栅空气动力学国防科技重点实验室 西安 710072)

摘要 机翼后缘噪声是飞机重要的机体噪声源之一。本文基于 CFD(Computational Fluid Dynamic) 数值模拟和 Ffcows Williams-Hall 理论, 研究应用了一种预测干净机翼后缘气动噪声的方法。采用 Menter's SST $\kappa - \omega$ 湍流模型对翼型和机翼进行 N-S 方程数值模拟得到后缘附近的湍流特征速度和特征长度, 再利用 Serhat Hosder 的预估方法计算后缘噪声强度级。本文首先计算了 NACA0012 翼型在 7 种不同状态的后缘噪声, 计算结果与实验值比较, 符合很好, 从而证明了本文采用的方法的可行性和正确性; 然后研究了两个亚音速翼型 (NACA 0009, NACA 0012), 两个超临界翼型 (SC(2)-0710, SC(2)-0714), EET 机翼的不同参数对后缘噪声强度级的影响, 得出了对降低后缘噪声有参考意义的结论。

关键词 后缘噪声强度级, Ffcows Williams-Hall 理论, 湍流特征速度, 湍流特征长度

Prediction of trailing edge noise of a clean wing

YOU Ya-Fei SONG Wen-Ping HAO Hai-Bing

(National Key Laboratory of Aerodynamic Design and Research, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072)

Abstract Trailing edge noise of a clean wing is one of the important airframe noise sources. This paper includes a theoretical trailing edge noise prediction and utilizes RANS code with Menter's SST $\kappa - \omega$ turbulence model to obtain the characteristic velocity and length scales. The characteristic velocity and length scales obtained from the CFD (Computational Fluid Dynamic) results are used in the noise model. The acoustic results are compared with experimental data and the results of Ref.[5], and show reasonable good agreements. The effect of the wing geometry, airfoil trailig edge shape and the lift coefficient on the trailing edge noise are investigated.

Key words Trailing edge noise intensity level, Ffcows Williams-Hall theory, Characteristic velocity scale of turbulence, Characteristic length scale of turbulence

2006-11-14 收稿; 2007-01-22 定稿

作者简介: 游亚飞 (1980-), 女, 西北工业大学航空学院博士研究生, 主要从事计算航空声学, 计算流体力学方面的研究。

宋文萍 (1964-), 女, 西北工业大学航空学院教授, 博士生导师。

郝海兵 (1979-), 男, 西北工业大学航空学院博士研究生。

[†] 通讯联系人 E-mail: wpsong@nwpu.edu.cn

1 引言

飞机噪声主要包括发动机噪声, 机体噪声, 发动机和机体的干扰噪声。经过近 20 多年对航空发动机噪声的深入研究, 飞机发动机的噪声辐射已经得到了显著的降低。可以预见, 机体噪声将成为未来飞机设计和发展过程中的重要障碍。因此, 90 年代以来, 国际航空界越来越重视飞机机体噪声的研究工作^[1]。

机体噪声是气流流过机身引起的气流压力扰动产生的, 它的主要发声部件包括起落架, 后缘襟翼, 前缘缝翼, 干净机翼和尾翼。本文主要研究干净机翼产生的噪声。而后缘噪声是干净机翼产生的主要噪声源。后缘噪声源于边界层内的湍流涡经过机翼或襟翼后缘所产生的能量的散射。大多数预测后缘噪声的方法都是基于 Lightill 声类比法^[2]。Ffowcs Williams 和 Hall^[3] 是首先研究湍流流过零厚度, 零攻角半无限长平板的噪声辐射问题的科学家。他们仍然是以 Lightill 声类比方法^[2] 为理论基础, 得出了远场噪声强度与湍流特征速度是五次方的关系^[3]。Brooks et al.^[4] 利用 NACA0012 翼型在不同弦长, 不同速度, 不同攻角的情况下得出的实验结果, 发展了半经验的噪声预估方法。本文以 Ffowcs Williams 和 Hall 理论^[3] 为出发点, 采用文献^[5] 中提到的方法预估后缘噪声, 获得了干净机翼的不同设计参数如升力系数和几何形状对后缘噪声的影响。

2 噪声预估方法的基本原理

根据 Goldstein^[6] 和 Lilley^[7,8] 的方法, 机翼表面后缘处每单位体积声源引起的远场噪声强度公式可近似地表示为:

$$I \approx \frac{\rho_\infty}{2\pi^3 a_\infty^2} \omega_0 u_0^4 \cos^3 \beta \frac{D(\theta, \psi)}{H^2} \quad (1)$$

其中 ρ_∞ 是自由来流密度, a_∞ 是自由来流声速, ω_0 是特征声源频率, u_0 是湍流特征速度, H 是噪声源与观察者或地面的距离, β 是

后缘后掠角。Ffowcs-William 和 Hall 给出指向性公式为:

$$D(\theta, \psi) = 2 \sin^2 \left(\frac{\theta}{2} \right) \sin \psi \quad (2)$$

其中 θ 为极指向角, ψ 为方位指向角, 如图 1 所示。

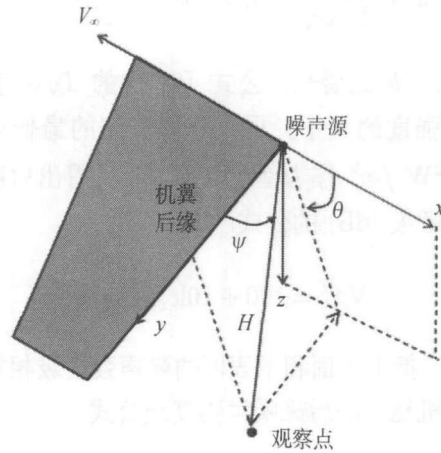


图 1 后缘后掠角 β 为 0° 时, 噪声强度的指向性

Lilley^[7] 指出当飞机过顶飞行时, 极指向角为 90° , 使得指向性等于 1。又因为在大多数常规机翼中后掠角的作用非常小, 所以 $\cos^3 \beta$ 也可以简化为 1。本文主要关心的是常规飞机在低马赫数下 (马赫数在 0.2 到 0.3 之间) 的气动噪声问题, 所以不考虑声源对流产生的 Doppler 效应。

根据湍流 Strouhal 关系, 即湍流特征长度 l_0 与特征声源频率 ω_0 的关系:

$$\frac{\omega_0 l_0}{u_0} \approx \text{const} \quad (3)$$

公式 (1) 可改写为

$$I \approx \frac{\rho_\infty}{2\pi^3 a_\infty^2} l_0^{-1} u_0^5 \cos^3 \beta \frac{D(\theta, \psi)}{H^2} \quad (4)$$

对于三维机翼的后缘噪声预估, 必须考虑湍流特征长度, 特征速度, 后缘后掠角, 指向角, 声源与观察者的距离等沿展向变化的情况 ($u_0 = u_0(y)$, $l_0 = l_0(y)$, $\beta = \beta(y)$, $\psi = \psi(y)$,

$\theta = \theta(y), H = H(y)$ 。后缘处单位翼展对应的声源计算体积为:

$$dV = l_0^2 dy \quad (5)$$

对公式(4)应用公式(5)沿展向积分,得到后缘噪声强度公式:

$$I_{NM} \approx \frac{\rho_\infty}{2\pi^3 a_\infty^2} \int_0^b l_0 u_0^5 \cos^3 \beta \frac{D(\theta, \Psi)}{H^2} dy \quad (6)$$

其中, b 是展长。公式(6)中的 I_{NM} 表示噪声强度的大小。用人耳能听到的最低声强 10^{-12}W/m^2 作为基准声强^[5], 可得出后缘噪声强度级(dB)的公式:

$$NM = 120 + 10 \log(I_{NM}) \quad (7)$$

最后, 把上表面和下表面的噪声强度级相加, 得到机翼总的后缘噪声强度级公式:

$$NM = 10 \log \left(10^{\frac{NM_{upper}}{10}} + 10^{\frac{NM_{lower}}{10}} \right) \quad (8)$$

后缘噪声强度公式(6)中, 湍流特征速度是根据机翼后缘沿展向位置处湍动能(TKE)最大值得出^[5]:

$$u_0(y) = \max \left[\sqrt{TKE(Z)} \right] \quad (9)$$

其中 Z 是机翼表面法向量。湍流特征长度:

$$l_0(y) = \frac{\max \left[\sqrt{TKE(Z)} \right]}{\omega} \quad (10)$$

其中 ω 是最大湍动能处的湍流频率。本文采用 Menter's SST $\kappa - \omega$ 湍流模型对机翼进行 N-S 方程数值模拟得出湍动能和湍流频率^[5]。

3 流场计算方法

3.1 控制方程

本文采用定常的雷诺平均 N-S 方程作为控制方程^[9]。

$$\text{连续方程: } \frac{\partial \bar{\rho}}{\partial t} + \frac{\partial (\bar{\rho} \bar{u}_i)}{\partial x_i} = 0 \quad (11)$$

$$\text{动量方程: } \frac{\partial \bar{\rho} \bar{u}_i}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j} (\bar{\rho} \bar{u}_i \bar{u}_j + \bar{p} \delta_{ij}) =$$

$$\frac{\partial}{\partial x_j} (\bar{\tau}_{ij} + \bar{\tau}_{ij}^{\prime\prime}) - \frac{\partial}{\partial x_j} (\bar{\rho} u_i^{\prime\prime} u_j^{\prime\prime}) \quad (12)$$

$$\text{能量方程: } \frac{\partial \bar{\rho} \bar{e}_0}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_i} (\bar{\rho} \bar{e}_0 \bar{u}_i + \bar{p} \bar{u}_i + \bar{\rho} e_0^{\prime\prime} u_i^{\prime\prime}) = \frac{\partial}{\partial x_i} (\bar{\tau}_{ij} u_j) - \frac{\partial \bar{q}_i}{\partial x_i} \quad (13)$$

$$\text{其中 } \bar{e}_0 = \bar{C}_v \bar{T} + \frac{1}{2} \bar{u}_i \bar{u}_i + \frac{1}{2} \frac{\bar{\rho} u_i^{\prime\prime} u_j^{\prime\prime}}{\bar{\rho}} \quad (14)$$

$$\bar{p} = \bar{\rho} R \bar{T} \quad (15)$$

上标“~”、“-”、“ $\prime\prime$ ”分别表示时间平均、质量加权平均、相对于质量加权平均量的脉动量。 δ_{ij} 为 Kronecker 张量, e_0 为总能, C_v 为定容比热, R 为气体常数, τ_{ij} 为粘性剪切应力, q_i 为热流矢量分量, $-\bar{\rho} u_i^{\prime\prime} u_j^{\prime\prime}$ 为雷诺应力。Boussinesq 的涡粘性假设中定义雷诺应力为:

$$-\bar{\rho} u_i^{\prime\prime} u_j^{\prime\prime} =$$

$$\mu_t \left(\frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j} + \frac{\partial \bar{u}_j}{\partial x_i} - \frac{2}{3} \delta_{ij} \frac{\partial \bar{u}_k}{\partial x_k} \right) - \frac{2}{3} \delta_{ij} \bar{\rho} k$$

其中, μ_t 为涡粘性系数, k 为湍动能。

$$k = \frac{1}{2} \frac{\bar{\rho} u_i^{\prime\prime} u_j^{\prime\prime}}{\bar{\rho}} \quad (17)$$

3.2 数值求解方法

本文使用文献[9]所述的方法, 基于三维结构化网格的雷诺平均 N-S 方程求解器^[5]。以有限体积法构造空间半离散格式, 无粘项采用 Roe 平均迎风通量差分分裂格式离散, 粘性项采用中心差分格式离散。时间推进运用隐式近似因子分解方法推进到定常状态得到流场的定常解。湍流模型采用 Menter's SST $\kappa - \omega$ 模型封闭 RANS 方程。

4 计算方法的验证

为了验证计算方法的正确性, 本文使用了七个算例。这七个算例的计算状态, 如表 1 所

示, 与 Brooks et al.^[4] 对 NACA 0012 翼型作的后缘噪声实验的状态一致. 计算中, NACA0012 翼型的弦长 $c=0.3048\text{m}$, 测量点与机翼后缘声源距离 $H=1.22\text{m}$, 指向角 $\theta = 90^\circ$, $\psi = 90^\circ$, 后缘后掠角 $\beta = 0^\circ$ 本文和参考文献 [5] 都用到了

下式计算 NM_{si} :

$$NM_{si} = 10^{[0.1(NM_i - NM_1)]} \quad (18)$$

本文计算结果与参考文献 [5] 和实验值进行了比较, 符合较好, 如图 2 所示.

表 1 算例计算状态 (Re_c 为基于弦长的雷诺数)

算例	1	2	3	4	5	6	7
攻角 $\alpha(\text{deg})$	0.0	0.0	2.0	1.5	0.0	2.0	1.5
速度 $v_\infty(\text{m/s})$	71.3	31.7	31.7	39.6	55.5	71.3	71.3
$Re_c \times 10^{-6}$	1.497	0.665	0.499	0.831	1.164	1.122	1.497

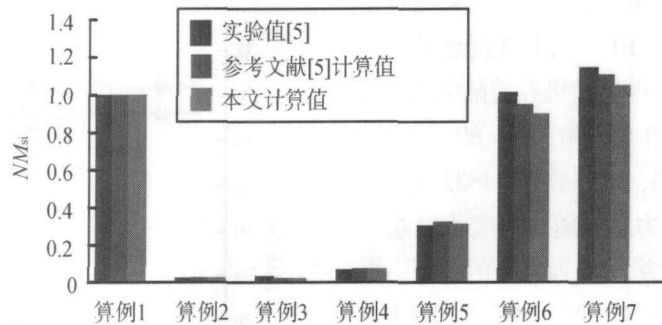


图 2 本文计算值、参考文献 [5] 计算值、实验值的比较

5 后缘噪声影响因素研究

本文对两个亚音速翼型 (NACA 0009, NACA 0012), 两个超临界翼型 (SC(2)-0710, SC(2)-0714) 和 NASA EET 机翼 (Energy-Efficient Transport Wing) 进行了后缘噪声计算. 分析了翼型或机翼几何形状, 翼型后缘形状, 翼型或机翼升力系数对后缘噪声强度级的影响.

5.1 翼型几何形状, 升力系数对后缘噪声强度级的影响

5.1.1 亚音速翼型

算例 1 NACA 0012 翼型, 弦长 $c = 0.3048\text{m}$, $C_l = 1.047$; 算例 2 NACA 0012 翼型, 弦长 $c = 0.3741\text{m}$, $C_l = 0.853$; 算例 3 NACA 0009 翼型, 弦长 $c = 0.3741\text{m}$, $C_l = 0.866$. 三个算例保持升力基本相同, 即 $c \cdot C_l \cdot \frac{1}{2} \rho v^2 \approx \text{常数}$. 计算

状态为: 自由来流速度 $v_\infty = 71.3\text{m/s}$, 来流马赫数 $Ma = 0.2$, 算例 1 中 $Re_c = 1.497 \times 10^6$, 算例 2 和算例 3 中 $Re_c = 1.837 \times 10^6$. 观察点与机翼后缘声源距离 $H = 1.22\text{m}$, 指向角 $\theta = 90^\circ$, $\psi = 90^\circ$. 图 3 为 NACA 0012 和 NACA 0009 翼型后缘噪声强度级的比较.

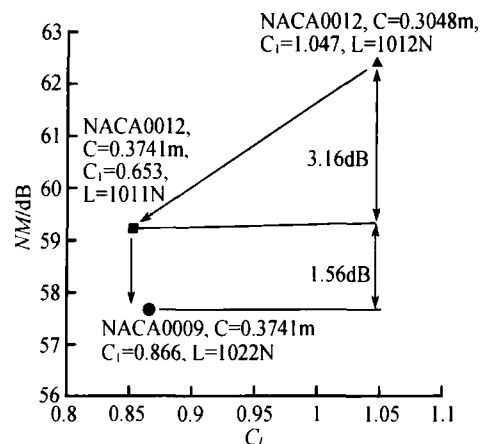


图 3 后缘噪声强度级的比较

由图 3 可知：(1) 保持升力不变的情况下，升力系数从算例 1 的 1.047 变到算例 2 的 0.853，弦长从 0.3048m 变到 0.3741m，后缘噪声强度级降低 3.16 dB；(2) 保持升力不变的情况下，算例 2 和算例 3 的升力系数基本不变，但是从 0012 翼型变到 0009 翼型，厚度减少，后缘噪声强度级降低 1.56dB。

5.1.2 超临界翼型

本文还进一步研究了在真实飞行条件下，升力系数和厚度对超临界翼型 (SC(2)-0710, SC(2)-0714 翼型) 后缘噪声强度级的影响。计算状态为：自由来流速度 $v_\infty=68\text{m/s}$ ，来流马赫数 $Ma=0.2$ ， $Re_c=44\times 10^6$ 。这非常接近平均气动弦长 $c=9.54\text{m}$ 的常规运输机在着陆前 120 m 高空处的状态。指向角 $\theta=90^\circ$ ， $\psi=90^\circ$ 。CFD 计算中使用 C-H 网格，网格数为 24832 个。图 4 为超临界翼型的升力系数随迎角变化曲线。图 5 为升力系数和后缘噪声强度级的关系。图 6 为 $C_l=0.562$ ， $C_l=1.859$ 时，SC(2)-0714 翼型上表面湍动能的曲线图，图 7 为 $C_l=0.562$ ， $C_l=1.859$ 时，SC(2)-0714 翼型上表面湍流特征长度的曲线图。

图 4 表明 SC(2)-0710 翼型比 SC(2)-0714 翼型升力系数小。图 5 表明升力系数较小时，后缘噪声强度级变化较小；而升力系数达到一定值后，后缘噪声强度级明显变大。这是因为沿展向位置处最大湍动能和特征速度都有很大增加的缘故。图 5 还表明厚度对后缘噪声的影响。在较低升力系数时，厚翼型比薄翼型后缘噪声强度级大。当升力系数 $C_l=0.6$ 时，SC(2)-0714 翼型比 SC(2)-0710 翼型噪声强度级大 2.5dB 左右。当升力系数 $C_l > 1.3$ 时，薄翼型比厚翼型后缘噪声强度级大。这说明在高升力系数时，减少厚度会增加后缘噪声强度级。图 6，图 7 表明当升力系数大时， TKE_{max} ， l_0 都有明显变化，从而引起后缘噪声强度级增大。在高升力系数下尤其是接近分离时，后缘上表面的逆压梯度会引起湍流边界层厚度增加，湍流波动加大。

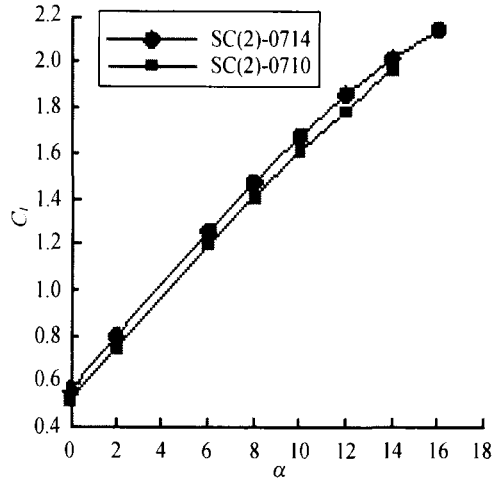


图 4 翼型升力系数随迎角变化曲线

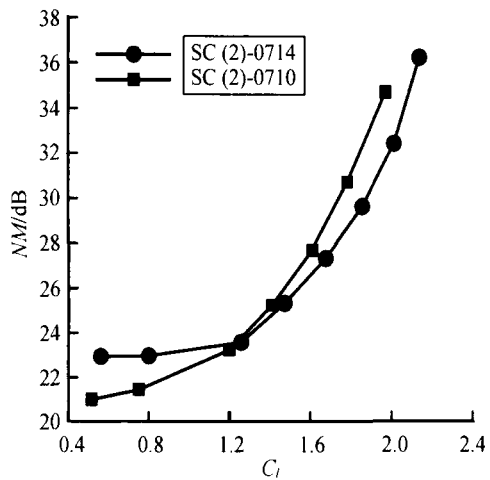


图 5 噪声强度级随翼型升力系数变化曲线

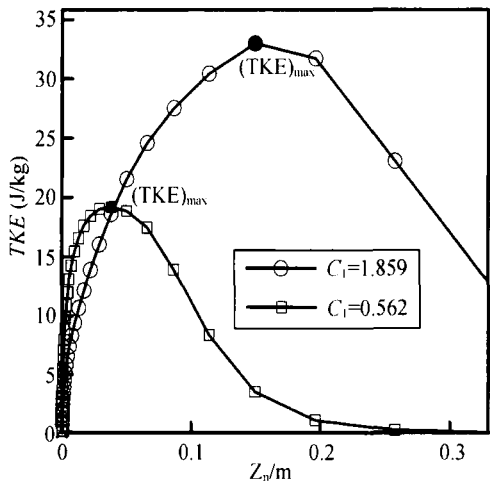


图 6 SC(2)-0714 翼型上表面湍动能的曲线图， z_n 是距翼型表面的法线距离

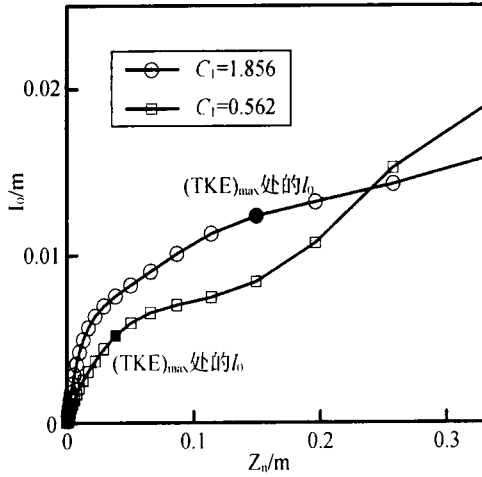


图 7 SC(2)-0714 翼型上表面湍流特征长度的曲线图, z_n 是距翼型表面的法线距离

5.2 后缘形状对后缘噪声强度级的影响

后缘噪声还可能受到以下两个因素影响:

(1) 后缘的几何形状; (2) 后缘附近流场 (当然这也是因为后缘形状的不同)^[10]。为了评估这些影响, 本文使用 SC(2)-0714 翼型三种后缘形状计算后缘噪声强度级。计算状态为: 自由来流速度 $v_\infty = 68 \text{ m/s}$, 来流马赫数 $Ma=0.2$, $Re_c=44 \times 10^6$ 。翼型的弦长 $c=9.54\text{m}$, 观察点与机翼后缘声源距离 $H = 120\text{m}$, 指向角 $\theta = 90^\circ, \psi = 90^\circ$ 。圆形后缘采用 O 形网格, 钝形后缘采用两块 C-H 网格, 尖形后缘采用单块 C-H 网格。图 8 是 SC(2)-0714 翼型不同形状后缘的网格。图 9 是攻角为 12° 时三种后缘形状上

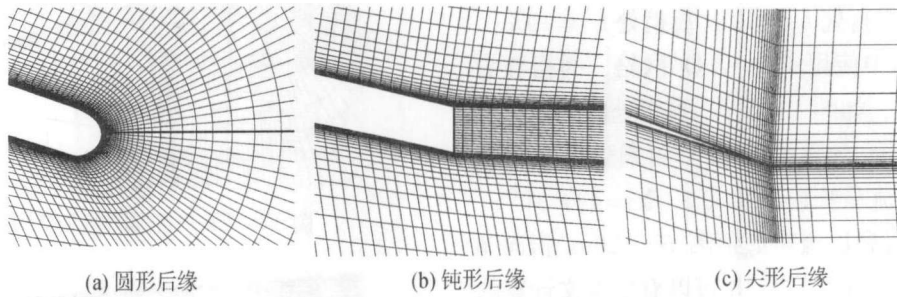


图 8 SC(2)-0714 翼型三种后缘形状的网格图

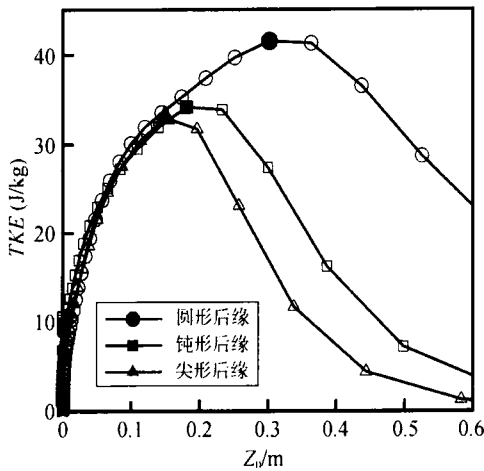


图 9 攻角为 12° 时三种后缘形状上表面湍动能曲线图

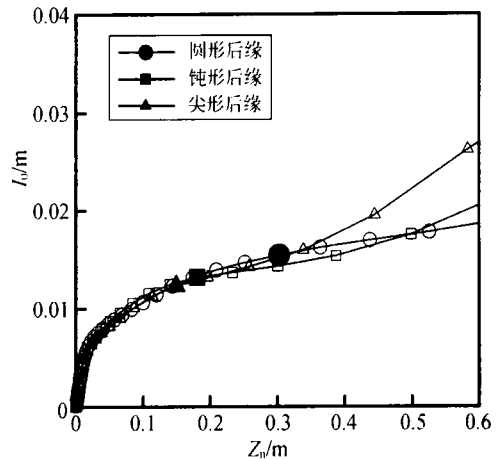


图 10 攻角为 12° 时三种后缘形状上表面湍流特征长度曲线图

表面湍动能曲线图的比较。图 10 是攻角为 12° 时三种后缘形状上表面湍流特征长度曲线图的比较。图 11 为三种后缘形状后缘噪声强度级的比较。图 9, 图 10 表明, 圆形后缘的最大湍动能和湍流特征长度明显比其它两种后缘形状大。这也充分说明了圆形后缘计算出的后缘噪声强度级比钝形后缘和尖形后缘高。

5.3 机翼升力系数对后缘噪声强度级的影响

本文在研究机翼升力系数对后缘噪声强度级的影响时, 使用了 NASA EET 机翼 (Energy-Efficient Transport Wing)。如图 12 所示, 模型几何参数为: 平均气动弦长 $c=9.54\text{m}$, 参考面积 $S_{ref}=511\text{m}^2$, 展长 $b=64.4\text{m}$, 展弦比为 8.16, 上反角为 5° , 四分之一弦长连线处后掠角为 30° , 机翼的外侧部分开始于 $2y/b=0.375$ 。翼根处 $t/c=14\%$, 转折处 $t/c=12\%$, 翼梢处 $t/c=10\%$ 。CFD 计算中使用单块 C-O 网格, 网格数为 1086086 个, 如图 13 所示。翼梢处的处理方法如图 14 所示。计算状态为: 自由来流速度 $v_\infty=68\text{m/s}$, 来流马赫数 $Ma=0.2$, $Re_c=44 \times 10^6$ 。观察点与机翼后缘声源距离 $H=120\text{m}$, 指向角 $\theta=90^\circ, \psi=90^\circ$ 。图 15 可以看出本文计算的后缘噪声强度级与参考文献 [5] 中得出的结果符合较好。EET 机翼在升力系数达到 0.81 之前噪声变化量较小, 而升力系数达到 0.81 后噪声变化量较大。由以上分析可以得出升力系数对后缘噪声强度级有较大的影响。

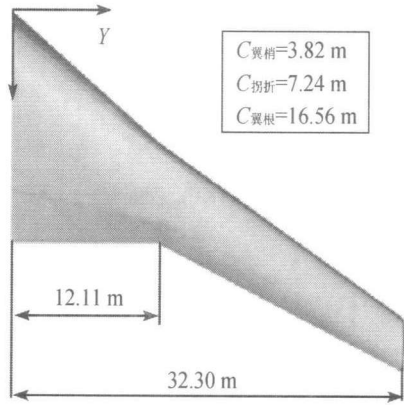


图 12 EET 机翼平面图

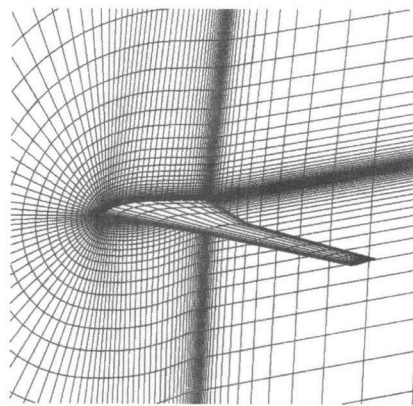


图 13 EET 机翼网格示意图

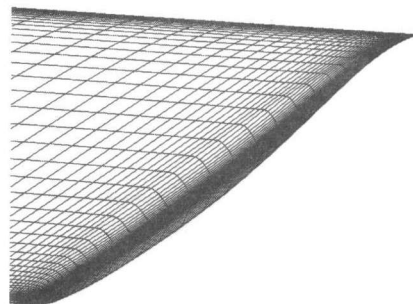


图 14 EET 机翼梢网格示意图

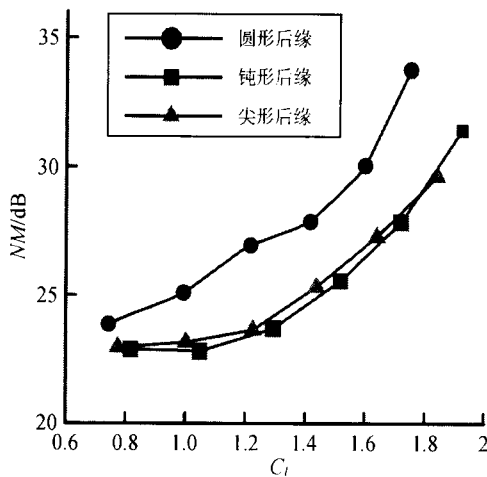


图 11 后缘噪声强度级随升力变化的曲线图

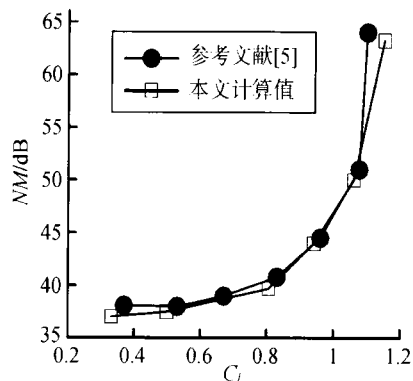


图 15 EET 机翼噪声强度级随升力变化的曲线图

6 结论

本文采用 Menter's SST $\kappa - \omega$ 湍流模型对翼型和机翼绕流进行了 N-S 方程数值模拟, 再利用数值模拟得到的湍流特征长度和特征速度计算了后缘噪声强度级。计算结果与实验值符合较好。本文通过对噪声影响因素的计算研究, 可以得出以下结果:

(1) 翼型几何形状对后缘噪声强度级有一定影响。在保持升力不变的情况下减少升力系数, 增加弦长或减少厚度可以降低后缘噪声强度级;

(2) 翼型升力系数对后缘噪声强度级有一定影响。攻角较小时, 厚翼型比薄翼型噪声强度级大; 攻角较大时, 薄翼型比厚翼型噪声强度级大;

(3) 翼型后缘形状对后缘噪声强度级有一定的影响。圆形后缘比尖形和钝形后缘产生的后缘噪声强度级大;

(4) 机翼升力系数对后缘噪声强度级有一定影响。后缘噪声强度级在升力系数较小时, 变化较小; 而升力系数达到一定值后, 后缘噪声强度级会有一个较大的变化。

参 考 文 献

- [1] 乔渭阳, 唐狄毅. 基于麦克风阵列测量的机翼脱落涡噪声研究. Ulf Michel. 西北工业大学学报, 2001, 19(2): 200-204.
- [2] 唐狄毅, 李文兰, 乔渭阳. 飞机噪声基础. 西安: 西北工业大学出版社, 1995. 43-46.
- [3] Ffowcs Williams, J.E. and Hall, L.H. Aerodynamic Sound General Theory. Journal of Fluid Mechanics, 1970, 40(4): 657-670.
- [4] Brooks, T.F., Poee, S.D., and Marcolini, M.A. Airfoil Self-Noise and Prediction. NASA Reference Publication 1218, NASA Langley Research Center, 1989.
- [5] Serhat Hosder. Airframe noise modeling appropriate for multidisciplinary design and optimization. AIAA Paper, 2004-6982, 2004.
- [6] Goldstein, M. E. Aeroacoustics. McGraw-Hill Book Company, New York, 1976.
- [7] Lilley, G.M. The prediction of Airframe Noise and Comparison with Experiment. Journal of Sound and Vibration, 2001, 239(4): 849-859.
- [8] Lilley, G.M. A Study of the Silent Flight of the Owl. AIAA Paper 1998-2340, 1998.
- [9] Krist, S.L., Biedron, R.T. and Rumsey, C.L., CFL3D User's Manual (Version 5.0), NASA/TM-1998-208444.
- [10] Markus Lummer, Jan W. Delfs and Thomas Lauke. Simulation of the influence of trailing edge shape on airfoil sound generation. AIAA Paper 2003-3109, 2003.