



三段翼型气动噪声特性数值分析

薛丝丹 何嘉华 刘秋洪 蔡晋生

Numerical analysis of the aerodynamic noise characteristics of a three-element airfoil

XUE Sidan, HE Jiahua, LIU Qiuhong, CAI Jinsheng

引用本文:

薛丝丹, 何嘉华, 刘秋洪, 等. 三段翼型气动噪声特性数值分析[J]. 空气动力学学报, 2022, 40(6): 92–101. DOI: 10.7638/kqdlxxb-2021.0134

XUE Sidan, HE Jiahua, LIU Qiuhong, et al. Numerical analysis of the aerodynamic noise characteristics of a three-element airfoil[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2022, 40(6): 92–101. DOI: 10.7638/kqdlxxb-2021.0134

在线阅读 View online: <https://doi.org/10.7638/kqdlxxb-2021.0134>

您可能感兴趣的其他文章

Articles you may be interested in

气动声学 and 流动噪声发展综述: 致初学者

A review of aeroacoustics and flow-induced noise for beginners

空气动力学学报. 2018, 36(3): 363–371 <https://doi.org/10.7638/kqdlxxb-2017.0150>

仿生学气动噪声控制研究的历史、现状和进展

Review on aerodynamic noise reduction with bionic configuration

空气动力学学报. 2018, 36(1): 98–121 <https://doi.org/10.7638/kqdlxxb-2017.0162>

前缘带光滑霜冰的NACA0012翼型表面声学特性计算

Computation of surface acoustic characteristics of NACA0012 airfoil with smooth rime ice on the leading edge

空气动力学学报. 2019, 37(6): 1010–1017 <https://doi.org/10.7638/kqdlxxb-2018.0094>

旋翼翼型非定常动态失速特性的CFD模拟及参数分析

Simulations and parametric analyses on unsteady dynamic stall characteristics of rotor airfoil based on CFD method

空气动力学学报. 2015, 33(1): 72–81 <https://doi.org/10.7638/kqdlxxb-2013.0010>

几何外形变化对串联翼型干扰噪声的影响

Effects of geometry variations on tandem airfoil interaction noise

空气动力学学报. 2020, 38(3): 479–489 <https://doi.org/10.7638/kqdlxxb-2018.0129>

低雷诺数下吹吸气射流对NACA0012翼型气动性能的影响

The effect of blowing/suction jet on the aerodynamic performance of airfoil NACA0012 at low Reynolds number

空气动力学学报. 2020, 38(1): 58–65 <https://doi.org/10.7638/kqdlxxb-2018.0070>

地址: 四川省绵阳市二环路南段8号11信箱9分箱
电话: 0816-2463375
Email: kqdlxxb@163.com
网址: <http://kqdlxxb.xml-journal.net/>



关注微信公众号
获得更多资讯信息

文章编号: 0258-1825(2022)06-0092-10

三段翼型气动噪声特性数值分析

薛丝丹, 何嘉华, 刘秋洪*, 蔡晋生

(西北工业大学 翼型叶栅空气动力学重点实验室, 西安 710072)

摘要:采用混合计算气动声学方法对某三段翼气动噪声特性进行分析, 气动声源采用 IDDES 方法模拟, 噪声传播预估采用 Curle 方程。利用圆柱-NACA0012 翼型绕流算例对数值算法进行验证, 近场气动声源与远场气动噪声的预测结果和实验相吻合, IDDES 方法可以精细捕捉涡脱落、分离和再附着等非定常流动现象, 能为气动噪声的预测提供足够精确的声源信息; 采用 Curle 方程能够准确高效地预测远场气动噪声, 对低马赫数流动可以忽略四极子声源对远场的贡献。在此基础上, 对来流迎角 7.5° 、马赫数 0.17 和雷诺数 1.71×10^6 的某三段翼气动特性和噪声特性进行预测, 结果表明: 襟翼表面脉动压力对噪声贡献最大, 缝翼表面脉动压力对噪声贡献最小; 1000 Hz 附近的低频噪声源于襟翼尾缘剪切层流动分离和尾涡脱落; 缝翼凹腔内的涡脱落、融合和撞击主要诱发 500 Hz 以下的低频噪声; 襟翼尾涡脱落和主翼后缘下方流动分离则产生 4500 Hz 附近中频噪声。

关键词:分离涡模拟; 气动噪声; 三段翼; 声比拟; 噪声预测

中图分类号: V211.3 文献标识码: A doi: 10.7638/kqdlxxb-2021.0134

Numerical analysis of the aerodynamic noise characteristics of a three-element airfoil

XUE Sidan, HE Jiahua, LIU Qiuhong*, CAI Jinsheng

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

Abstract: A hybrid computational aeroacoustics technique was performed to investigate the aerodynamic noise characteristics of a three-element airfoil. The aerodynamic source was simulated with an improved delayed detached eddy simulation (IDDES) method and the far-field aerodynamic noise was computed by Curle's equation. The noise generated by a low Mach number flow past the rod-airfoil configuration was evaluated by the numerical approach and compared with the experimental data. The comparison shows that IDDES method can accurately describe the flow characteristics including the vortex shedding, detachment and reattachment, and provide detailed sources for the prediction of the acoustic far-field. The Curle's equation can evaluate the far-field noise accurately and efficiently. The quadrupole source can be neglected for the acoustic far-field of a low Mach number flow. Therefore, the aeroacoustics and aerodynamics characteristics of the three-element airfoil at Reynolds number of 1.71×10^6 , Mach number 0.17 and angle of attack 7.5° were analyzed. The pressure fluctuation on the surface of the flap exerts largest influence on the acoustic far-field while the slat exerts minimum. The peak values of the noise near 1000 Hz are generated by the shear layer flow separation and the vortex shedding at the trailing edge of the flap. The vortex shedding, fusion and collision in the slat cove mainly induce noise below 500 Hz. The noises near 4500 Hz are resulted from the vortex shedding at the trailing edge of the flap and the flow separation at the trailing edge of the main wing suction surface.

收稿日期: 2021-09-06; 修订日期: 2021-09-26; 录用日期: 2021-10-18; 网络出版时间: 2021-12-27

基金项目: 翼型、叶栅空气动力学重点实验室基金(JZX7Y202001SY002101-614220120030101); 航空科学基金(201914053001); 气动噪声控制重点实验室开放课题(ANCL20200303)

作者简介: 薛丝丹(2000-), 女, 本科生, 陕西渭南人, 研究方向: 气动声学. E-mail: xuesidan@mail.nwpu.edu.cn

通信作者: 刘秋洪*(1977-), 男, 博士, 副教授, 湖南株洲人, 研究方向: 空气动力学, 气动声学. E-mail: qhliu@nwpu.edu.cn

引用格式: 薛丝丹, 何嘉华, 刘秋洪, 等. 三段翼型气动噪声特性数值分析[J]. 空气动力学学报, 2022, 40(6): 92-101.

XUE S D, HE J H, LIU Q H, et al. Numerical analysis of the aerodynamic noise characteristics of a three-element airfoil[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2022, 40(6): 92-101(in Chinese). doi: 10.7638/kqdlxxb-2021.0134

Keywords: detached eddy simulation; aerodynamic noise; three-element airfoil; acoustic analogy; noise prediction

0 引言

气动噪声抑制已经成为大型客机亟待解决的一个关键技术问题。大型客机气动噪声主要是动力装置噪声和机体噪声^[1]。其中, 动力装置噪声主要来自风扇、压气机/涡轮、燃烧和喷流等, 机体噪声主要来自增升装置和起落架。随着大涵道比涡轮风扇发动机、消声短舱、锯齿喷嘴技术的应用, 动力装置噪声显著降低, 在客机噪声中所占比例日益减小。动力装置在客机着陆时处于低功率状态, 而增升装置和起落架处于开启状态, 此时机体噪声已经接近甚至超过动力装置噪声。研究增升装置气动噪声对控制客机起飞、着陆噪声, 提高客机市场竞争力都有极为重要的意义。

气动噪声数值预测方法已成为指导低噪声设计的重要工具。计算流体力学(computational fluid dynamics, CFD)和声比拟理论相结合的混合计算气动声学方法是工程应用中最受欢迎的气动噪声预测方法。其核心思想是首先采用数值方法求解 N-S 方程获得气动声源, 然后利用自由空间格林函数求解声比拟方程^[2]模拟声传播。混合计算气动声学方法对网格尺度和声学积分面的选择没有太多限制, 在预测低马赫数流动诱发的气动噪声时可忽略四极子源项的贡献^[3]。声场准确预测需要精细的声源信息。高雷诺数工程湍流的仿真可采用大涡模拟(large eddy simulation, LES)、分离涡模拟(detached-eddy simulation, DES)和雷诺平均模拟(Reynolds averaged Navier-Stokes, RANS)。LES^[4]直接数值求解大尺度湍流, 而对小尺度湍流则采用亚格子模型, 由于在壁面附近需要精细的网格分辨率, 因此计算成本高。RANS 流动模拟成本低, 但不能反映湍流的细节, 无法准确预测流动分离。DES^[5]对壁面附近的内层流动采用 RANS 模拟, 而远离壁面的外层流动由 LES 求解, 充分利用了 LES 和 RANS 的优点, 是气动声学领域中最常用的声源模拟方法。DDES(delayed detached-eddy simulation)^[6]方法可以避免边界层中 RANS 过早向 LES 切换。

李伟鹏^[7]对大型客机增升装置气动噪声的产生机理与噪声控制技术进行了综述。客机的增升装置一般具有前缘缝翼和后缘襟翼, 如 30P30N 翼型和 L1T2 翼型。众多学者采用实验测试手段^[8-10]和数值预测方法^[11-15]对这两种增升装置的气动特性和噪声

特性进行了细致研究, 结果均表明三段翼增升装置的气动噪声主要由低频窄带噪声、中频宽频噪声和高频窄带噪声组成, 其中高频窄带噪声主要来自于缝翼尾缘涡脱落, 低频噪声是缝翼剪切层 Kelvin-Helmholtz 不稳定性导致声波与剪切层之间形成反馈回路所产生^[7,12], 中频噪声的产生机理目前还没有明确的定论。其他三段翼构型的气动噪声是否也是主要由缝翼处的流动决定还需要进一步研究。

我国也将增升装置技术列入大型民机设计的重点突破领域, 对客机增升装置开展了卓有成效的设计研究工作^[15]。本文采用混合计算气动声学方法对某三段翼的气动噪声进行数值研究。气动声源模拟采用 IDDES(improved delayed detached-eddy simulation)方法, 噪声传播预估采用 Curle 方程^[16]。数值算法利用圆柱-翼型绕流算例进行验证。

1 数值方法描述

1.1 气动声源数值模拟方法

采用有限差分法求解三维可压缩非定常 N-S 方程以获取精确气动声源信息。空间离散采用六阶优化格式^[17], 时间推进采用二阶隐式 DDADI 算法^[18], 湍流模型采用基于 SA 模型的 DDES 方法。

在 SA 一方程湍流模型基础上对 DDES 方法进行改进。在 DES 方法中, RANS 和 LES 计算的切换依赖当地的长度尺度:

$$l_{DES} = \min(d_w, C_{DES}\Delta_{max}) \quad (1)$$

其中, $\Delta_{max} = \max(\Delta_x, \Delta_y, \Delta_z)$, d_w 为网格单元与壁面之间的距离, C_{DES} 为常数。DDES 方法构造一个屏蔽函数 f_d 来避免边界层中 RANS 过早向 LES 切换:

$$f_d = 1 - \tanh[(8r_d)^3] \quad (2)$$

其中 r_d 为无量纲参数。当地长度尺度重新定义为:

$$l_{DDES} = d_w - f_d \max(0, d_w - C_{DES}\Delta_{max}) \quad (3)$$

由于涡黏系数的过高估计, DES 和 DDES 一般都会推迟剪切层中自然不稳定性的发展。我们采用下述长度尺度 Δ_ω 替换 Δ_{max} :

$$\Delta_\omega = \frac{1}{|\omega|} \sqrt{\omega_x^2 \Delta_y \Delta_z + \omega_y^2 \Delta_z \Delta_x + \omega_z^2 \Delta_x \Delta_y} \quad (4)$$

其中 ω_x 、 ω_y 和 ω_z 代表当地涡量的单位分量。另一个改进是采用了如下近壁面函数分布律:

$$f_{v1} = 1 - \tanh\{[8(1 - f_d)]^3\}(1 - f_{v1}^0) \quad (5)$$

$$f_{v2} = f_{v2}^0 \tanh\{[8(1-f_d)]^3\} \quad (6)$$

$$f_\omega = 1 - \tanh\{[8(1-f_d)]^3\}(1-f_\omega^0) \quad (7)$$

在远离壁面的 LES 区域, 参数 f_{v1} 、 f_{v2} 和 f_ω 固定为 1.0、0 和 1.0。

1.2 气动噪声数值预测方法

对于低马赫数流动与固体边界相互作用诱发的气动噪声, 可忽略四极子声源对远场的贡献。当固体边界静止且刚性时, Curle 方程的积分形式在频域下可近似表示为^[3]:

$$p'(\mathbf{x}, \varphi) = \int p(\mathbf{y}, \varphi) \frac{\partial G(\mathbf{x}, \mathbf{y}, \varphi)}{\partial n(\mathbf{y})} dS(\mathbf{y}) \quad (8)$$

式中, p 和 p' 分别表示单位面积固体表面作用在流体上的力和声压, $\mathbf{x}(x_1, x_2, x_3)$ 和 $\mathbf{y}(y_1, y_2, y_3)$ 分别表示观察点和声源, φ 是角频率, $G(\mathbf{x}, \mathbf{y}, \varphi)$ 为格林函数, $\mathbf{n}$ 为固体边界的外法线方向。噪声计算过程中选择固体表面 S 为积分边界。

假设声学介质均匀运动的速度为 $(u_\infty, 0, 0)$, 声波传播速度为 c_0 , 格林函数 $G(\mathbf{x}, \mathbf{y}, \varphi)$ 可写为:

$$G(\mathbf{x}, \mathbf{y}, \varphi) = \frac{e^{\frac{ikr}{\beta}}}{4\pi\beta r} e^{\frac{-ik(x_1-y_1)u_\infty}{(\beta^2 c_0^2)}} \quad (9)$$

其中, $\beta = \sqrt{1 - \left(\frac{u_\infty}{c_0}\right)^2}$ 为常数, $k = \frac{\varphi}{c_0}$ 为波数, $r = \sqrt{\frac{(x_1-y_1)^2}{\beta^2} + (x_2-y_2)^2 + (x_3-y_3)^2}$ 。当介质均匀运动方向为 $(u_\infty, v_\infty, w_\infty)$ 时, 可通过坐标变换使其方向为 $(u_\infty, 0, 0)$ 。

2 数值方法验证

对圆柱-NACA0012 翼型绕流的气动噪声进行数值预测, 通过与实验测试结果^[19] 对比, 验证上述算法的可靠性。NACA0012 翼型弦长 $C = 100$ mm, 翼型上游 100 mm 处有一直径 $D = 0.1C$ 圆柱, 实验段翼型和圆柱的展向长度均为 $L = 3C$ 。无穷远流迎角为 0° , 速度为 $u_\infty = 72$ m/s (对应的马赫数约为 $Ma = 0.2$)。基于圆柱直径和翼型弦长的雷诺数, 分别为 $Re_d = 4.8 \times 10^4$ 和 $Re_c = 4.8 \times 10^5$ 。

气动声源的数值模拟采用三维结构化网格, 展向长度取实验长度的 $\frac{1}{10}$, 即 $0.3C$ 。先生成二维网格, 网格量约为 16 万 (如图 1 所示), 后沿展向拉伸 45 层得到三维网格, 总网格量约为 700 万。

图 2 为瞬时展向涡量的分布云图, 圆柱脱落的卡门涡街往下游移动, 撞击到翼型前缘时涡结构产生严重变形与拉伸。翼型前缘区域有涡量较强的大尺度

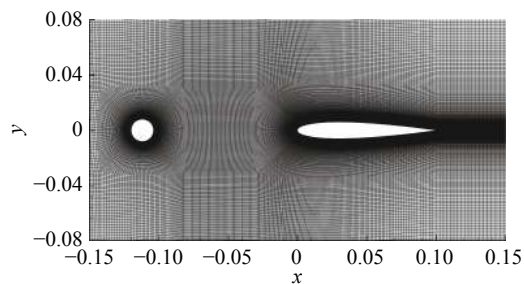


图 1 圆柱-翼型网格

Fig. 1 Configuration of Meshgrid of rod-airfoil

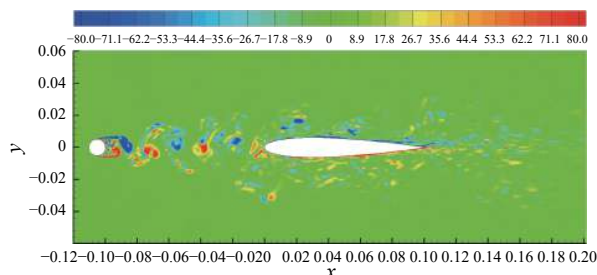


图 2 圆柱-翼型瞬时展向涡结构

Fig. 2 Snapshots of the instantaneous spanwise-vorticity structure of rod-airfoil

涡, 周围还伴随有一些小尺度湍流涡。圆柱脱落的大尺度涡系结构运动到翼型的中部时已完全破裂, 在翼型中部和后缘仅存在小尺度湍流涡。

站位 $x/C = -1.04$ 和 $x/C = 0.25$ 处的时均速度型及其与实验值的对比如图 3 所示。数值模拟结果在 $x/C = -1.04$ 站位与实验吻合良好, 在 $x/C = 0.25$ 站位的翼型表面附近则存在较小的差异。这主要是由于圆柱和 NACA0012 翼型均为对称模型, 在实验测试中, 圆柱和翼型的对称轴位置在 y 轴方向存在 2 mm 的偏差, 而数值模拟没有考虑该偏差, 导致圆柱尾涡脱落对翼型的冲击作用与实验状态存有一定差别。

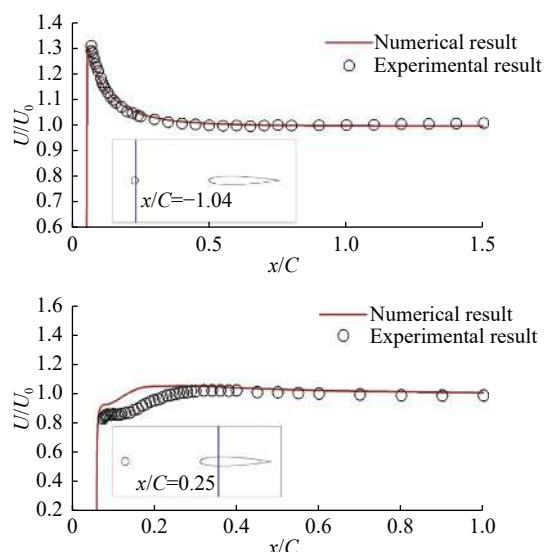


图 3 两个站位处的时均速度型

Fig. 3 Mean streamwise velocity profiles at two x-axis positions

图4为站位 $x/C = -1.04$ 和 $x/C = 0.25$ 处流向脉动速度均方根值与实验结果的对比。数值解与实验值基本一致,脉动在物面处最强烈,随着与物面间距离增加,脉动强度减小,距离增加到 $x/C = 0.4$ 后,速度脉动几乎为0。

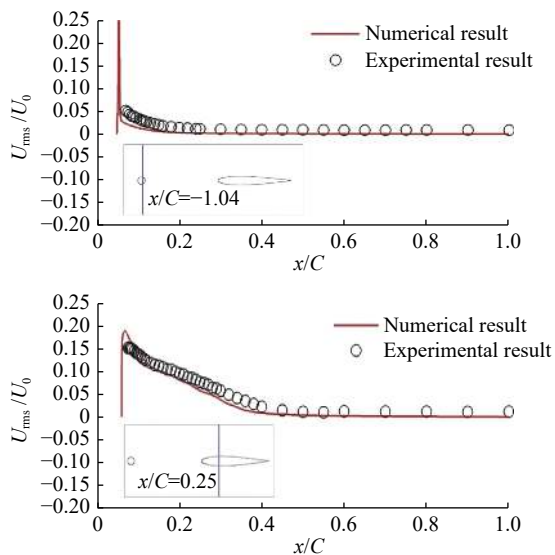


图4 流向脉动速度均方根值

Fig. 4 Root-mean-square values of the streamwise velocity fluctuation profile

为验证气动声源数值模拟的准确性,在翼型上表面选择一点,对该点的静压功率谱密度(PSD)进行分析。静压功率谱密度的大小通过如下定义衡量:

$$\text{PSD}_{\text{Level}} = 10 \lg \frac{S_{pp}}{p_{\text{ref}}^2}, \quad p_{\text{ref}} = 2 \times 10^{-5} \quad (10)$$

其中 S_{pp} 是静压的单边功率谱密度。图5是数值计算结果与实验测试值的对比图,其中无量纲频率定义为 $St = \frac{fD}{u_{\infty}}$ 。在 $St = 0.2$ 附近存在明显的峰值:数值计算得到 $St = 0.193$,对应的功率谱密度为115.95 dB/Hz;实验测试所得 $St = 0.190$,对应的功率谱密度为115.89 dB/Hz。 St 的计算相对误差约为2.1%。在 $St = 0.6$ 附近也存在一个较小的峰值,数值计算得到的无量纲频率和功率谱密度与实验值非常接近。

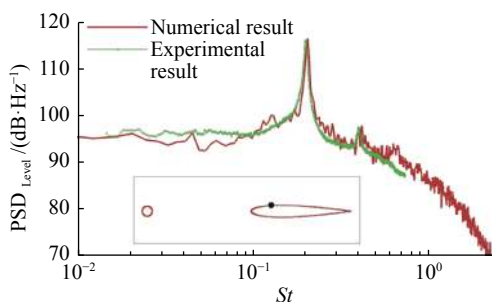


图5 翼型表面压力功率谱密度

Fig. 5 Power spectral density of surface pressure on airfoil

气动声源模拟中采用的展向长度为 $0.3C$,而噪声测试的展向长度为 $3C$,因此在声学远场的计算过程中将声源数据沿展向复制10份。选取远场观测点坐标为 $(0.5C, 18.5C, 1.5C)$,图6为观测点噪声功率谱密度与实验值的对比。数值预测的噪声功率谱密度与实验结果吻合,最高峰值91.3 dB/Hz出现在 $St = 0.198$ 处,而实验所得噪声最高峰值91.8 dB/Hz出现在 $St = 0.195$ 处。以点 $(0.5C, 0.0, 1.5C)$ 为圆心、半径为 $18.5C$ 圆上布置180个观察点,数值解取频率 $St = 0.198$,实验值取频率 $St = 0.195$,声压功率谱密度的指向性分布如图7所示,数值解与实验值趋于一致。

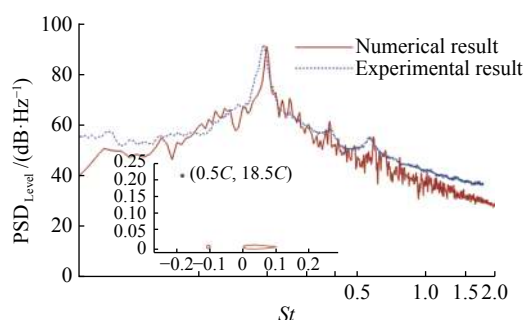


图6 观测点噪声功率谱密度预测结果

Fig. 6 PSD prediction result at a selected observer

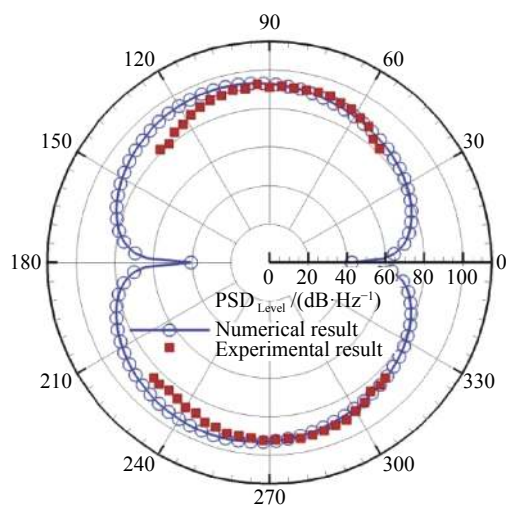


图7 声压功率谱密度指向性图

Fig. 7 Directivity of sound pressure power spectral density

3 三段翼气动噪声特性数值分析

3.1 三段翼模型与网格

高升力三段翼构型如图8所示,其参考长度为缝翼和襟翼闭合时的翼型弦长457.0 mm。缝翼偏角 39.4° ,长度为62.6 mm,是参考长度的13.7%;襟翼偏角 15.7° ,长度为152.8 mm,是参考长度的33.4%。无穷远流场参数为:马赫数0.17,温度295.56 K,迎角 7.5° ,基于参考长度的雷诺数 $Re = 1.71 \times 10^6$ 。

先生成二维网格, 网格量约为37万, 第一层网格高度为 1×10^{-3} mm, 在缝翼和襟翼处进行网格加密(如图8所示), 保证三段翼表面各处满足 $y^+ < 1$ 。沿展向拉伸50.8 mm, 并布置45层网格单元, 总网格量约为1660万。

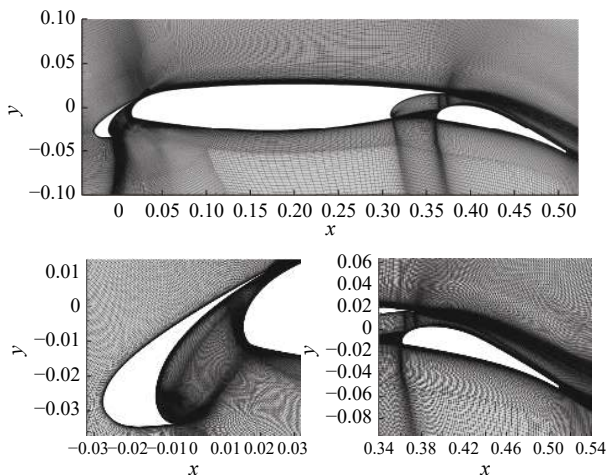


图8 高升力三段翼型网格

Fig. 8 Illustration of Meshgrid of three-element high-lift airfoil

3.2 时均流动结果

流动计算时间步长为 $\Delta t = 5.8 \times 10^{-6}$ s, 流动计算收敛后, 选取9280个时间步的流动数据进行时均流动参数统计。图9为三段翼表面时均压力系数分布图, 清晰地展示了前缘缝翼和后缘襟翼对升力的贡献。与30P30N翼型升力系数相比, 本文三段翼的缝翼上表面吸力峰值较高, 而主翼前缘上表面的吸力峰值偏低。

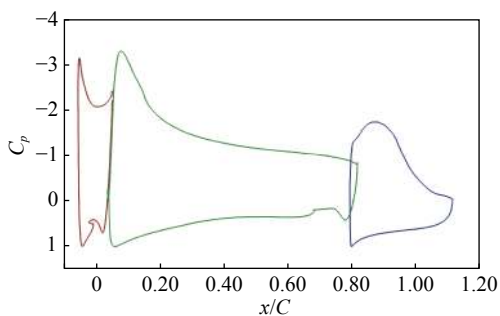


图9 三段翼表面时均压力系数分布

Fig. 9 Time-averaged pressure distribution on the airfoil surface

三段翼附近时均速度的分布如图10所示, 在前缘缝翼凹腔和主翼尾部凹槽的回流区内存在明显的低速区, 同时襟翼尾缘区域由于边界层流动的分流出现低速区, 而高速区主要集中在缝翼和主翼前缘的背风区。

湍动能(turbulence kinetic energy, TKE)在一定程度上反应了湍流脉动的强弱, 由于其表达式与

Lighthill声比拟方程右端气动源项中的应力张量项近似, 常被用于评估远场噪声的一个指标。图11给出了时均二维湍动能分布, 其定义如下:

$$TKE_{2D} = 0.5(\langle u' u' \rangle + \langle v' v' \rangle) \quad (11)$$

湍动能的分布主要位于缝翼和主翼回流区, 以及襟翼流动分离、尾迹区。此外, 由于缝翼和主翼后缘尾迹的影响, 分别在主翼和襟翼前缘的上表面出现了高端动能区域。

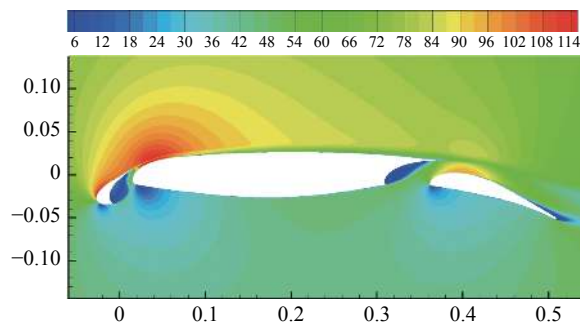
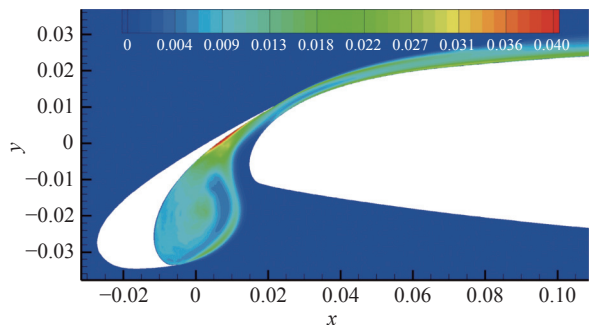
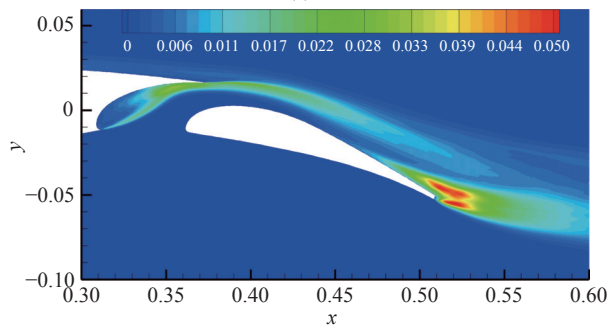


图10 三段翼时均速度分布

Fig. 10 Time-averaged velocity contour around the airfoil



(a) 缝翼处



(b) 襟翼处

图11 二维湍动能分布

Fig. 11 Resolved 2D turbulent kinetic energy contours

3.3 瞬时流动结果

图12为瞬时展向涡量在缝翼和襟翼附近的分布云图。气流经过缝翼前缘时在尖点处发生分离, 在缝翼凹腔内形成自由剪切层, 剪切层经过发展会在下游再附于缝翼靠近尾缘的下表面, 在再附区与缝翼下表面之间形成一回流区。在涡的撞击、融合和分离等因

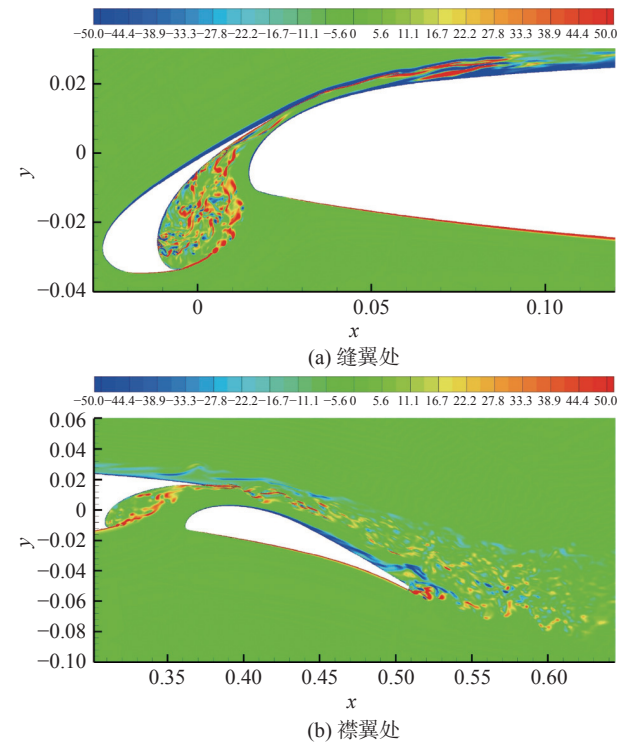


图 12 瞬时展向涡量云图

Fig. 12 Contours of instantaneous spanwise vorticity

素的共同作用下，回流区内包含不同尺度和强度的涡结构。因剪切层外部流动的影响，流动从再附区到尾缘处发生了强烈变形和扭曲。缝翼尾缘脱落的涡随高速气流运动，与缝道内流出的涡融合后撞击在主翼前缘表面。襟翼的流动特征与缝翼相似，在尾缘发生流动分离，伴随着涡的生成、混合、撞击和脱落等复杂现象。

翼型表面不同位置处的静压功率谱密度如图 13 所示。缝翼凹腔前缘形成的剪切层流动在 PS2 点附近再附着，导致 PS2 点功率谱密度高。缝翼尾缘脱落涡含较强高频(14 500 Hz 附近)能量，经发展后撞击在主翼 PM1 点区域，使得该区域压力也含强高频分量。流动经过主翼 PM2 点附近时发生分离，在凹槽内形成自由剪切层，最后再附着于主翼尾缘下表面 PM3 点区域。PM2 点形成的剪切层含强烈的高频成分，在回流区内经过分离和融合后，高频分

量的能量被削弱。流动在襟翼尾缘 PF1 点附近发生分离，其高频分量的能量比 PM2 点低。

3.4 气动噪声特性分析

翼型声学模型展向长度为 50.8 mm，在声学计算过程中将声源数据延展向复制，合计展向长度为 1 524 mm。气动噪声预测将三段翼固体表面作为积分面。在展向对称面上均匀布置 360 个观察点，半径为十倍弦长。其中三个观察点角度分别为 135°、270°和 290°，如图 14 所示。湍流数值模拟过程中共输出 24 150 个时间步数据，将这些声源数据平均分成七份，每两份数据组成一段，即每一段采用 6 900 个时间步数据，后一段与前一段数据重叠率为 50%。将每一段时域数据加 Hanning 窗后进行 FFT 变换，结果乘以恢复系数后即可得到频域声源信息，利用自由空间格林函数和频域声源信息进行积分预测远场声压。将六段声源数据得到的噪声结果利用 pwelch 算法计算功率谱密度。

将缝翼、主翼和襟翼表面压力脉动产生的噪声分别定义为缝翼噪声、主翼噪声和襟翼噪声。数值预测的噪声总声压级(OASPL)指向性分布如图 15 所示。缝翼对声场的贡献小，主翼居中，襟翼最大，这与三段翼 30P30N 的噪声特性存在明显的不一致。虽然缝翼与襟翼的噪声指向性不同，但均在垂直于各自偏角的方向上达到最大值。

图 16 为 135°、270°和 290°三个观察点处的噪声功率谱密度频谱。对 135°观察点的声场，缝翼表面压力脉动的贡献最小，主翼表面压力脉动的贡献最大。噪声主要集中在 3 000 Hz 内，最大噪声峰值出现在 1 075 Hz。而对于 270°和 290°观察点的声场，缝翼噪声贡献依旧最小，襟翼贡献最大，噪声最大峰值出现在 825 Hz，同时在中频 4 500 Hz 附近也出现了明显峰值。图 17 为 825 Hz、1 075 Hz 和 4 500 Hz 噪声功率谱密度指向性分布。可以看出，825 Hz 和 4 500 Hz 噪声主要来自于襟翼，而 1 075 Hz 噪声则是襟翼噪声和主翼噪声的综合结果。

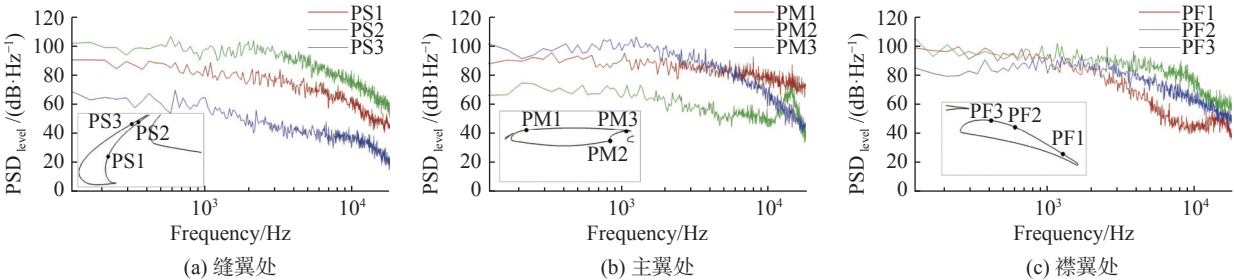


图 13 不同位置处的压力脉动谱

Fig. 13 Spectra of pressure fluctuations at various locations

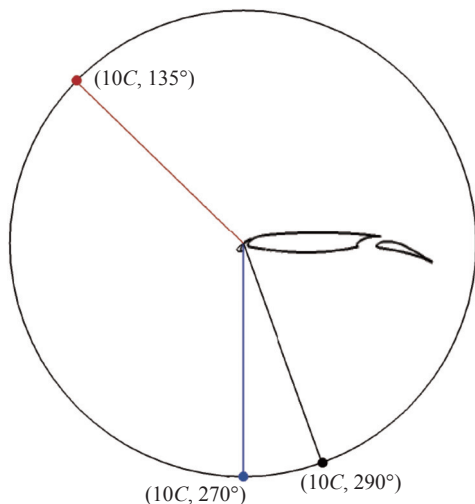


图 14 观察点示意图

Fig. 14 Schematic of the observer locations

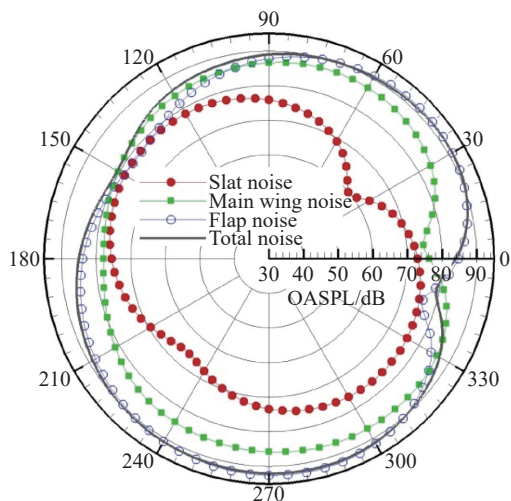


图 15 声学远场指向性分布

Fig. 15 Acoustic directivities of the far-field

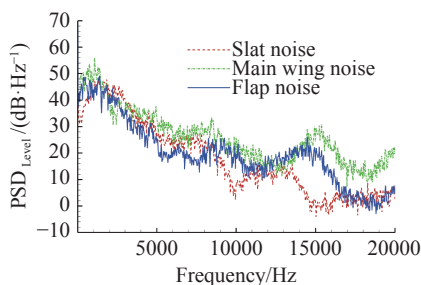
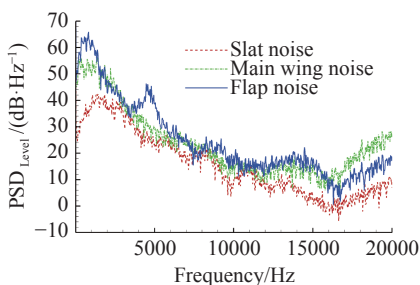
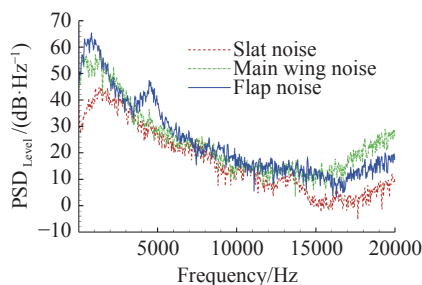
(a) $r=10C, \theta=135^\circ$ (b) $r=10C, \theta=270^\circ$ (c) $r=10C, \theta=290^\circ$

图 16 三个观察点处的噪声预测结果

Fig. 16 Noise prediction results at three observer points

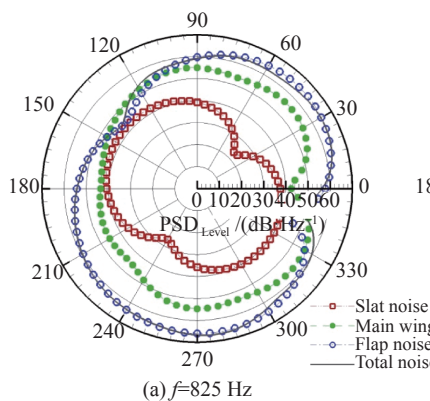
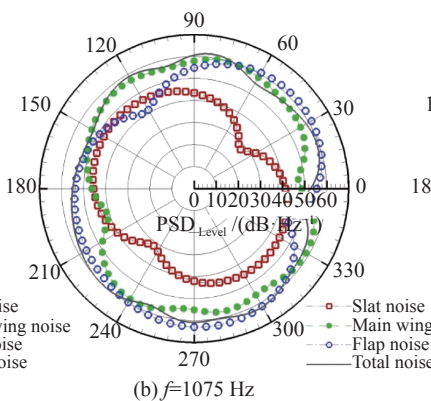
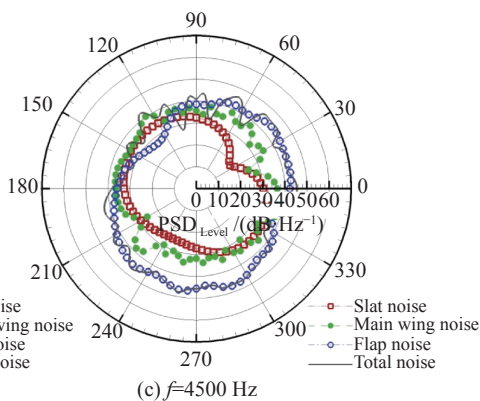
(a) $f=825 \text{ Hz}$ (b) $f=1075 \text{ Hz}$ (c) $f=4500 \text{ Hz}$

图 17 不同频率噪声指向性分布

Fig. 17 Directivity distribution of noise at different frequencies



图 18 流动 DMD 分析的子域

Fig. 18 Sub-zones for flow DMD analysis

利用瞬时流场的脉动压力,开展流动动态模态分解(DMD)研究。根据图 12,将产生涡结构的主要流动区域分解为如图 18 所示的 A~E 5 个子域。利用 4096 个时间步的脉动压力数据对这 5 个子域进行

DMD 分解。DMD 方法可直接获得单频的动态模态所对应的流场,不需再使用其他频谱分析方法获取模态的频率。

图 19 为 5 个子域的 DMD 模态频谱图。子域 D 和 E 的流动主特征模态是位于 500 Hz 以下的低频,也就是说缝翼凹腔与尾缘处的流动分离主要产生 500 Hz 以下的低频噪声。子域 A 流动主特征模态频率 836 Hz 和 1060 Hz,与观察点噪声频率 825 Hz 和 1075 Hz 相对应。子域 C 也存在与噪声频率 825 Hz 和 1075 Hz 相对应的流动特征模态频率 817 Hz 和

1056 Hz, 但能量要小很多。子域 A 的 4410 Hz 和子域 C 的 4691 Hz 流动特征模态频率对应于 4500 Hz 附近的噪声频率。子域 B 流动主特征模态频率为 10183 Hz。

DMD 模态是对非定常流动中大尺度涡结构的动

态分解, 体现了某频率下大尺度涡结构的空间分布特征。提取子域 A 中 836 Hz、1060 Hz 与 4410 Hz 对应的流动模态和子域 C 中 817 Hz、1056 Hz 与 4691 Hz 流场振荡模态, 以及子域 E 流动的 109 Hz、274 Hz 和 1379 Hz 模态, 分别如图 20、图 21 和图 22 所示。

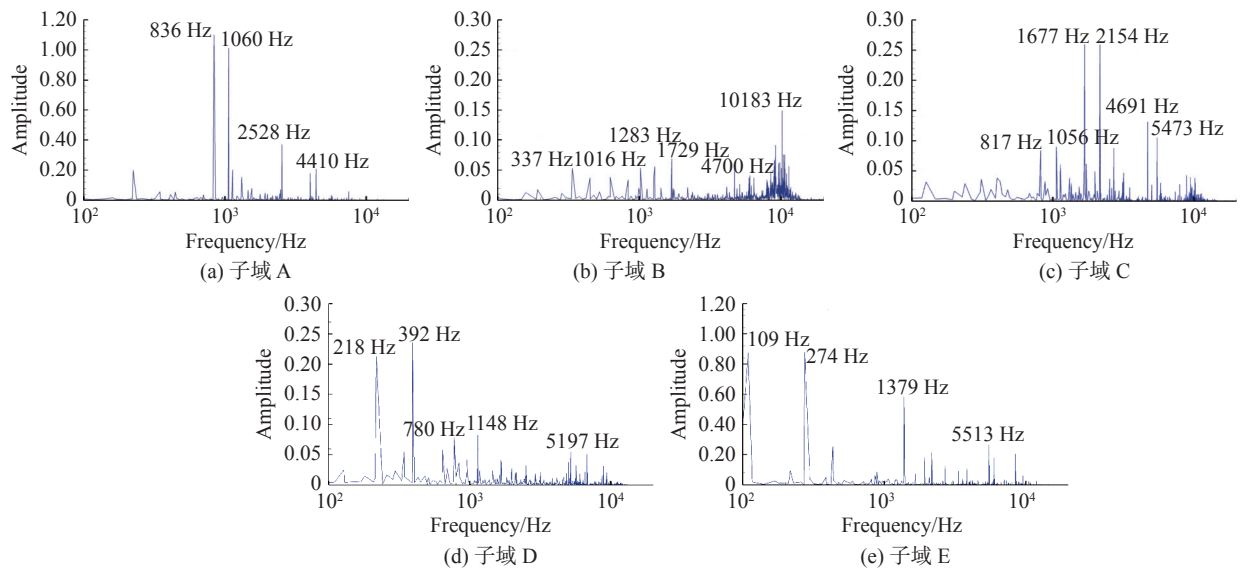


图 19 子域 DMD 模态频谱
Fig. 19 DMD mode spectrum of sub-zones

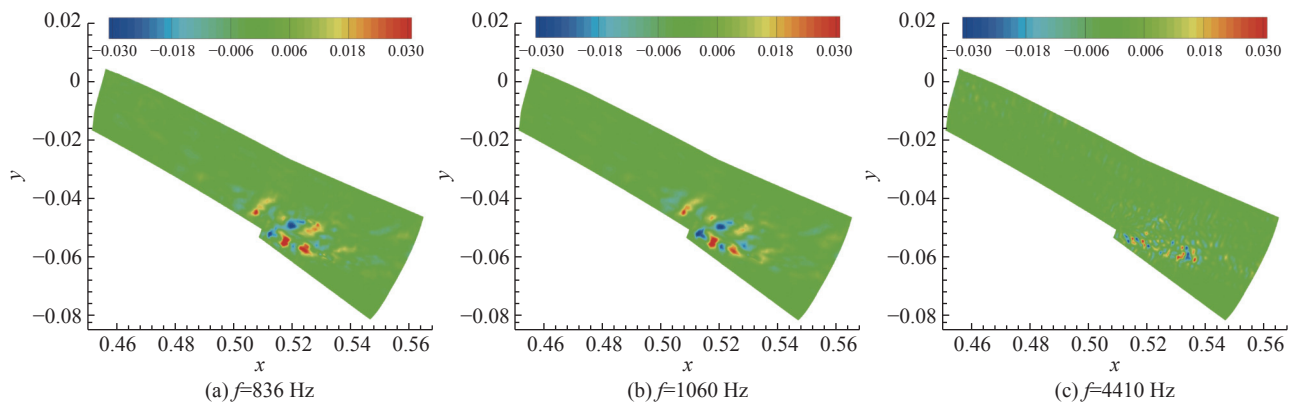


图 20 子域 A 中 836 Hz、1 060 Hz 与 4 410 Hz 对应的 DMD 模态
Fig. 20 DMD modes corresponding to 836 Hz, 1 060 Hz and 4 410 Hz in sub-zone A

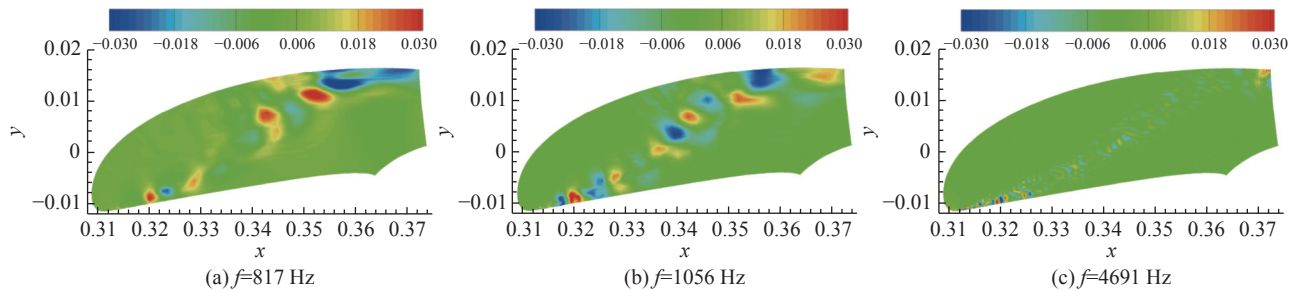


图 21 子域 C 中 817 Hz、1 056 Hz 与 4 691 Hz 对应的 DMD 模态
Fig. 21 DMD modes corresponding to 817 Hz, 1 056 Hz and 4 691 Hz in sub-zone C

对于子域 A 的流动, 襟翼尾缘的剪切层流动分离和尾涡脱落以及两者间的混合产生了 836 Hz 和 1060 Hz 的振荡模态, 4410 Hz 的流动模态则由襟翼

尾涡脱落引起。气流经过主翼后缘下方时在尖点处分离, 使得子域 C 流动产生 4691 Hz 模态, 脱落涡经融合发展后在下游再附于主翼靠近尾缘的下表面,

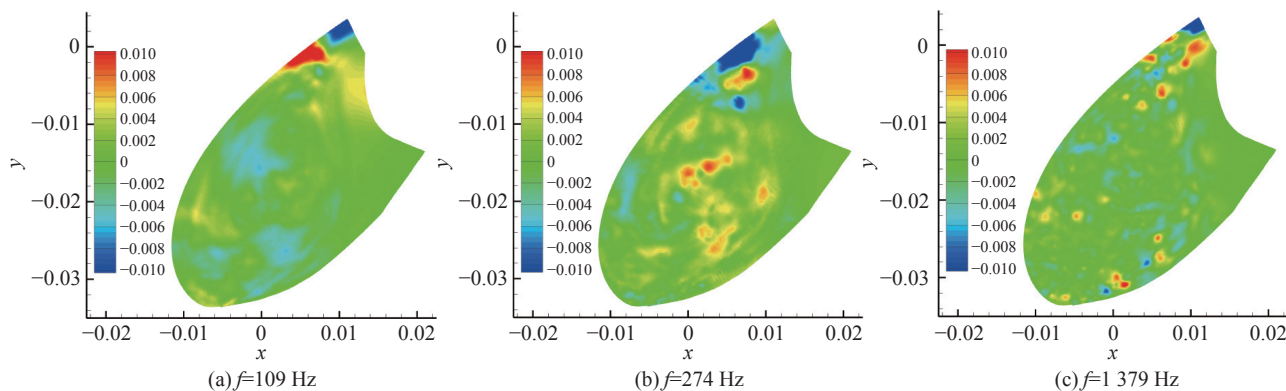


图22 子域E中109 Hz、274 Hz与1379 Hz对应的DMD模式

Fig. 22 DMD modes corresponding to 109 Hz, 274 Hz and 1379 Hz in sub-zone E

从而形成817 Hz和1056 Hz的流动模态。类似于主翼后缘凹腔内的流动,气流在缝翼前缘尖点处发生分离而在缝道内形成涡脱落、融合和撞击,使得子域E诱发109 Hz、274 Hz和1379 Hz等低频流动模态。

4 结论

采用混合计算气动声学方法对某三段翼气动噪声特性进行数值分析,气动声源的模拟采用IDDES方法,噪声传播的预估采用Curle方程。对于圆柱-NACA0012翼型绕流气动噪声算例,不同站位的时均速度、流向脉动速度均方根值、翼型表面压力功率谱密度和观测点噪声功率谱密度数值预测结果与实验结果相吻合,验证了数值方法的可靠性。

三段翼气动噪声分析结果表明:DDDES方法能精细捕捉翼型涡脱落、融合和撞击等非定常流动现象,可为远场气动噪声传播的预测提供足够精确的声源信息;与三段翼30P30N的气动噪声特性显著不同,该三段翼的襟翼表面脉动压力对远场噪声贡献最大,而缝翼表面脉动压力的贡献最小;最高峰值噪声出现在1000 Hz附近,主要由襟翼尾缘剪切层流动分离和尾涡脱落及其混合作用产生;缝翼凹腔内的涡脱落、融合和撞击等主要产生500 Hz以下的低频噪声;4500 Hz附近的中频噪声则因襟翼尾涡脱落和主翼后缘下方流动分离产生。

由于计算资源的限制,研究过程中没有对气动声源模拟的网格无关性进行研究,亦没有考虑四极子声源对远场的贡献。在后续研究中,我们将采用更精细的网格对近场声源和远场噪声进行更精确地预测,进而细致分析三段翼气动噪声的产生机理。

参考文献:

- [1] 刘沛清,李玲,邢宇,等.大型飞机增升装置气动噪声研究进展[J]. *空气动力学学报*, 2017, 35(4): 472-484.
LIU P Q, LI L, XING Y, et al. Developments of aeroacoustic investigation on high-lift device for large aircrafts[J]. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2017, 35(4): 472-484 (in Chinese).
doi: 10.7638/kqdlxxb-2017.0066
- [2] FLOWCS WILLIAMS J E, HAWKING D L. Sound generation by turbulence and surfaces in arbitrary motion[J]. *Philosophical Transactions of the Royal Society*, 1969, A264: 321-342.
- [3] 毛义军.低马赫数流动中声比拟理论的拓展及其应用研究[D].西安:西安交通大学,2010.
MAO Y J. Development of acoustic analogy for low Mach numbers flow and its applications [D]. Xi'an, Xi'an Jiaotong University, 2010 (in Chinese).
- [4] PIOMELLI U. Large-eddy simulation: achievements and challenges[J]. *Progress in Aerospace Sciences*, 1999, 35(4): 335-362.
doi: 10.1016/S0376-0421(98)00014-1
- [5] SPALART P R, JOU W H, STRELETS M, et al. Comments on the feasibility of LES for wings and on a hybrid RANS/LES approach [M]. *Proceedings of the 1st AFSOR International Conference on DNS/LES*, Greyden Press, Columbus, OH, 1997: 137-147.
- [6] SPALART P R, DECK S, SHUR M L, et al. A new version of detached-eddy simulation, resistant to ambiguous grid densities[J]. *Theoretical and Computational Fluid Dynamics*, 2006, 20(3): 181-195.
doi: 10.1007/s00162-006-0015-0
- [7] 李伟鹏.大型客机增升装置噪声机理与噪声控制综述[J]. *空气动力学学报*, 2018, 36(3): 372-384,409.
LI W P. Review of the mechanism and noise control of high-lift device noise[J]. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2018, 36(3): 372-384,409 (in Chinese).
doi: 10.7638/kqdlxxb-2017.0159
- [8] PASCIONI K, CATTAFESTA L N, CHOUDHARI M M. An experimental investigation of the 30P30N multi-element high-lift airfoil[C]// 20th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference, Atlanta, GA. Reston, Virginia: AIAA, 2014.
doi: 10.2514/6.2014-3062
- [9] BALAJI R, BRAMKAMP F, HESSE M, et al. Effect of flap and slat riggings on 2-D high-lift aerodynamics[J]. *Journal of Aircraft*, 2006, 43(5): 1259-1271.
doi: 10.2514/1.19391
- [10] LI L, LIU P Q, GUO H, et al. Aerodynamic and aeroacoustic experimental investigation of 30P30N high-lift configuration[J]. *Applied Acoustics*, 2018, 132: 43-48.
doi: 10.1016/j.apacoust.2017.11.002
- [11] FEJTEK I, FEJTEK I. Summary of code validation results for a multiple element airfoil test case[C]// 28th Fluid Dynamics Conference, Snowmass Village, CO. Reston, Virginia: AIAA, 1997

- doi: 10.2514/6.1997-1932
- [12] 卢清华, 陈宝. 基于 LES 方法的增升装置气动噪声特性分析[J]. 2016, 34(4): 448-455.
LU Q H, CHEN B. Analysis of aeroacoustics characteristics of high lift device using LES method[J]. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2016, 34(4): 448-455 (in Chinese).
- [13] ZHANG Y F, CHEN H X, WANG K, et al. Aeroacoustic prediction of a multi-element airfoil using wall-modeled large-eddy simulation[J]. *AIAA Journal*, 2017, 55 (12) : 4219-4233.
doi: 10.2514/1.J055853
- [14] TERRACOL M, MANOHA E, MURAYAMA M, et al. Aeroacoustic calculations of the 30P30N high-lift airfoil using hybrid RANS/LES methods: modeling and grid resolution effects[C]// 21st AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference, Dallas, TX. Reston, Virginia: AIAA, 2015
doi: 10.2514/6.2015-3132
- [15] 陈迎春, 李亚林, 叶军科, 等. C919飞机增升装置工程应用技术研究进展[J]. *航空工程进展*, 2010, 1 (1): 1-5.
CHEN Y C, LI Y L, YE J K, et al. Study progress about high-lift system of C919 airplane[J]. *Advances in Aeronautical Science and Engineering*, 2010, 1 (1): 1-5 (in Chinese).
doi: 10.3969/j.issn.1674-8190.2010.01.002
- [16] CURLE N. The influence of solid boundaries on aerodynamic sound[J]. *Proceedings of the Royal Society of London*, 1955, 213A, 1187: 505-514.
- [17] JIN Y, LIAO F, CAI J S, et al. Investigation on rod-airfoil noise with high-order cell-centered finite difference method and acoustic analogy[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2020, 102: 105851.
doi: 10.1016/j.ast.2020.105851
- [18] MACCORMACK R, MACCORMACK R. A new implicit algorithm for fluid flow[C]// 13th Computational Fluid Dynamics Conference, Snowmass Village, CO, USA. Reston, Virginia: AIAA, 1997.
doi: 10.2514/6.1997-2100
- [19] JACOB M C, BOUDET J, CASALINO D, et al. A rod-airfoil experiment as a benchmark for broadband noise modeling[J]. *Theoretical and Computational Fluid Dynamics*, 2005, 19 (3): 171-196.
doi: 10.1007/s00162-004-0108-6
- (本文责编: 徐燕 英文编审: 李青)