

文章编号:1674-8190(2019)03-330-10

缝翼结构参数对翼型流场和气动噪声的影响

王红建, 罗望, 张锐

(西北工业大学 航空学院, 西安 710072)

摘要: 缝翼气动噪声很大程度上依赖于其结构参数。分析其结构参数对翼型流场及其气动噪声特性的影响, 是研究缝翼噪声抑制方法的有效途径。首先, 基于典型三段翼型 30P-30N, 建立流场分析模型, 并利用雷诺平均(RANS)和大涡模拟(LES)方法, 分别对具有典型缝翼几何位置及外形特征的翼型进行稳态和瞬态流场特性分析; 其次, 利用 FW-H 声类比积分法求解远场噪声分布特性, 并研究对比不同缝翼结构参数对远场声压级强度及其指向性分布特性的影响规律; 最后, 针对不同的缝翼结构参数, 分析讨论缝翼噪声抑制与相应翼型升力变化的耦合关系。结果表明: 缝翼几何位置和结构变形参数的调整均可有效降低远场噪声辐射, 但是在攻角增大的情况下升力系数会有一定程度的降低。

关键词: 缝翼; 结构参数; 流场特性; 大涡模拟; 气动噪声

中图分类号: V224⁺.5

文献标识码: A

DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.2019.03.005

Effects of Slat Parameters on Features of Flow and Noise for an Airfoil

Wang Hongjian, Luo Wang, Zhang Rui

(School of Aeronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: Slat aerodynamic noise is largely dependent on its structure parameters (geometric position and variable outline). The analysis of the effects of these two parameters on the features of flow and aerodynamic noise for an airfoil is an effective method of developing techniques for the slat noise suppression. On the basis of three-element airfoil model 30P-30N, the flow field analysis model is established. The RANS and LES (large-eddy simulation) methods are used to analyze the steady and transient state flow field characteristics of the airfoils with typical geometric positions (overlap length, gap width and rotation angle) and morphed profiles (curved close gap of slat trailing edge respectively), which can obtain the corresponding distributions of pressure and turbulent kinetic energy of airfoil, and transient state pressure distribution of flow field. The FW-H acoustic analogy integral method is employed to solve the far-field noise distribution characteristic. The inter-relationship of various slat structure parameters with the far-field acoustic pressure level and its directional distribution features are investigated. According to various slat structure parameters, the coupling relationship between slat noise suppression and corresponding airfoil lift change is analyzed. The results show that the adjustment of slat geometry position and structural deformation parameters can effectively reduce the far-field noise radiation, but the lift coefficient can be reduced to some extent when the angle of attack is increased.

Key words: slat; structure parameter; flow field feature; LES; aerodynamic noise

收稿日期: 2018-06-15; 修回日期: 2018-08-08

基金项目: 航空科学基金(20161553014); 航空噪声与振动强度重点实验室联合资助

通信作者: 罗望, 522575941@qq.com

引用格式: 王红建, 罗望, 张锐. 缝翼结构参数对翼型流场和气动噪声的影响[J]. 航空工程进展, 2019, 10(3): 330-339.

Wang Hongjian, Luo Wang, Zhang Rui. Effects of slat parameters on features of flow and noise for an airfoil[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2019, 10(3): 330-339.

0 引言

民用航空的快速发展带来日益严重的噪声问题,引起各国航空制造企业与研究学者的关注。国际民航组织(ICAO)制定严格的噪声适航条例来限制民航飞机的噪声^[1-2]。欧洲航空研究咨询委员会(ACARE)与美国国家航空航天局(NASA)都制定相应的研究计划以降低民航飞机的噪声水平^[3-4]。我国的商用大飞机研制刚刚起步,降低飞机噪声水平不仅可以满足适航要求,而且对提高飞机竞争力有着重要作用。

飞机噪声主要由发动机与机体的噪声组成^[5-6]。前者在早期的民航飞机中占主导地位,但随着先进涡轮发动机的研制,尤其是大涵道比涡扇发动机的应用,其噪声水平已经大幅降低。因此对机体噪声水平抑制的研究逐渐变得重要起来。

研究表明^[7-9],在民航客机起飞和着陆过程中,机体噪声的主要来源为起落架和增升装置。其中,前缘缝翼噪声是增生装置噪声的主要部分^[1,10]。降低缝翼噪声对机体噪声的减小有重要意义。然而,缝翼为增升装置的一部分,对其噪声的控制可能会对增升性能带来不利影响,因此有必要对其降噪方法及其对升力的影响进行细致的分析。

缝翼噪声源主要由缝翼凹腔处复杂的湍流流动引起^[11-12],减小由缝翼凹腔处湍流流动引起的噪声势必对总体噪声的降低做出重要贡献。为实现这一目标,国内外学者均进行一系列的研究,主要思想为通过主/被动技术来减弱或消除凹腔处回流以及涡流与再附着位置的碰撞。主动技术主要是通过吸/吹气及等离子体控制等方法来降低噪声源强度。如在缝翼压力面上布置吸气槽来抽出缝翼凹腔的回流气泡,以减弱凹腔内的湍流强度^[13-14],进而降低远场噪声辐射;在缝翼尾缘吸力面向外喷气,可对大于2 kHz的噪声有一定的削弱^[15-16];在靠近缝翼尖端(Cusp)的吸力面施加等离子体控制,可削弱窄带噪声^[17]等。被动技术主要采用封闭、填充(Slat Sove Filler,简称 SCF)及铺设声衬材料等方法来减小甚至消除噪声源:如封闭缝道可以消除凹腔流动,从而显著降低缝翼宽频噪声^[18];采用 SCF 改变不连续缝翼尖点处的外形^[19-24],使剪切层在尖点处受到抑制,凹腔处的涡

流得到削弱,从而有效降低宽频噪声^[25-29];在缝翼凹腔及主翼前缘铺设声衬材料^[20],可保持原气动外形的前提下削弱缝翼噪声等。

C. C. Pagani 等^[21]及 M. Herr 等^[22]通过实验及仿真手段分别研究了缝翼几何位置和结构变形对缝翼远场噪声的影响,其研究结果显示缝翼几何位置与结构变形均可在一定程度上减小缝翼噪声辐射,并能保持较高的气动性能。然而 C. C. Pagani 等及 M. Herr 等主要侧重实验研究,所采用的参数设置也比较有限,而且两者均较少涉及缝翼流场及其远场噪声特性的机理研究。

基于上述分析,本文通过对典型三段翼型的建模和仿真来研究缝翼流场特性以及缝翼噪声产生机理。着重研究调整缝翼几何位置参数和缝翼结构变形两种条件下缝翼流场特性以及缝翼噪声的产生机理,并对远场噪声的分布特性进行深入分析。

1 气动噪声数值计算方法

为有效求解缝翼远场噪声,本文采用 LES(大涡模拟)方法计算三段翼瞬态流场,对三段翼的湍流情况进行数值模拟。并在此基础上通过求解 Ffrows Williams-Hawings(FW-H)积分方程,获得三段翼的远场噪声。

LES 在求解瞬态流场时,将湍流流动分为大尺度涡以及小尺度涡,其中大尺度涡起主导作用,而小尺度涡主要起耗散作用。将湍流中的大尺度涡同小尺度涡通过滤波分离,大尺度涡通过 N-S 方程求解,小尺度涡通过模型模拟。这种方法相比 DNS 方法大大减少计算工作量,同时提高湍流的模拟精度。

LES 求解过程为:

先将任一流体变量 $\phi(x, t)$ 分为大尺度量 $\bar{\phi}(x, t)$ 与小尺度量 $\phi'(x, t)$:

$$\phi(x, t) = \bar{\phi}(x, t) + \phi'(x, t) \quad (1)$$

其中大尺度量为

$$\bar{\phi}(x, t) = \int_D \phi(x', t) G(x, x') dx' \quad (2)$$

式中: D 为计算区域范围; $G(x, x')$ 为确定涡尺度的滤波函数。

本文研究对象为不可压流体,采用滤波函数对不可压 N-S 方程滤波后,可得大涡模拟控制方程:

$$\begin{aligned} & \frac{\partial}{\partial t}(\rho \bar{u}_i) + \frac{\partial}{\partial j}(\rho \bar{u}_i \bar{u}_j) \\ &= -\frac{\partial \bar{p}}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\mu \frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j} \right) - \frac{\partial \tau_{ij}}{\partial x_j} \end{aligned} \quad (3)$$

式中： \bar{u}_i 为滤波后的速度分量； τ_{ij} 为亚格子尺度应力项。

$$\tau_{ij} = \rho \overline{u_i u_j} - \rho \bar{u}_i \bar{u}_j \quad (4)$$

经过滤波后，控制方程中的亚格子应力项 τ_{ij} 为未知项，需要通过构造亚格子模型得到。本文采用 Smagorinsky-Lilly 亚格子模型求解其亚格子应力。

2 数值计算与结果验证

2.1 缝翼模型及计算网格

本文采用 30P-30N 三段翼型，如图 1 所示。收紧弦长采用 $C=0.457$ m，展开时基准翼型缝翼弦长占收紧弦长的 15%，襟翼占收紧弦长的 30%，两者偏角均为 30° ，缝翼参数如表 1 所示。

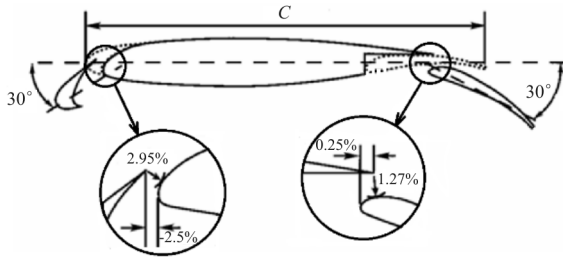


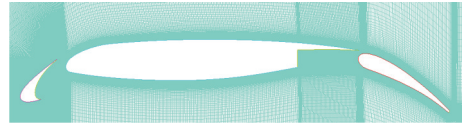
图 1 翼型几何构型示例
Fig. 1 Schema of airfoil geometry

表 1 缝翼参数

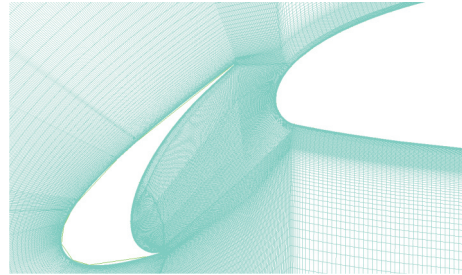
Table 1 Slat parameters

单位: %C			
缝道宽度	重叠量	缝道宽度	重叠量
2.95	-2.5	1.27	0.25

计算网格采用“C型”结构网格，计算域为 25 倍弦长，为了验证网格质量，本文采用一系列网格密度方式进行设计，结果发现在网格精度达到一定精度后，增加网格密度与质量对结果的改善非常有限，计算成本大大提高^[29]。考虑到 LES 计算对网格的严格要求，最后选用网格总数约为 33 万，空腔处的网格数约为 9.2 万，占总网格数的 1/4 以上。第一层网格高度为 1×10^{-5} m，对应的 $\Delta y^+ \leq 1$ ，边界层包含 25 个节点。其网格分布如图 2 所示。



(a) 增升装置附近网格



(b) 缝翼附近网格

图 2 近壁面网格

Fig. 2 Grids near airfoil

2.2 流场与远场噪声的数值模拟

基于工况 $\alpha = 8^\circ$, $Ma = 0.17$ ，收紧状态下弦长的雷诺数 $Re = 1.7 \times 10^6$ 。具体数值模拟过程为：

①采用基于 SST $k-\omega$ 湍流模型求解 RANS 方程，获得稳态流场，并计算升力系数；

②然后基于稳态流场结果，采用 LES 计算瞬态流场，为消除稳态解的影响，选择步长 $\Delta t = 2 \times 10^{-6}$ s 迭代 6 000 步，然后再迭代 15 000 步，获得瞬态流场数据；

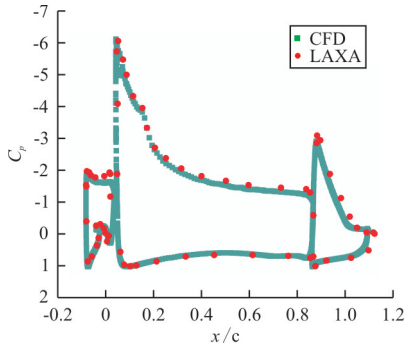
③在求解远场噪声特性方面，参考 Lockard 等^[26]文章，固壁积分面与可穿透积分面所得远场噪声特性基本一致，同时，当湍流流过可穿透积分面时，FW-H 积分获得的解已不可信^[27]，由于本文主要关心的噪声频带范围为 0~10 kHz，故本文选用缝翼固壁面为积分面，通过 FW-H 积分方程计算远场噪声分布；

④以收紧翼型前缘点为圆心，十倍弦长为半径，每隔 5° 计算远场辐射噪声级，以此获得噪声指向性图。

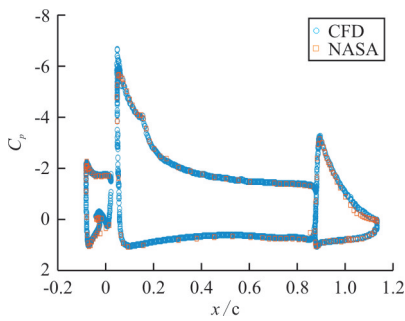
2.3 数值方法验证

基于上述分析方法进行数值计算，对 30P-30N 翼型的基准状态，并基于上述工况 ($\alpha = 8^\circ$, $Ma = 0.17$) 进行仿真，所得表面压力系数 C_p 与 LAXA

风洞^[25]的实验值进行对比(如图 3(a)所示)。可见,主翼前缘及压力面基本吻合,吸力面也基本相同。在缝翼后缘部分压力系数稍微有点不同。为进一步验证仿真的正确性,本文对工况 $\alpha=8.12^\circ$, $Ma=0.20$ 进行仿真,并与 NASA 实验^[24] 进行对比,结果如图 3(b)所示。仿真值与实验值基本吻合,充分验证仿真方法可行性。



(a) $Ma=0.17$ 仿真值与 LAXA 风洞试验实验值对比

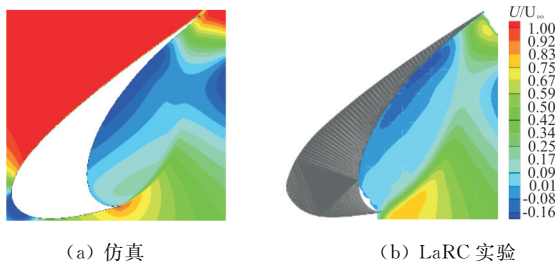


(b) $Ma=0.20$ 仿真值与 NASA 实验值对比

图 3 翼型表面压力系数分布比较图

Fig. 3 Comparison of surface pressure coefficient distribution

时均速度沿流线方向和垂直于流线方向的速度云图如图 4 和图 5 所示,仿真结果与 LaRC 实验值^[21]吻合较好。

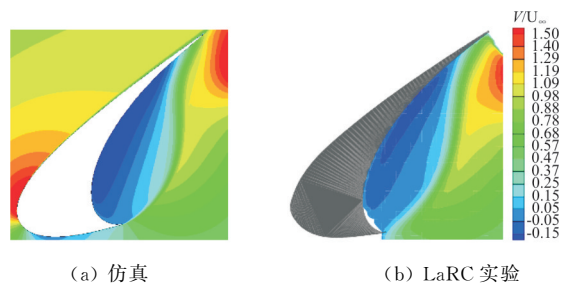


(a) 仿真

(b) LaRC 实验

图 4 沿流线方向的速度云图对比

Fig. 4 Comparison of mean streamwise velocity



(a) 仿真

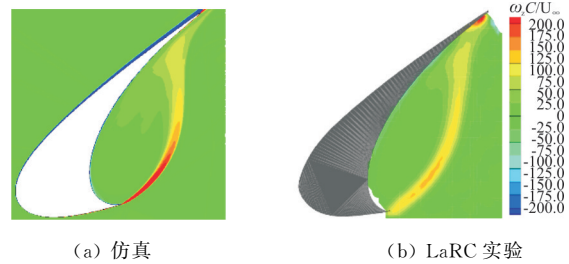
(b) LaRC 实验

图 5 垂直于流线方向的速度云图对比

Fig. 5 Comparison of mean vertical velocity

从图 4~图 5 可以看出:缝翼尖端处沿流线方向速度较大,而垂直于流线方向速度最大位置在主翼的前缘位置附近。

缝翼处气流时均涡量与实验值^[23]对比如图 6 所示,剪切层形状与实验值基本一致,证明仿真较好地模拟出了缝翼空腔处涡的流动特性。



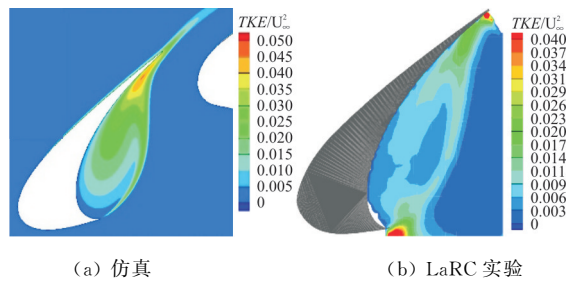
(a) 仿真

(b) LaRC 实验

图 6 时均涡量对比图

Fig. 6 Comparison of time-averaged vorticity

湍动能(TKE)仿真值与实验值^[23]对比如图 7 所示,可以看出二者在分布趋势上基本吻合,再附着位置与剪切层特征的趋势基本一致。



(a) 仿真

(b) LaRC 实验

图 7 湍动能云图对比

Fig. 7 Comparison of TKE

将原始位置下,监测点(0, -5c, 0)处,仿真所得远场噪声频谱与北航实验数据^[30]对比,如图 8 所示。可看到本文 2D 仿真结果与北航实验数据吻合较好,由于采用了 2D 仿真,忽略了展向效应,

导致低频噪声峰值仿真效果不理想。本文主要研究不同状态下的宽频噪声抑制情况,通过观察此监测点频谱图可知,二维情况下的噪声数值仿真具有合适精度,捕捉到缝翼噪声大致情况。

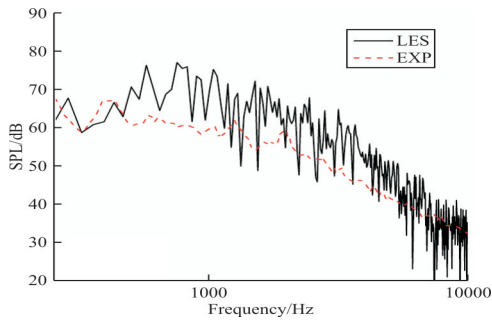


图 8 远场噪声对比

Fig. 8 Comparison of far field noise

3 缝翼几何参数与结构变形对噪声的影响

3.1 缝翼位移参数的影响

为了研究改变缝翼位移参数对翼型气动性能和噪声特性的影响,选择 6 组缝道宽度(Gap)和 7 组重叠强度(Overlap)进行组合,组合情况如表 2 所示。舍弃 10 个不合理组合后余下 32 个缝翼位移参数组合。以 10C 为半径,在翼型下方每隔 25° 取一个观测点(共 7 个点)计算远场噪声,最后以这 7 个点总声压级平均值(OASPL Average, 简称为 OASPLA)作为衡量噪声强度的依据。

表 2 参数设置

Table 2 Parameters setting

		单位: %C	
缝道宽度	重叠量	缝道宽度	重叠量
1.0	-3.0	3.0	-1.0
1.5	-2.5	3.5	-0.5
2.0	-2.0		0.5
2.5	-1.5		

3.1.1 总声压及升力系数分析

针对上述 32 个缝翼位移组合参数,分别计算总声压平均值(OASPLA)与升力系数(C_L),并将结果以数据云图呈现,如图 9~图 10 所示。基于图 9 选取 3 条典型线段作为缝翼位移参数变化的分析参数。 L_1 代表噪声持续减小的变化线; L_2 为

基于基准 Overlap,只改变 Gap 的参数变化线; L_3 为具有较小噪声和较大升力的参数变化线。

分析发现:①当缝翼位移参数沿 L_1 线段变化时,远场噪声变化较小,而 C_L 变化较大;②重叠强度不变,只改变缝道宽度时(沿 L_2),辐射噪声先降低再增大,而 C_L 则持续减小;③缝道宽度不变,只改变重叠强度时(沿 L_3),辐射噪声先降低再增大,而 C_L 是先增大后减小,且 Overlap 在 $[-1.5, -1]$ 区间变化时,噪声变化显著;④当 Overlap 为 $-0.5\%C$ 且 Gap 为 $1\%C$ 时, OASPLA 最小,为 86.6 dB,比原位置减小了约 8 dB(8.36%),且 C_L 较原始位置增大。

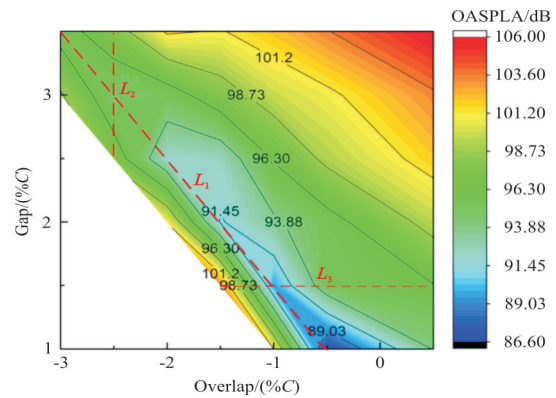


图 9 OASPLA 与缝翼位移参数的关系

Fig. 9 Relationship between OASPLA and slat displacement parameters

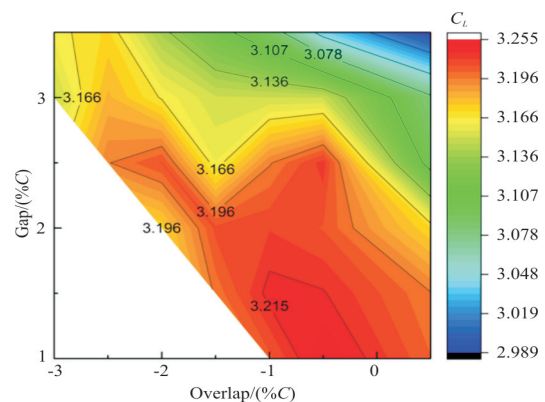


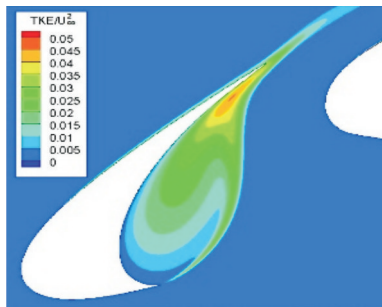
图 10 C_L 与缝翼位移参数的关系

Fig. 10 Relationship between C_L and slat displacement parameters

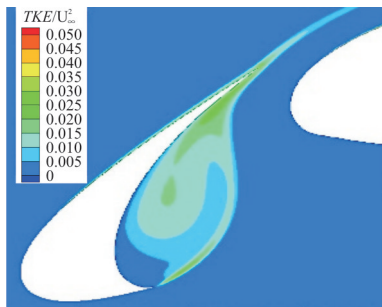
3.1.2 典型位置的湍动能分析

从数据云图中可见,缝道参数沿 L_1 线段有明显的噪声降低特性,且具有较好的气动特性,故沿 L_1 线段选择三个典型位移参数组合进行分析。为

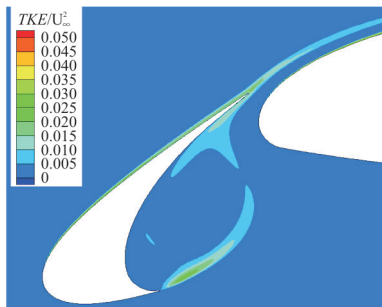
了便于说明缝翼位移参数调整相对于初始位置的变化,采用位置命名法,例如:O-2.5G2.95,指代翼型 30N-30P 的原始位置,即 Overlap 为 -2.5%C, Gap 为 2.95%C。以下进行湍动能分析:位移参数分别为 O-2.5G2.95, O-1.5G2.0, O-0.5G1.0 的 TKE 云图如图 11 所示。当 Gap 减小,Overlap 增大时,缝翼压力面尾缘处附近(再附着位置)TKE 强度逐渐减弱。M. M. Choudhari 等^[11]和 J. Tao 等^[12]认为缝翼宽频噪声是由剪切层涡流与缝翼尾缘压力面剧烈碰撞(再附着位置),形成大量离散涡,从而产生较强宽频噪声。对比图 8 和图 11 发现:缝翼远场噪声与缝翼再附着位置处的 TKE 强度有着密切联系,较大的 TKE 强度是引发宽频噪声的重要因素。



(a) O-2.5G2.95



(b) O-1.5G2.0



(c) O-0.5G1.0

图 11 L_1 TKE 云图对比

Fig. 11 Comparison of TKE for L_1

3.1.3 典型位置频率特性分析

沿 L_1 线段上取五个缝翼位移参数组合,取翼型收紧状态前缘点垂直向下 10C 处为观测点,其 1/3 倍频谱图如图 12 所示。在低于 6 kHz 范围内,Gap 减小且 Overlap 增大时,有利于噪声的减小。位置组合 O-0.5G1.0 在 1 kHz 附近降噪尤为明显。

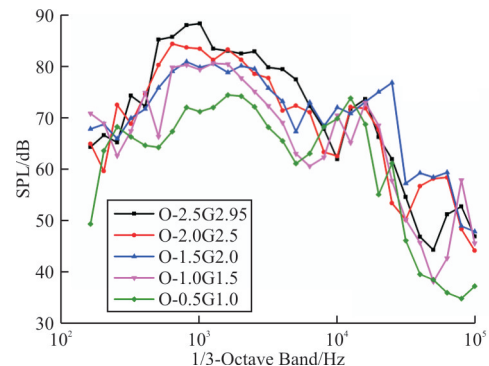


图 12 1/3 倍频谱图

Fig. 12 1/3 octave spectra

3.1.4 典型位置 OASPL 指向性图

沿 L_1 线,取 O-2.5G2.95, O-2G2.5, O-1.5G2, O-1G1.5, O-0.5G1.0 五个位置,绘制其远场噪声指向性图,如图 13 所示。

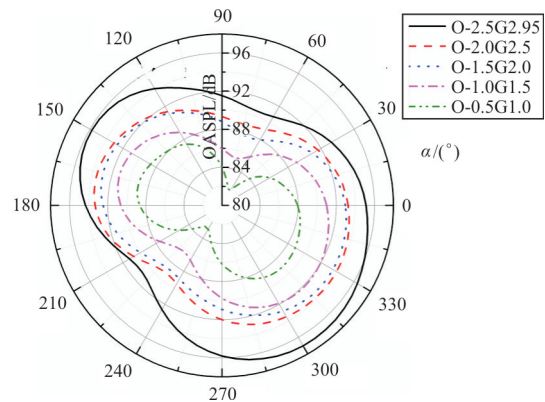


图 13 OASPL 指向性图

Fig. 13 Directivity diagram of OASPL

从图 13 可以看出:缝翼噪声是一个典型的偶极子声源;随着 Gap 减小和 Overlap 增大,噪声强度不断减弱;峰值出现在 315°附近,该方向与缝翼弦向基本垂直。

3.2 缝翼偏转角的影响

缝翼偏转角 δ 也是重要的位置参数。以

O-0.5G1.0为基准,缝翼尾缘尖端为轴心,顺时针偏转为正。取 δ 范围为 $-6^\circ\sim 10^\circ$,间隔为 2° 。缝翼噪声 OASPLA 和 C_L 随 δ 的变化情况如图 14 所示。

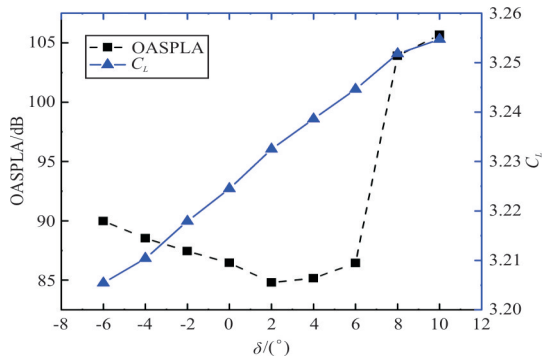


图 14 OASPLA 和 C_L 随 δ 的变化

Fig. 14 Variations of OASPLA and C_L with δ

从图 14 可以看出: C_L 随着 δ 增加基本呈线性增大,而 OASPLA 则先减小后增大,特别是当 δ 超过 6° 后,OASPLA 迅速增大。因此小幅增加 δ ($\leq 6^\circ$)有助于降低 OASPLA 的强度。

3.2.1 0° 偏角与 8° 偏角湍动能对比

δ 为 0° 和 8° 时的 TKE 云图如图 15 所示。

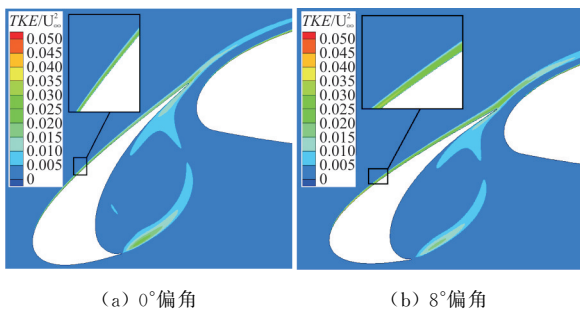


图 15 TKE 云图

Fig. 15 TKE cloud pictures

从图 15 可以看出: $\delta=8^\circ$ 时,缝翼空腔处的湍动能相对于 0° 时有略微的减小,但其缝翼上表面出现了较强的湍流,这可能使得该处的噪声强度变大。

3.2.2 典型偏角位置频率特性分析

典型 δ 的 $1/3$ 倍频谱图如图 16 所示,可以看出: δ 过大($\delta=8^\circ$)时,在频率为 $0.5\sim 10$ kHz 区域内噪声明显较大; δ 为 -4° 和 4° ,在 $0.5\sim 1$ kHz 区

域比 0° 时噪声大,但在 0.25 kHz 附近及 $4\sim 10$ kHz 处, 4° 时噪声较小; -4° 时,在 $0.3\sim 1.2$ kHz 区域宽频噪声及 12.5 kHz 附近的窄带高频噪声较强。

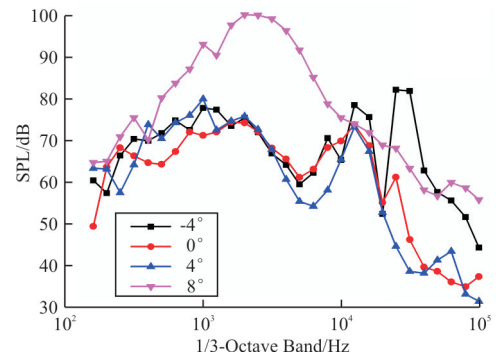


图 16 典型 δ 的 $1/3$ 倍频谱图

Fig. 16 $1/3$ octave spectra for typical δ

3.2.3 典型偏转角的 OASPL 指向性图

δ 从 $-4^\circ\sim 8^\circ$ 的 OASPL 指向性图如图 17 所示,可以看出: δ 较小时的噪声指向性图形状基本一致; $\delta=8^\circ$ 时,其指向性图发生显著的变化,辐射噪声在各个方向上均较大。

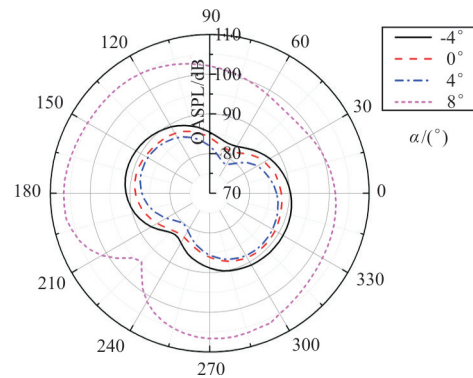


图 17 典型 δ 的 OASPL 指向性图

Fig. 17 Directivity of OASPL for typical δ

3.3 缝翼变形的影响

若通过缝翼自适应变形(利用作动筒将缝翼后缘变形),将缝道完全封闭,凹腔处的剪切层噪声源以及由剪切层碰撞带来的再附着位置的宽频噪声源将完全消除。因此,本文考虑缝翼结构变形,使缝翼尾缘向下偏转封闭缝道,如图 18 所示。本文共设计三个典型变形状态:S1(O-1.72G2.5 位置

下变形), S2 (O-0.29G2.78 位置下变形) 和 S3 (O-0.24G1.32 位置下变形), 以及基准位置 S0 (O-2.5G2.95)。

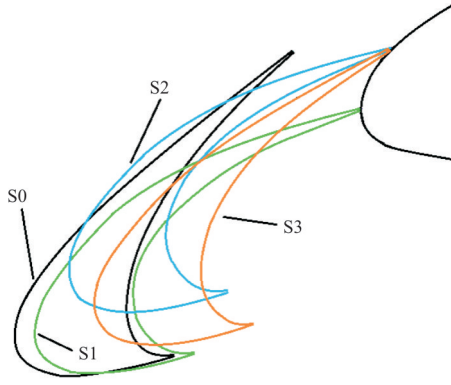


图 18 变形前后位置

Fig. 18 Positions for morphed and original slat

四种状态下的 C_L 和 OASPLA 如表 3 所示, 可以看出: 封闭缝道可极大地减小缝翼远场噪声辐射, 特别是在 S3 状态下对 OASPLA 的削弱量达到 11.6 dB; 同时 S1 翼型的 C_L 比 S0 大, S2 和 S3 的 C_L 则略有减小。

表 3 不同变形下 C_L 和 OASPLA

Table 3 C_L and OASPLA for various morphing positions

状态	C_L	OASPLA(dB)
S0	3.18	94.54
S1	3.24	91.05
S2	3.14	89.97
S3	3.14	82.90

3.3.1 不同变形的 TKE 分析

变形前后的 TKE 云图如图 19 所示。可以看出: ①封闭缝道后, 缝翼凹腔处的 TKE 明显减小; ②当缝翼为 S1 状态时, 由于缝翼与主翼过渡不连续, 在封闭位置上端部分附近出现很强的 TKE; ③当上移封闭位置到 S2 状态, 缝翼与主翼的过渡变得连续, 封闭位置上端部分的 TKE 显著减弱, 但吸力面(即框体标识部分) TKE 强度增大; ④当缝翼为 S3 状态时, 缝翼与主翼的过渡更加连续, 同时由于变形量较小, 这使得其在封闭位置附近的 TKE 进一步降低, 吸力面(即框体标识部分)有较大 TKE。

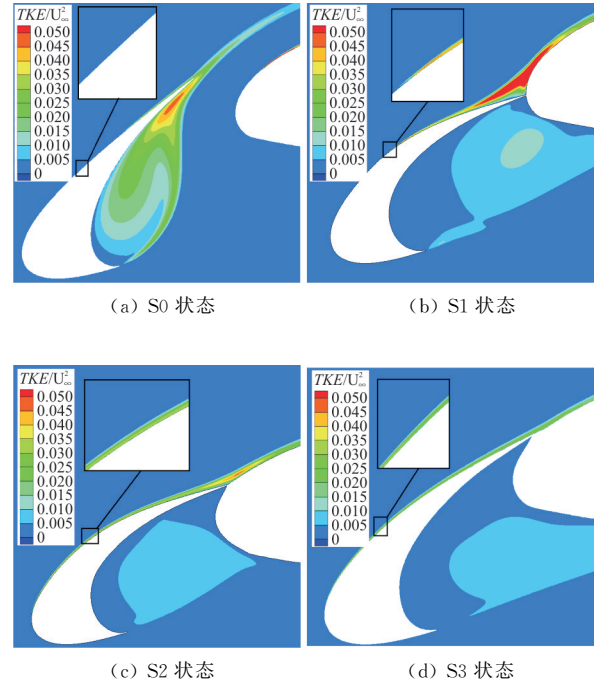


图 19 变形前后 TKE 云图

Fig. 19 TKE for morphed and original slat

3.3.2 不同变形的频率特性分析

不同变形的 1/3 倍频谱图如图 20 所示, 可以看出: 变形封闭缝道后, 在 0.23 kHz 及 0.5 ~ 2 kHz 的中频噪声相对于基准位置均有减小, 但在 2 kHz 之后, S1, S2 噪声相比 S0 增大, 可能是缝翼吸力面以及与主翼相接部分出现较强湍流所致。S3 由于封闭位置过渡连续, 使其在吸力面的湍流强度得到抑制, 从而在频率范围内降噪效果显著。

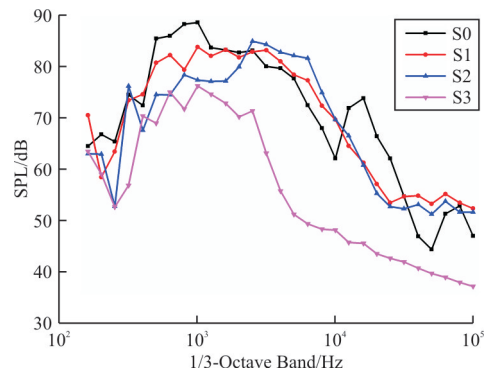


图 20 不同变形的 1/3 倍频谱图

Fig. 20 Third-octave spectra for different morphing

3.3.3 变形前后 OASPL 指向性图

不同变形的 OASPL 指向性图如图 21 所示, 可以看出: 缝道封闭极大地改变了远场噪声的方向性。除 S1 在 235° 和 S2 在 60° ~ 110° 噪声比基准位

置 S_0 大以外, S_1 、 S_2 和 S_3 的噪声在各方向上均有所减小。 S_3 由于在消除原有噪声源的基础上几乎没有引入新的噪声源, 因此其噪声相对于 S_0 显著减小。

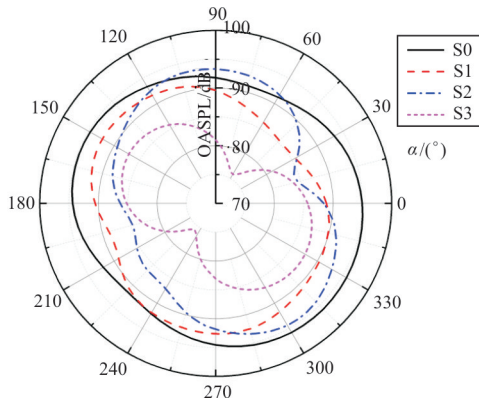


图 21 不同变形的 OASPL 指向性图

Fig. 21 Directivity of OASPL for different morphing

4 缝翼参数调整与失速特性分析

基于以上缝翼几何参数与变形对噪声影响的研究, 本文选择三种降噪较优的方案: $O-0.5G1.0$, $O-0.5G1.0(4^\circ)$ (即 $\delta=4^\circ$) 和 S_3 , 对其升力线特性进行研究, 如图 22 所示。可以看出: 上述方案的升力线斜率基本不变, 而最大升力系数均有所减小, 特别是缝道封闭的 S_3 状态, 在大攻角下升力下降显著, 失速迎角也较小。基于 $O-0.5G1.0$ 位置向上偏转缝翼, 即 $O-0.5G1.0(4^\circ)$, 最大升力系数会

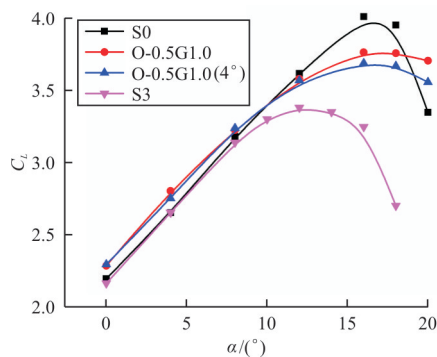


图 22 不同缝翼参数下 C_L 随迎角 α 的变化曲线

Fig. 22 Variations of C_L with α for different slat parameters

5 结 论

(1) 调整缝翼位移参数, 可显著减小缝翼宽频

噪声, 同时保持较大升力。例如在 $O-0.5G1.0$ 位置, 可削弱 OASPLA 近 8.36%。

(2) 基于本文翼型, 增大缝翼偏转角 δ , 可减小远场噪声辐射, 但当 δ 增大到一定值 (本文为 6°), 缝翼噪声将急剧增大。

(3) 缝翼自适应变形封闭缝道可消除剪切层涡流与压力面的碰撞, 减小宽频噪声 (S_3 最大可降低约 11.6%)。但封闭的缝翼尾缘应与主翼平滑过渡, 这样可避免引入新的噪声源。

(4) 本文所选状态参数下, 最大升力系数有一定程度上的减小, 尤其是变形封闭缝道的情形, 在采用自适应变形缝翼降噪时, 需考虑飞行迎角的适用范围。

参考文献

- [1] Dobrzynski W. Almost 40 years of airframe noise research: What did we achieve? [J]. Journal of Aircraft, 2010, 47 (2): 353-367.
- [2] 张卫民, 郝璇, 陈大斌, 等. 大型客机气动噪声预测[J]. 航空制造技术, 2010(14): 66-69.
Zhang Weimin, Hao Xuan, Chen Dabin, et al. Aeroacoustic prediction of large commercial aircraft[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2010(14): 66-69. (in Chinese)
- [3] Wilfert G, Sieber J, Rolt A, et al. New environmental friendly aero-engine core concepts[C]// 18th International Symposium of Air Breathing Engines. Beijing, China: [s. n.], 2007: 1-11.
- [4] Khorrami M R, Choudhari M, Singer B A, et al. In search of the physics: The interplay of experiment and computation in slat aeroacoustics [C]// 41st Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. Reno; AIAA, 2002: 1-10.
- [5] 宋文萍, 余雷, 韩忠华. 飞机机体气动噪声计算方法综述 [J]. 航空工程进展, 2010, 1(2): 125-131.
Song Wenping, Yu Lei, Han Zhonghua. Status of investigation on airframe noise computation [J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2010, 1(2): 125-131. (in Chinese)
- [6] 徐悦. 航空发动机尾喷流微喷降噪技术研究进展 [J]. 航空科学技术, 2011(2): 52-54.
Xu Yue. Research progress on aeroengine jet noise reduction by microjet [J]. Aviation Science and Technology, 2011(2): 52-54. (in Chinese)
- [7] 乔渭阳, Michel U. 二维传声器阵列测量技术及其对飞机进场着陆过程噪声的试验研究 [J]. 声学学报, 2001, 26 (2): 161-168.
Qiao Weiyang, Michel U. A study on landing aircraft noise based on the fly-over measurements with a planar microphone array [J]. Acta Acustica, 2001, 26(2): 161-168. (in Chinese)
- [8] Soderman P, Kafyeke F, Burnside N, et al. Airframe noise

- study of a CRJ-700 aircraft model in the NASA Ames 7-by 10-Foot Wind Tunnel No. 1[C]//8th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference & Exhibit, Breckenridge; AIAA, 2002; 1-9.
- [9] Chow L C, Mau K, Remy H. Landing gears and high lift devices airframe noise research[C]//8th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference & Exhibit, Breckenridge; AIAA, 2002; 17-25.
- [10] 刘志仁, 王福新, 宋文滨, 等. 二维增压装置前缘缝翼的远场噪声分析[J]. 空气动力学学报, 2012, 30(3): 388-393. Liu Zhiren, Wang Fuxin, Song Wenbin, et al. Far-field aeroacoustic analysis for slat of a two-dimensional high-lift configuration[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2012, 30(3): 388-393. (in Chinese)
- [11] Choudhari M M, Khorrani M R. Effect of three-dimensional shear-layer structures on slat cove unsteadiness[J]. AIAA Journal, 2007, 45(9): 2174-2186.
- [12] Tao J, Sun G. An artificial neural network approach for aerodynamic performance retention in airframe noise reduction design of a 3D swept wing model[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2016, 29(5): 1213-1225.
- [13] Knacke T, Thiele F. Slat noise reduction using steady suction[C]//46th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Reno; AIAA, 2008; 1-16.
- [14] 刘沛清, 崔燕香, 屈秋林, 等. 多段翼型前缘缝翼吹气流动与噪声控制数值研究[J]. 民用飞机设计与研究, 2012(2): 6-12. Liu Peiqing, Cui Yanxiang, Qu Qiulin, et al. Computational investigation of the slat blowing and noise control for high-lift airfoil[J]. Civil Aircraft Design & Research, 2012(2): 6-12. (in Chinese)
- [15] Peng Chen. Identification and attenuation of slat noise[D]. Southampton; University of Southampton, 2012.
- [16] 黄华, 李伟鹏, 王福新, 等. 基于前缘平行射流的缝翼噪声控制研究[J]. 空气动力学学报, 2014, 32(6): 854-860. Huang Hua, Li Weipeng, Wang Fuxin, et al. Slat noise suppression based on upstream parallel mass injection[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2014, 32(6): 854-860. (in Chinese)
- [17] Chappell S, Cai Z, Zhang X, et al. Slat noise feedback control with a dielectric barrier discharge plasma actuator[C]//6th AIAA Flow Control Conference, New Orleans; AIAA, 2012; 1-15.
- [18] Andreou C, Graham W, Shin H C. Aeroacoustic study of airfoil leading edge high-lift devices[C]//12th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference, Cambridge; AIAA, 2006; 1-6.
- [19] Klausmeyer S M, Lin J C. Comparative results from a CFD challenge over a 2D three-element high-lift airfoil [R]. NASA-TM-112858, US: NASA, 1997.
- [20] Jenkins L N, Khorrani M R, Choudhari M M. Characterization of unsteady flow structures near leading-edge slat: Part I: PIV Measurements [C] // 10th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference, Manchester; AIAA, 2004; 2801-2809.
- [21] Smith M, Chow L, Molin N. Attenuation of slat trailing edge noise using slat gap acoustic liners[C]//12th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference, Cambridge; AIAA, 2006; 2666-2673.
- [22] Imamura T, Ura H, Yokokawa Y, et al. Designing of slat cove filler as a noise reduction device for leading-edge slat [C]//13th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference, Rome; AIAA, 2007; 3473-3479.
- [23] Herr M, Pott-Pollenske M, Ewert R, et al. Large-scale studies on slat noise reduction [C] // 21st AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference, Dallas; AIAA, 2015; 3140-3163.
- [24] Pagani C C, Souza D S, Medeiros M A F, et al. Experimental investigation on the effect of slat geometrical configurations on aerodynamic noise[J]. Journal of Sound & Vibration, 2017, 394: 256-279.
- [25] Wells A K. Slat Aerodynamics and aeroacoustics with flow control[D]. Southampton; University of Southampton, 2007.
- [26] Lockard D P, Choudhari M M. Noise radiation from a leading edge slat[C]//15th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference & Exhibit, Miami; AIAA, 2009; 3101-3108.
- [27] 刘志仁. 二维多段翼型缝翼缝道参数对远场噪声的影响分析[D]. 上海: 上海交通大学, 2011. Liu Zhiren. Far-field aeroacoustic analysis for slat setting of a two-dimensional high-lift [D]. Shanghai: Shanghai Jiao Tong University, 2011. (in Chinese)
- [28] Murayama M, Nakakita K, Yamamoto K, et al. Experimental study on slat noise from 30P30N three-element high-lift airfoil at JAXA hard-wall lowspeed wind tunnel [C]// 20th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference, Atlanta; AIAA, 2014; 2080-2084.
- [29] 陶俊, 孙刚, 徐康乐. 基于人工神经网络的缝翼凹槽填充降噪设计[J]. 空气动力学学报, 2015, 33(4): 515-522. Tao Jun, Sun Gang, Xu Kangle. Slat cove filler design for noise reduction based on artificial neural network[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2015, 33(4): 515-522. (in Chinese)
- [30] Li L, Liu P, Guo H, et al. Aeroacoustic measurement of 30P30N high-lift configuration in the test section with Kevlar cloth and perforated plate[J]. Aerospace Science and Technology, 2017, 70: 590-599.

作者简介:

王红建(1968—),男,博士,副教授。主要研究方向:气动噪声预测与控制技术。

罗望(1991—),男,硕士研究生。主要研究方向:结构动力学与优化设计。

张锐(1992—),男,硕士研究生。主要研究方向:气动噪声与控制。

(编辑:丛艳娟)