

# 缝翼凹腔挡板气动性能和降噪效果数值研究

王文虎\* BREARD Cyrille 孙一峰

(上海飞机设计研究院,上海 201210)

## 摘要:

采用定常 RANS 方法计算缝翼凹腔挡板气动性能,并进一步采用 SNGR 方法快速评估缝翼凹腔挡板降噪效果。首先利用 30P30N 三段翼型的风洞试验数据验证数值方法的可靠性;其次参照 AIAA 国际会议发表论文中的标准前缘缝翼及其凹腔挡板几何模型,对无挡板、短挡板和长挡板三种构型的气动性能和噪声特性进行了对比。计算结果表明:1)短挡板和长挡板不会改变失速迎角,在失速迎角下带来的升力损失仅为 0.2% 和 0.7%;2)挡板带来的升力损失主要是由挡板上下表面及主翼下翼面前缘的压力分布差异导致的,而压力分布差异又源于挡板对缝翼凹腔分离涡形态的影响;3)相比无挡板构型,短挡板和长挡板构型均能降低缝翼凹腔及缝道附近的自噪声、剪切噪声和总噪声,且长挡板构型的降噪效果比短挡板构型更为显著。

关键词: 前缘缝翼;凹腔挡板;气动噪声;SNGR

中图分类号: V224+.5

文献标识码: A

OSID:



## 0 引言

根据国际民航组织下属的航空环保委员会的规定,大型客机外部噪声“第五阶段”标准自 2018 年 1 月 1 日起正式实施,此后申请适航取证机型的累计噪声上限比其“第四阶段”标准进一步降低有效感觉噪声级 7 dB。大型客机外部噪声包括发动机噪声和机体噪声,而机体噪声主要是增升装置气动噪声和起落架气动噪声。随着大涵道比发动机噪声的大幅降低,尤其在发动机处于低功率状态的飞机进场着陆阶段,机体噪声水平已与发动机噪声相当,甚至高于发动机噪声。而且对于窄体客机,增升装置噪声要高于起落架噪声。前缘缝翼作为增升装置最大噪声源<sup>[1]</sup>,目前公认的噪声机理如下:1)缝翼的宽频噪声,源于缝翼尾钩处脱出的自由剪切层与缝翼凹腔固壁的碰撞,以及此剪切层向下游发展过程中出现的各种涡系-固壁相互作用和涡系-涡系相互作用<sup>[2]</sup>;2)在缝翼宽频噪声频谱上,还会夹

杂一系列的窄频纯音,包括缝翼尾缘涡脱落引起的高频纯音<sup>[3]</sup>,缝翼吸力面边界层 T-S 不稳定性引起的高频纯音<sup>[4]</sup>,以及缝翼凹腔内的流-声自激振荡引起的低频纯音<sup>[5]</sup>。

针对前缘缝翼机理,欧美的研究机构都提出采用凹腔挡板降低缝翼噪声。欧洲 DNW 的 Dobrzynski 等<sup>[6]</sup>根据典型着陆攻角下的缝翼凹腔分离涡及缝道流动外包络线设计出了缝翼凹腔挡板,降低了缝翼下尾缘尖端分离流动的剪切层不稳定性,从而使缝道附近的流动变得平滑。风洞实验结果显示凹腔挡板可以使得缝翼宽频噪声降低 2dB 左右。美国 NASA 的 Khorrami 等<sup>[7]</sup>应用二维 URANS/FW-H 混合数值模拟方法研究了两种缝翼凹腔挡板对缝翼流动特性和噪声特性的影响,结果表明凹腔挡板能够减弱剪切层涡强度,使再附点向尾缘处移动,其中较长的挡板还进一步减弱了缝翼下尾缘涡脱落,降低了尾迹的不稳定性。两种挡板都有效降低了宽频噪声,其中的长挡板还显著消除了高频纯音。

\* 通信作者. E-mail: wangwenhu1@comac.cc

引用格式: 王文虎, BREARD Cyrille, 孙一峰. 缝翼凹腔挡板气动性能和降噪效果数值研究[J]. 民用飞机设计与研究, 2019(4):1-6. WANG W H, BREARD C, SUN Y F. Numerical study of aerodynamic and aeroacoustic performances of slat cove seals[J]. Civil Aircraft Design and Research, 2019(4):1-6(in Chinese).

受限于现有计算机硬件水平,气动噪声数值模拟通常不采用直接求解 Navier-Stokes 方程,分辨所有时间尺度和空间尺度,从而获得包括脉动声压在内流场解的直接噪声模拟(DNS, Direct Noise Simulation)方法。学术界和工业界通常采用的是分区域求解的混合方法,即将计算域分解为相互耦合但独立求解的子区域,针对每个子区域的物理特征采用特定的计算方法<sup>[8]</sup>。最完整的混合数值模拟方法,将噪声的产生和传播分为三个子区域:1)近场流场和声源计算域;2)中间场声传播计算域;3)远场声辐射计算域。三者当中的近场流场和声源的计算一般需要采用大涡模拟(Large Eddy Simulation,简称LES)或者分离涡模拟(Detached Eddy Simulation,简称DES)精确解析湍流脉动细节,是混合方法中消耗计算资源最多的一个环节。增升装置的噪声源模拟通常需要数千万的网格量,采用大量CPU并行计算,想要收敛到比较准确的结果需要相当长的时间,难以满足飞机设计流程中的快速迭代需求。SNGR(Stochastic Noise Generation and Radiation)是着眼于工业界需求的一种的噪声声源快速评估方法<sup>[9]</sup>。与LES/DES采用的非定常数值模拟思路不同,SNGR基于定常雷诺平均NS方程(Renolds Averaged Navier-Stokes,简称RANS)方法计算所得到的平均流场,通过随机算法生成湍流脉动场,再将平均场和脉动场整合起来计算噪声声源项,从而避开了极为耗时的非定常数值模拟,计算效率很高。

本文参照 Khorrami<sup>[7]</sup>的三段翼型及其缝翼凹腔挡板几何模型,采用定常RANS方法和SNGR随机方法研究了缝翼凹腔短挡板和长挡板对三段翼型气动性能及噪声源特性的影响。

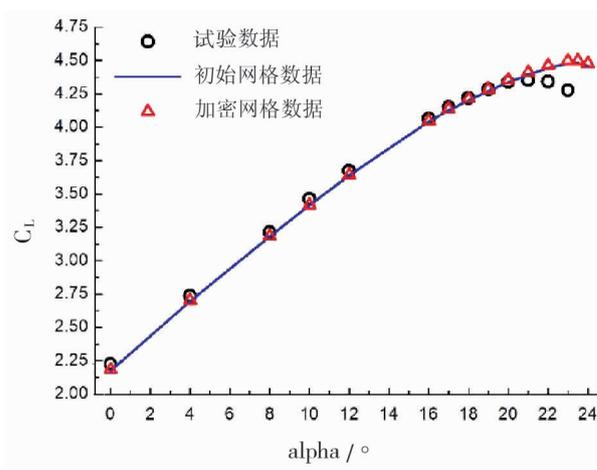
## 1 数值验证

本文选择30P30N三段翼型进行数值方法验证。如图1所示,30P30N三段翼型前后缘收起后的干净弦长为0.5588米。其前缘缝翼和后缘襟翼偏角分别为 $30^\circ$ 和 $30^\circ$ ,是一个典型的着陆构型。

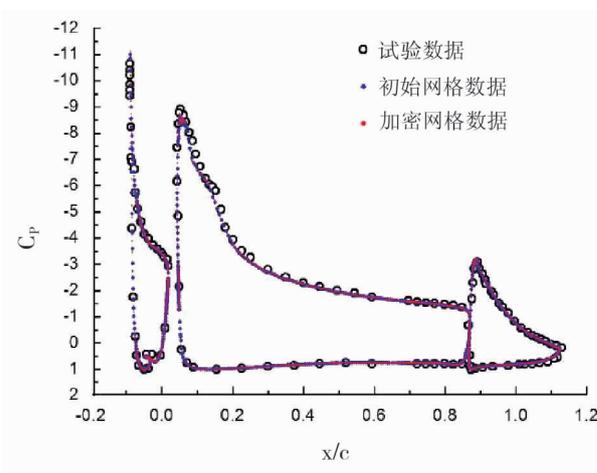


图1 30P30N 三段翼型

数值计算采用FLUENT软件中的RANS密度基求解器。湍流模型采用SA模型,空间离散格式采用二阶迎风格式。来流马赫数为0.2,基于干净弦长的雷诺数为 $Re = 9 \times 10^6$ 。计算网格则采用ICEM CFD软件生成,两套拓扑结构完全相同的网格总数分别为43万和97万。两套网格计算出的升力系数与风洞实验结果<sup>[10]</sup>对比如图2a)所示,可以看出,在失速迎角之前,两套网格的数值模拟结果都与风洞试验结果符合的很好。相对于“加密”网格,“初始”网格在所有迎角下升力系数的最大相对误差为-0.47%,其误差完全可以接受。 $16^\circ$ 迎角翼面压力系数分布的计算值与实验值对比如图2b)所示,初始”网格的计算结果与“加密”网格非常接近,二者均与风洞实验符合的很好。因此,本文将继续采用“初始”网格的标准进行后续计算。



(a) 升力系数



(b)  $16^\circ$ 迎角压力系数分布

图2 30P30N翼型计算与实验结果比较

## 2 缝翼凹腔挡板气动性能研究

参照 Khorrami 论文<sup>[7]</sup>中带有缝翼凹腔挡板的三段翼型几何模型(图3),按照“初始”网格的标准生成的无挡板、短挡板和长挡板三种构型的缝翼局部网格如图4所示,三套网格的拓扑结构完全相同,从而保证网格的一致性。



图3 带有缝翼凹腔挡板的三段翼型模型<sup>[7]</sup>

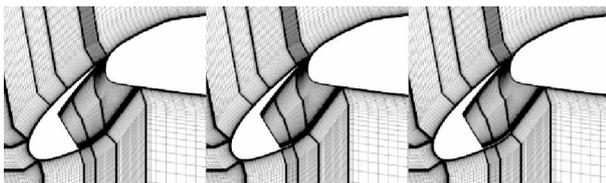


图4 无挡板、短挡板和长挡板三种构型的局部网格

图5对比了三种构型采用RANS方法进行计算得到的升力系数。可以看出,在迎角小于 $12^\circ$ 时,三种构型的升力系数几乎完全相同;迎角大于 $12^\circ$ 后,短挡板和长挡板两种构型相比无挡板构型均有微弱的升力损失。三种构型的失速迎角均为 $18^\circ$ ,也均保持了平缓失速的优良特性。失速迎角下,短挡板构型和长挡板构型相对无挡板构型的升力损失分别为 $0.2\%$ 和 $0.7\%$ ,在气动设计方面是完全可以接受的。

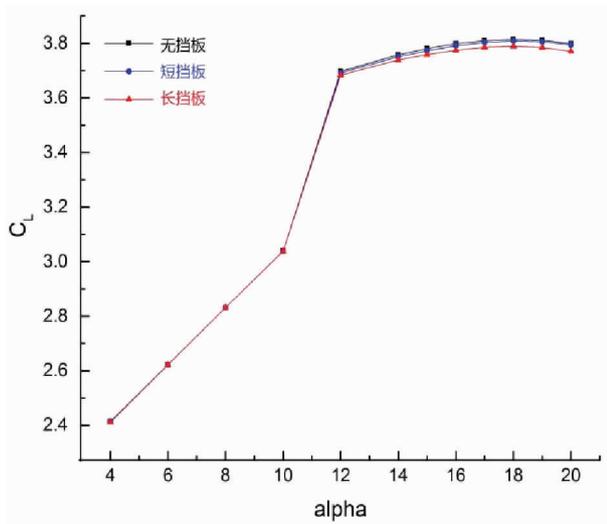
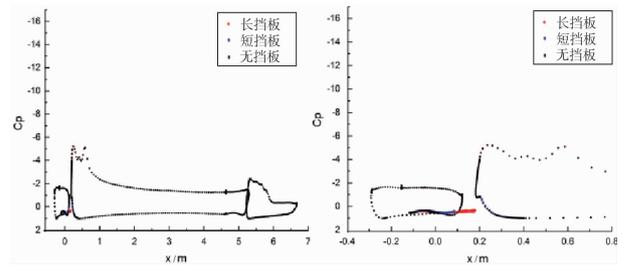
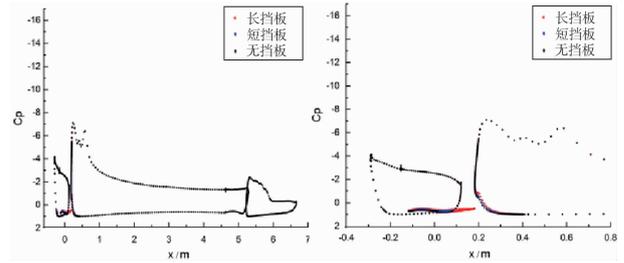


图5 三种构型RANS计算的升力系数对比

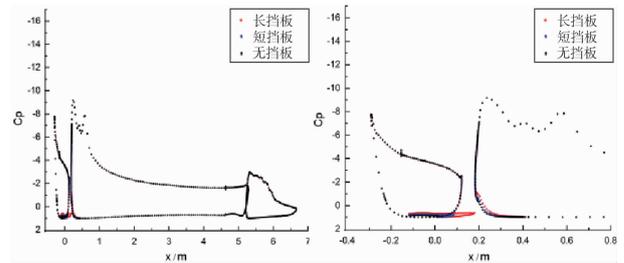
图6对比了无挡板、短挡板和长挡板三种构型在 $6^\circ$ 、 $10^\circ$ 、 $12^\circ$ 、 $18^\circ$ 和 $20^\circ$ 迎角时的整体及缝翼/主翼前缘局部翼面压力系数分布。可以看出,挡板带来的升力损失主要是由挡板上下表面及主翼下翼面前缘的压力分布差异导致的,这个压力分布差异在 $10^\circ$ 迎角之前几乎可以忽略, $12^\circ$ 迎角之后开始逐步增加, $18^\circ$ 迎角(失速)时达到最大,此后又略有减小。而在相同迎角下,长挡板引起的压力分布差异比短挡板更为显著。



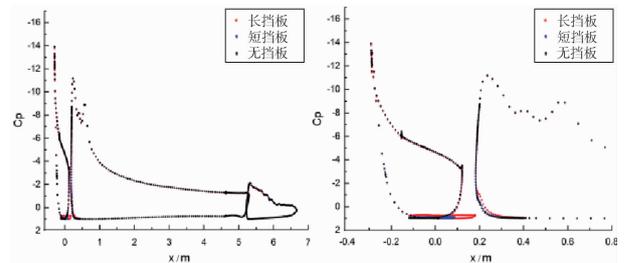
(a)  $6^\circ$ 迎角



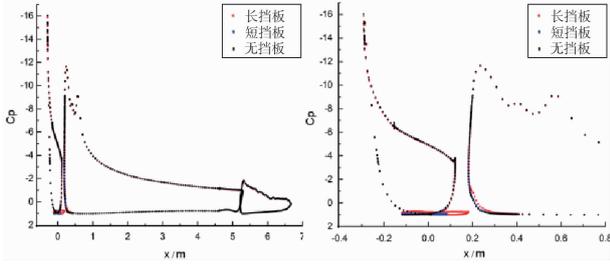
(b)  $10^\circ$ 迎角



(c)  $12^\circ$ 迎角



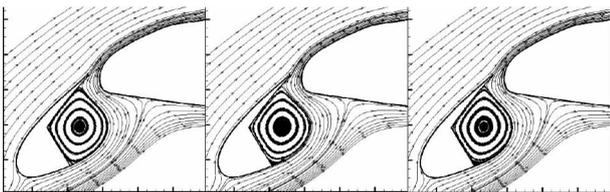
(d)  $18^\circ$ 迎角



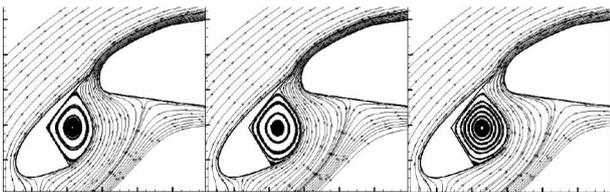
(e) 20°迎角

图 6 无挡板(黑)、短挡板(蓝)和长挡板(红)三种构型各迎角整体(左)及局部(右)翼面压力系数分布对比

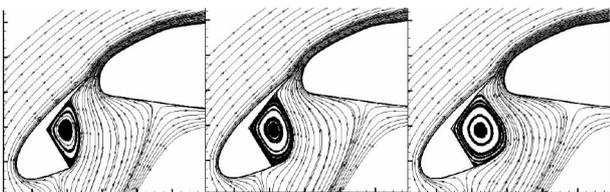
图 7 对比了无挡板、短挡板和长挡板三种构型在 6°、10°、12°、18°和 20°迎角时的前缘流线。可以看出,三种构型的缝翼凹腔分离涡形态在 6°迎角时几乎相同,10°迎角时由于挡板的存在开始出现差异,12°迎角时差异变得显著,18°及其后迎角的分离涡尺寸完全取决于挡板的长度。



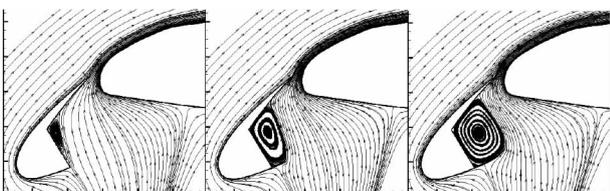
(a) 6°迎角



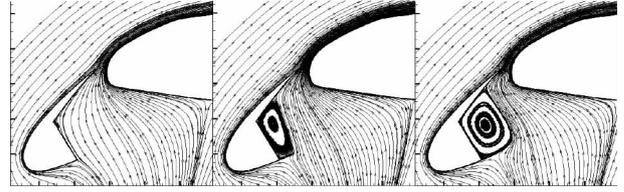
(b) 10°迎角



(c) 12°迎角



(d) 18°迎角



(e) 20°迎角

图 7 无挡板(左)、短挡板(中)和长挡板(右)三种构型各迎角前缘流线对比

图 7 中高迎角时的大尺寸分离涡一方面使得挡板上表面处于低速流动区,另一方面挤压缝道流动导致主翼下翼面前缘流速增加,从而引起了如图 6 的挡板上下表面及主翼下翼面前缘压力分布差异,最终表现为图 5 的升力损失。由于长挡板构型在中高迎角保持了最大尺寸的分离涡,因此其升力损失也显著高于短挡板和无挡板构型。

### 3 缝翼凹腔挡板噪声源特性研究

本文采用 FLUENT 宽频噪声模块的 SNGR 方法求解 Lilley's 方程的右端声源源项。Lilley's 方程是一个三阶波动方程,由可压缩流体的质量守恒方程和动量守恒方程相结合得到,其忽略黏性项的形式如下:

$$\frac{D}{Dt} \left[ \frac{D^2 \Pi}{Dt^2} - \frac{\partial}{\partial x_j} \left( a^2 \frac{\partial \Pi}{\partial x_j} \right) \right] + 2 \frac{\partial u_k}{\partial x_j} \frac{\partial}{\partial x_k} \left( a^2 \frac{\partial \Pi}{\partial x_j} \right) = -2 \frac{\partial u_k}{\partial x_i} \frac{\partial u_j}{\partial x_k} \frac{\partial u_i}{\partial x_j} \quad (1)$$

$$\text{其中, } \Pi = \frac{1}{\gamma} \ln \frac{p}{p_0}$$

如果将 Lilley's 方程中的流场变量分解为如下时均项和湍动项:

$$u_i(\vec{x}, t) = U_i(\vec{x}) + u'_i(\vec{x}, t) \quad (2)$$

则 Lilley's 方程的右端噪声源源项可以分解为:

$$S \equiv -2 \frac{\partial u_k}{\partial x_i} \frac{\partial u_j}{\partial x_k} \frac{\partial u_i}{\partial x_j} = -2 \frac{\partial U_k}{\partial x_i} \frac{\partial U_j}{\partial x_k} \frac{\partial U_i}{\partial x_j} - \underbrace{2 \frac{\partial u'_k}{\partial x_i} \frac{\partial u'_j}{\partial x_k} \frac{\partial u'_i}{\partial x_j}}_{\text{自噪声}} - \underbrace{6 \frac{\partial U_k}{\partial x_i} \frac{\partial U_j}{\partial x_k} \frac{\partial u'_i}{\partial x_j} - 6 \frac{\partial u'_k}{\partial x_i} \frac{\partial u'_j}{\partial x_k} \frac{\partial U_i}{\partial x_j}}_{\text{剪切噪声}} \quad (3)$$

上述 Lilley's 方程右端噪声源源项当中只包含湍动项的被称为“自噪声”,既包含时均项又包含湍动项的被称为“剪切噪声”,二者之和被称为“总噪声”。

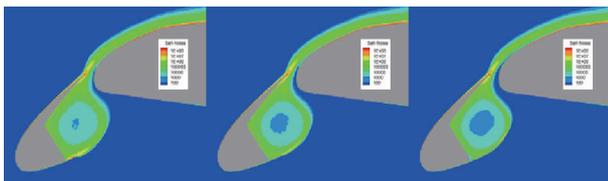
时均速度场已由定常 RANS 得到,而湍动速度场及其梯度场通过如下 SNGR 方法计算,即 N 个傅

里叶模态之和。其中 $\vec{k}_n$ 为与第n个傅里叶模态对应的波数矢量, $A_n$ 和 $\Psi_n$ 则为相应的模和相位。

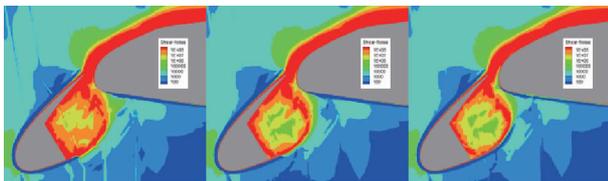
$$u'_i = 2 \sum_{n=1}^N A_n \cos(\vec{k}_n \cdot \vec{x} + \Psi_n) \quad (4)$$

本文 SNGR 方法选取的迭代步数为 200, 傅里叶模态数为 50。由于典型的着陆迎角范围为  $6^\circ \sim 8^\circ$ , 因此着重对这两个迎角时三段翼型前缘的噪声源进行分析。

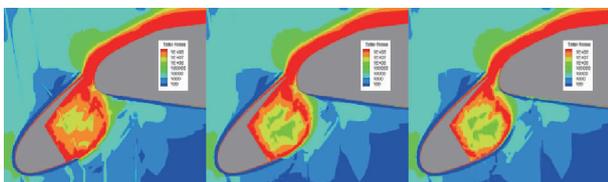
图 8 对比了无挡板、短挡板和长挡板三种构型  $6^\circ$  迎角时的自噪声、剪切噪声及总噪声声源强度分布。对于自噪声, 无挡板构型的噪声源广泛分布于缝翼凹腔内和主翼头部上方, 最强噪声源出现在缝翼上尾缘和下尾缘附近; 短挡板构型和长挡板构型都使得缝翼凹腔中心和缝翼下尾缘附近的噪声源强度减弱, 其中长挡板构型的降噪效果更加显著。对于剪切噪声, 无挡板构型在缝翼凹腔内和主翼头部上方存在大范围的强噪声源区域, 短挡板构型使得缝翼凹腔内噪声源强度减弱, 而长挡板构型除了使凹腔内噪声源强度进一步减弱外, 还在长挡板下方形成一个明显的低噪声区域。此外, 三种构型的自噪声均比剪切噪声低一个数量级, 因此总噪声与剪切噪声非常接近。



(a) 无挡板自噪声 (b) 短挡板自噪声 (c) 长挡板自噪声



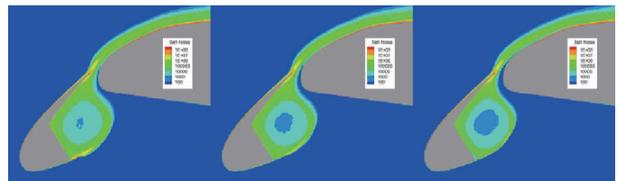
(d) 无挡板剪切噪声 (e) 短挡板剪切噪声 (f) 长挡板剪切噪声



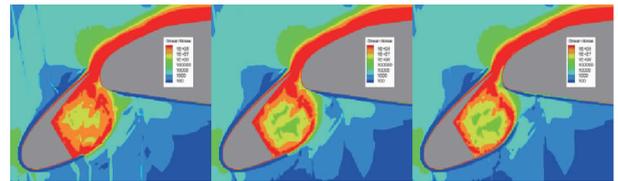
(g) 无挡板总噪声 (h) 短挡板总噪声 (i) 长挡板总噪声

图 8 三种构型  $6^\circ$  迎角噪声源强度对比

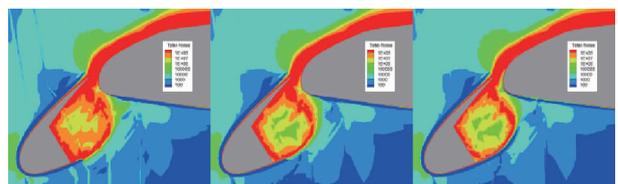
图 9 对比了无挡板、短挡板和长挡板三种构型  $8^\circ$  迎角时的自噪声、剪切噪声及总噪声声源强度分布。与  $6^\circ$  迎角情况相似, 无挡板构型的自噪声声源广泛分布于缝翼凹腔内和主翼头部上方, 最强自噪声声源出现在缝翼上尾缘和下尾缘附近; 短挡板构型和长挡板构型都使得缝翼凹腔中心和缝翼下尾缘附近的自噪声声源强度减弱, 其中长挡板构型的降噪效果更加显著。同样, 无挡板构型在缝翼凹腔内和主翼头部上方存在大范围的强剪切噪声声源区域, 短挡板构型使得缝翼凹腔内剪切噪声声源强度减弱, 而长挡板构型除了使凹腔内噪声源强度进一步减弱外, 还在长挡板下方形成一个明显的低噪声区域。此外, 三种构型的自噪声均比剪切噪声低一个数量级, 因此总噪声与剪切噪声非常接近。



(a) 无挡板自噪声 (b) 短挡板自噪声 (c) 长挡板自噪声



(d) 无挡板剪切噪声 (e) 短挡板剪切噪声 (f) 长挡板剪切噪声



(g) 无挡板总噪声 (h) 短挡板总噪声 (i) 长挡板总噪声

图 9 三种构型  $8^\circ$  迎角噪声源强度对比

## 4 结 论

1) 短挡板和长挡板不会改变失速迎角, 在失速迎角下带来了的升力损失仅为  $0.2\%$  和  $0.7\%$ 。

2) 挡板带来的升力损失主要是由挡板上下表面及主翼下翼面前缘的压力分布差异导致的, 而压力分布差异又源于挡板对缝翼凹腔分离涡形态的影响。

3) 相比无挡板构型,短挡板和长挡板构型均能降低缝翼凹腔及缝道附近的自噪声、剪切噪声和总噪声,且长挡板构型的降噪效果比短挡板构型更为显著。

#### 参考文献:

- [ 1 ] GUO Y P, JOSHI M C. Noise characteristics of aircraft high lift systems[J]. AIAA Journal, 2003, 41(7): 1247-1256.
- [ 2 ] CHOUDHARI M M, KHORRAMI M R. Effect of three-dimensional shear-layer structures on slat cove unsteadiness[J]. AIAA Journal, 2007,45(9): 2174-2185.
- [ 3 ] MAKIYA S, INASAWA A, ASAI M. Vortex shedding and noise radiation from a slat trailing edge[J]. AIAA Journal, 2010,48(2): 502-509.
- [ 4 ] DOBRZYNSKI W. Almost 40 years of airframe noise research: what did we achieve? [J]. Journal of Aircraft, 2010,47(2):353-367.
- [ 5 ] KOLB A, FAULHABER P, DROBIETZ R, et al. Aeroacoustic wind tunnel measurements on a 2D high-lift configuration[C]. AIAA 2007-3447, 2007.
- [ 6 ] DOBRZYNSKI W, GEHLHAR B and BULKHOLZ H. Model and full scale high-lift wing wind tunnel experiments dedicated to airframe noise reduction[J]. Aero-

space Science and Technology, 2001, 5: 27-33.

- [ 7 ] KHORRAMI M R and LOCKARD D P. Effect of geometric details on slat noise generation and propagation [J]. International Journal of Aeroacoustics, 2010, 9(4): 655-678.
- [ 8 ] REDONNET S. Aircraft noise prediction via aeroacoustic hybrid methods development and application of ONERA tools over the last decade: some examples[J]. ONERA Aerospace Lab Journal, 2014, 7(7): 1-16.
- [ 9 ] EWERT R, EMUNDS R. CAA slat noise studies applying stochastic sound sources based on solenoidal digital filters[C]. AIAA 2005-2862, 2005.
- [ 10 ] CHIN V D, PETERS D W, SPAID F W, etc. Flowfield measurements about a multi-element airfoil at high Reynolds numbers[C]. AIAA 93-3137, 1993.

#### 作者简介

王文虎 男,博士,工程师。主要研究方向:民用飞机噪声。E-mail: wangwenhu1@comac.cc

BREARD Cyrille 男,博士,海外专家。主要研究方向:民用飞机噪声。E-mail: cyrillebreard@comac.cc

孙一峰 男,硕士,研究员。主要研究方向:民用飞机噪声与排放。E-mail: sunyifeng@comac.cc

## Numerical study of aerodynamic and aeroacoustic performances of slat cove seals

WANG Wenhui \* BREARD Cyrille SUN Yifeng

(Shanghai Aircraft Design and Research Institute, Shanghai 201210, China)

**Abstract:** Based on the RANS (Renolds Averaged Navier-Stokes) results of aerodynamic characteristics, SNGR (Stochastic Noise Generation and Radiation) method is utilized to fast evaluate the aeroacoustic effects of slat cove seals. The numerical method is first validated by wind tunnel test data of the 30P30N three-element airfoil. Then the aerodynamic and aeroacoustic performances are compared for the no seal configuration, the short seal configuration as well as the long seal configuration. Numerical results show: 1) the short/long seal brings no inferior influence on the stall angle of attack, and only 0.2%/0.7% corresponding loss of lift coefficients; 2) the lift loss are due to the lift coefficient distribution changes on the upper and lower surfaces of the seal, as well as on the lower leading edge of the main wing, all of which comes from the seals' influences on the shape of the vortex in the slat cove;3) compared to the no seal configuration, the self noise, the shear noise and the total noise in the vicinity of slat, are reduced by both the short seal and the long seal, especially the long seal.

**Keywords:** slat; cove seal; aerodynamic noise; SNGR

\* Corresponding author. E-mail: wangwenhu1@comac.cc