

民用客机缝翼气动噪声数值模拟研究

The Numerical Simulation of Slat Noise for Civil Transport

郝 璇 周家检 张卫民 / Hao Xuan Zhou Jiajian Zhang Weimin
(中国航天空气动力技术研究院, 北京市 100074)
(China Academy of Aerospace Aerodynamics, Beijing 100074, China)

摘 要:

气动噪声水平是衡量民用客机设计水平的重要指标之一。在飞机着陆过程中,增升装置缝翼是机体气动噪声的重要噪声源。通过求解非线性扰动方程对增升装置缝翼噪声进行了二维数值模拟研究。分别针对不同来流攻角以及主翼钝后缘和尖后缘研究了缝翼噪音的频率特性。计算结果表明,缝翼缝道内的非定常涡是产生噪声的主要原因,随着来流攻角的减小,缝道内的非定常涡强度增大,活动区域变宽,进而辐射更多的噪声,从非定常声场及噪声的频率特性来看,缝翼噪声是一种偶极子声源,具有明显的宽频特性,主要噪声源集中在低频到中频段,随着频率增大,噪声幅值逐渐衰减。数值模拟较好地捕捉到了缝翼噪声源的发声机制和频率特性,为噪声控制打下了良好的基础。

关键词: 气动噪声;增升装置;大型客机;数值模拟

中图分类号: V211.73

文献标识码: A

[Abstract] The aeroacoustics level is one of the most important criterions for civil aircraft design. The slat noise is a dominating noise component during the aircraft landing. In this paper, the numerical simulation research of the slat noise frequency characteristic aiming to different angle of attack and blunt/sharp main trailing edge was done by solving the unlinear disturbance equation in two dimensional. The results show that the unsteady vorticity in the slat cove causes the noise. As the angle of attack decreased, the strength of the unsteady vorticity increased with the extent broadening and radiate more noise. It could be seen from the unsteady acoustic field and frequency characteristic that the slat noise is a kind of dipole source with broadband characteristic. The dominating noise component arose in low and mid frequency. The noise amplitude decreased as the frequency increased. The physics and frequency characteristic is well captured by numerical simulation which makes a good foundation for noise control.

[Key words] aeroacoustics; high lift device; large civil transport; numerical simulation

0 引言

随着民用飞机数量的剧增以及飞机起降密度的加大,航空噪声问题日益引起世界范围的关注。为此,国际民航组织(ICAO)制定了相应的飞机噪声适航规章,对民用飞机噪声加以限制。此外,民用飞机除了需要满足适航规章的飞机噪声限制要求外,一些机场对飞机起降噪声还有特殊的要求。同时,民用客机客舱噪声水平也是各个航空公司在采购飞机时需要考虑的重要指标之一。

早期的民用飞机气动噪声源主要是由发动机

产生的喷流噪声。随着大涵道比涡轮风扇发动机等新技术的应用,大大地降低了发动机噪声^[1]。这使得机体噪声问题逐渐凸显,特别是在着陆的过程中,机体噪声已经占据主导地位。其中增升装置是机体气动噪声的重要噪声源。当襟翼打开时,由于襟翼侧缘升力的不连续,在襟翼的侧缘产生了强度较强的涡,包括高频小尺度不稳定涡和低频大尺度涡,这两种不同尺度的涡形成了襟翼的主要噪声源^[2]。而对缝翼来说,缝翼内凹面的涡扰动(cove vorticity fluctuation)、再附着扰动(reattachment fluctuation)以及涡/后缘干涉(vortex TE interaction)是

缝翼噪声产生的主要机理^[3]。

本文对增升装置缝翼噪声进行了二维数值模拟研究。针对某二维增升装置缝翼+主翼模型,首先求解 RANS(Reynolds Averaged Navier Stokes)方程得到定常流场信息,在此基础上求解非线性扰动方程得到了该模型的非定常声场,并通过 FFT(Fast Fourier Transform)得到缝翼噪声的频率特性。在此基础上,研究了主翼钝后缘与尖后缘以及不同来流攻角对缝翼气动噪声辐射特性与频率特性的影响。

1 数值方法

1.1 主控方程

(1) 定常雷诺平均 N-S 方程

定常计算采用雷诺平均 N-S 方程,直角坐标系(Cartesian)下,微分形式的无量纲化三维非定常 N-S 方程组为:

$$\frac{\partial Q}{\partial t} + \frac{\partial F}{\partial x} + \frac{\partial G}{\partial y} + \frac{\partial H}{\partial z} = \frac{1}{Re} \left(\frac{\partial F^V}{\partial x} + \frac{\partial G^V}{\partial y} + \frac{\partial H^V}{\partial z} \right) \quad (1)$$

式中:

$$Q = \begin{bmatrix} \rho \\ \rho u \\ \rho v \\ \rho w \\ \rho e_t \end{bmatrix}, F = \begin{bmatrix} \rho u \\ \rho u^2 + p \\ \rho uv \\ \rho uw \\ \rho uh_t \end{bmatrix},$$

$$G = \begin{bmatrix} \rho v \\ \rho vu \\ \rho v^2 + p \\ \rho vw \\ \rho vh_t \end{bmatrix}, H = \begin{bmatrix} \rho w \\ \rho wu \\ \rho wv \\ \rho w^2 + p \\ \rho wh_t \end{bmatrix},$$

$$F^V = \begin{bmatrix} 0 \\ \tau_{xx} \\ \tau_{xy} \\ \tau_{xz} \\ \varphi_x \end{bmatrix}, G^V = \begin{bmatrix} 0 \\ \tau_{yx} \\ \tau_{yy} \\ \tau_{yz} \\ \varphi_y \end{bmatrix}, H^V = \begin{bmatrix} 0 \\ \tau_{zx} \\ \tau_{zy} \\ \tau_{zz} \\ \varphi_z \end{bmatrix};$$

(2) 非线性扰动方程

将非定常 N-S 方程的变量分解成平均量与扰动量之和,把平均量移到方程的右边,即:

$$\frac{\partial q'}{\partial t} + \frac{\partial F'}{\partial x_i} - \frac{\partial (F_i^v)'}{\partial x_i} = - \frac{\partial \bar{q}}{\partial t} - \frac{\partial \bar{F}_i}{\partial x_i} + \frac{\partial \bar{F}_i^v}{\partial x_i} \quad (2)$$

非线性扰动方程保留了 N-S 方程包括粘性项在内的所有的项,能直接求解从相关流场结构发出的噪声。其中,

$$\bar{q} = \begin{bmatrix} \bar{\rho} \\ \bar{\rho} \bar{u}_j \\ \bar{e} \end{bmatrix}, \bar{F} = \begin{bmatrix} \bar{\rho} \bar{u}_i \\ \bar{\rho} \bar{u}_i \bar{u}_j + \bar{p} \delta_{ij} \\ \bar{u}(\bar{e} + \bar{p}) \end{bmatrix}, \bar{F}_i^v = \begin{bmatrix} 0 \\ \bar{\tau}_{ij} \\ -\theta_i + \bar{u}_k \bar{\tau}_{ki} \end{bmatrix}$$

$$q' = \begin{bmatrix} \rho' \\ \bar{\rho} u'_j + \rho' \bar{u}_j + \rho' u'_j \\ e' \end{bmatrix}, (F_i^v)' = \begin{bmatrix} 0 \\ \tau'_{ij} \\ -\theta'_i + u'_k \bar{\tau}_{ki} + \bar{u}_k \tau'_{ki} \end{bmatrix}$$

$$F'_i = \begin{bmatrix} \bar{\rho} u'_i + \rho' \bar{u}_i \\ \rho' \bar{u}_i \bar{u}'_j + \bar{\rho} \bar{u}_i u'_j + \bar{\rho} u'_i \bar{u}_j + \rho' \delta_{ij} \\ u'_i(\bar{e} + \bar{p}) + \bar{u}_i(e' + p') \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \rho' u'_i \\ \bar{\rho} u'_i u'_j + \rho' \bar{u}_i \bar{u}'_j + \rho' \bar{u}_i u'_j + \rho' u'_i u'_j \\ u'_i(e' + p') \end{bmatrix} \quad (3)$$

忽略密度扰动,对上式进行时间平均可以得到:

$$\overline{LHS} = \overline{RHS} = \frac{\partial R_i}{\partial x_i}$$

其中,

$$R_i = \begin{bmatrix} 0 \\ \bar{\rho} \overline{u'_i u'_j} \\ c_p \overline{\rho T' u'_i} + \bar{\rho} \overline{u'_i u'_k u'_k} + \frac{1}{2} \bar{\rho} \overline{u'_k u'_k u'_i} + \bar{u}'_k \tau'_{ki} \end{bmatrix}$$

上式对应标准的雷诺应力张量和湍流热流量,通过基本的定常 RANS 方法来获得这些未知量。空间离散采用二阶精度的 TVD 格式,时间推进采用隐式双时间部方法。通过求解式(2),就可以得到脉动声压以及非定常流场变量。

(3) 人工湍流

使用基于生成人工湍流的亚格子模型,在频域里按高斯分布生成网格不能分辨的随机湍流。亚格子模型是在流场中人工合成附加的速度波动,这个合成的速度波动是由一系列随机的傅里叶模态叠加而成,具体形式见参考文献[4],使用的亚格子模型,降低了网格密度要求,尤其是近壁区域,极大地减少了计算量。

1.2 傅里叶变换

将脉动量进行傅里叶变换,就可以得到频谱特性。傅里叶变换的基本形式为:

$$P_n = \frac{1}{T} \int_{-T/2}^{+T/2} P(t) e^{-j\omega t} dt \quad (4)$$

其离散型式为:

$$P_k = \frac{1}{N} \sum_{n=0}^{N-1} p(n) e^{-j\frac{2\pi}{N}kn}, k=0,1,2,\dots,N-1。$$

将 N 定义为 2 的幂数,就得到了快速傅里叶变换形式。

2 计算结果与分析

2.1 校核算例

选择圆柱/翼型干涉模型对程序进行校核计算,如图 1 所示。翼型后缘经过了圆整处理,翼型与圆柱之间的距离、翼型弦长均为圆柱直径 D 的 10 倍。来流马赫数为 0.2,以圆柱直径为特征长度的雷诺数为 4.8×10^4 。

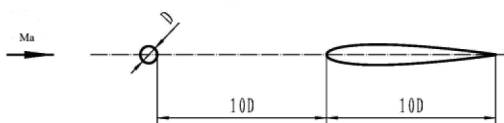


图 1 圆柱/翼型干涉模型示意图

使用的三维网格是从二维网格拉伸而来,展向拉伸 $3D$,划分 30 个单元,为减少计算量缩小了计算域,流向长度约为 $60D$,纵向宽度约为 $50D$,壁面第一层网格尺度 $1 \times 10^{-3}D$,网格总数 110 万。图 2 为网格示意图。

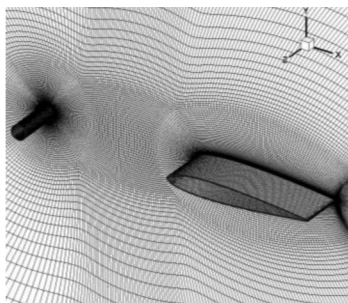
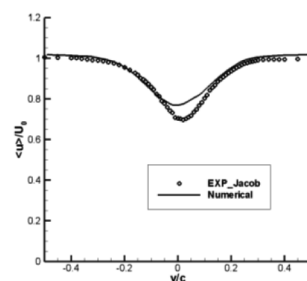


图 2 计算网格示意图

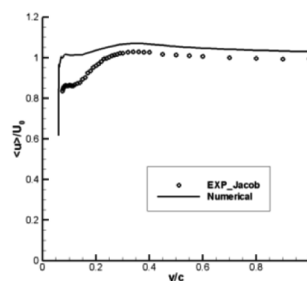
图 3 分别给出了 $x/c = -0.25$ 直线和 $x/c = 0.25$ 直线上时间平均流向速度分布,三维计算给出的是展向中间截面上的数据。在卡门涡街区域和翼型壁面区域给出的流向速度较实验结果偏大。分析原因可能是这种方法使用的平均流场变量就是由 RANS 方法提供的,而 RANS 不能很好地模拟圆柱涡脱落这种大的分离流动,从而导致了结果的偏差。

图 4 给出了 $x/c = -0.25$ 直线和 $x/c = 0.25$ 直线上脉动速度的均方根值分布。与实验结果符合得非常好。在卡门涡街区域,速度脉动较实验值偏大,而在翼型壁面区域,结果较实验值偏小。从脉动速度的均方根值分布结果可以看出,本文所采用

的数值方法能很好地预测流场变量随时间的变化。

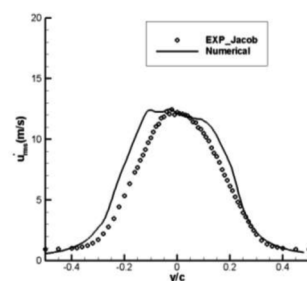


(a) $x/c = -0.25$

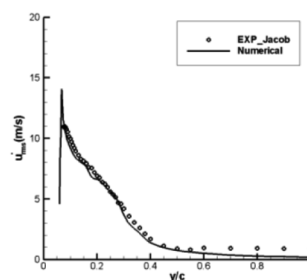


(b) $x/c = 0.25$

图 3 时间平均流向速度分布



(a) $x/c = -0.25$



(b) $x/c = 0.25$

图 4 脉动速度分布

研究气动声学问题时,通常比较关注压力脉动。因此提取出了翼型壁面 $x/c = 0.2$ 位置的动态压力,分析其频谱,与 Jacob^[5] 的实验结果和 Boudet^[6] 的非定常 RANS 结果进行对比,其结果在图 5 中给出。可以看到,数值模拟捕捉到了峰值频率,这是圆柱涡脱落相关频率,Boudet^[6] 的非定常 RANS 结果峰值频率偏大、峰值大小偏大,宽频分量普遍

偏小,而采求解非线性扰动方程无论是峰值频率、峰值大小、宽频分量均与实验结果符合得非常好。验证了该数值方法的可靠性。

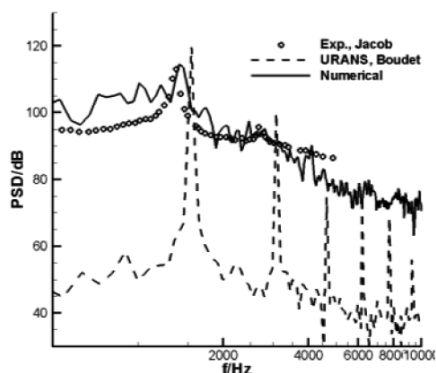


图5 翼型表面压力频谱

2.2 二维缝翼噪声

本文选用的计算模型是二维缝翼+主翼外形,如图6所示。该外形缝翼偏角 27° ,对应实际的着陆状态。主翼后缘分为钝后缘和尖后缘两种外形,缝翼后缘厚度按照实际工程设计要求给定。计算外形按照当地弦长进行归一化。

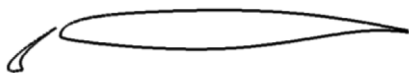


图6 计算模型

2.2.1 平均流场计算

在前面的数值方法中已经提到,求解非定常 RANS 方程需要定常的 RANS 计算结果来提供雷诺应力张量和湍流热流量。因此首先进行定常 RANS 计算。

计算域为 ± 50 倍翼型弦长,表面第一层网格的高度为 2.5×10^{-6} ,拉伸比为1.25。网格总数量为26万。来流马赫数0.2,计算状态为 8° 攻角,基于实际当地弦长的雷诺数为1980万。

2.2.2 非定常流场计算

在定常计算结果的基础上,求解非定常 RANS 方程进行非定常流场计算,从而得到噪声源的关键位置与频率特性。首先生成满足噪声计算要求的网格,计算域为 ± 3 倍翼型弦长。考虑到缝翼噪声的宽频特性,生成的噪声计算网格要满足所模拟的频率范围的要求。缝翼表面和缝道中间的网格最大尺度不超过0.002倍翼型弦长。主翼表面及附近区域的网格最大尺度不超过0.005倍翼型弦长,网格总数为22万,如图7所示。将定场流场计算结果插值得到该网格的定常流场信息。时间步长为 1.0×10^{-5} s,共迭代20 000步。

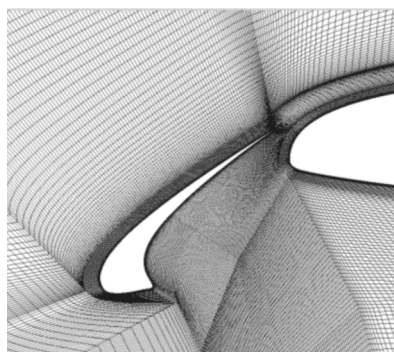


图7 局部网格

2.2.3 噪声机制与频率特性

分别计算了缝翼+钝后缘主翼与缝翼+尖后缘主翼模型在 8° 攻角时的非定常流场。图8和图9分别给出了缝翼+钝后缘主翼不同时刻缝道内部涡量分布及声压分布。图10给出了缝翼+尖后缘主翼不同时刻声压分布。可以看出,缝翼缝道内的非定常涡形成了明显的宽频偶极子噪声源。从图9和图10中可以看到,钝后缘主翼由于在后缘有明显的涡脱落,产生了明显的单频偶极子声源。

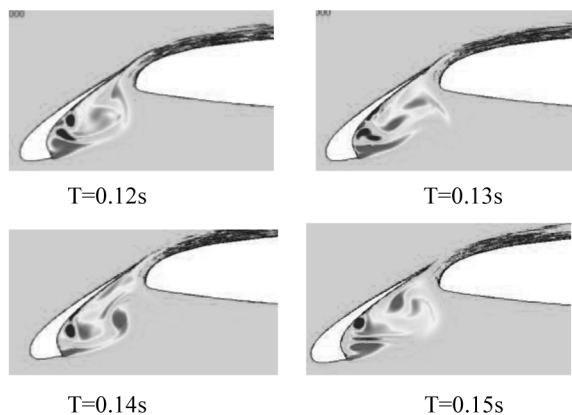


图8 不同时刻缝翼缝道涡分布(主翼钝后缘)

为了研究噪声源的频率特性,在缝翼缝道内以及主翼后缘处设置了6个脉动压力测量点,如图11所示。图12和图13分别给出了钝后缘主翼外形和尖后缘主翼外形不同位置的噪声频谱。同样可以看出,由于主翼钝后缘造成的脱落涡,形成了明显的纯音噪声。由于来流速度较低,声波向整个计算域传播。对于图12中A~D 4个测量点来说,由于A和B点受到主翼头部的阻挡,因此受后缘单频纯音噪声影响较小,在其频谱中没有发现明显的纯音噪声。而C和D点暴露在流场中,能够明显感受到后缘纯音噪声,因此在其频谱中能够发现纯音噪声。从A~D的频谱可以明显看到,缝翼噪声具有明显的宽频特性,主要能量集中在低频到中频,并随

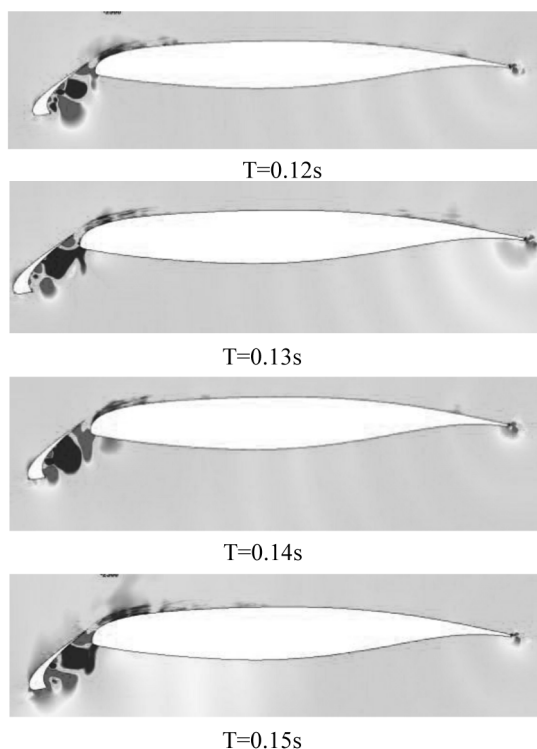


图9 不同时刻缝翼周围声压分布(主翼钝后缘)

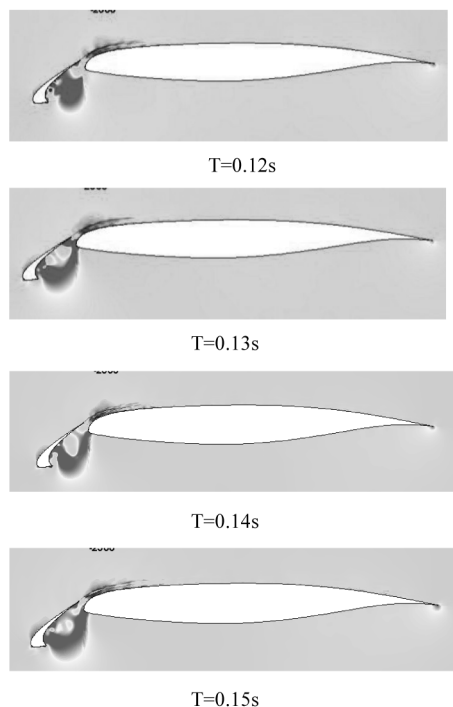


图10 不同时刻缝翼周围声压分布(主翼尖后缘)

着频率的增大而衰减。从 E 和 F 两个位置的噪声频谱可以看到,在主翼后缘产生了明显的纯音噪声,峰值频率在 2 000Hz 左右。

2.2.4 来流攻角对缝翼噪声的影响

为了研究来流攻角对缝翼噪声的影响,先后计

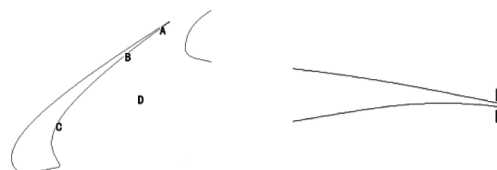


图11 脉动压力测量点

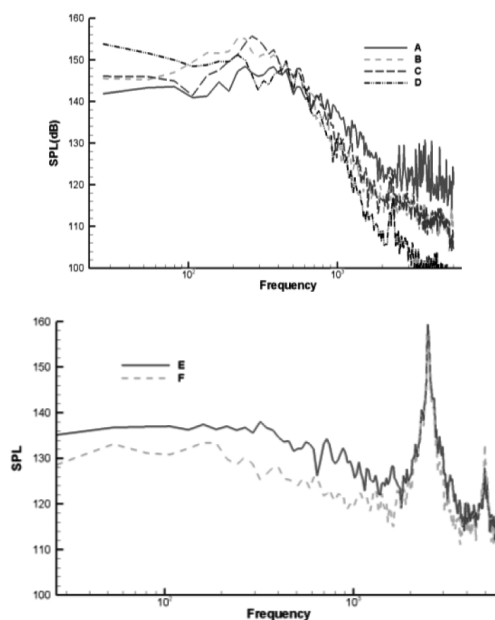


图12 不同测量点的噪声频谱(钝后缘主翼)

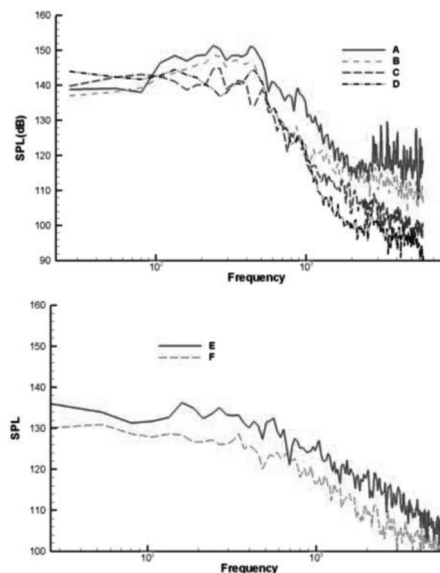


图13 不同测量点的噪声频谱(尖后缘主翼)

算了 $5^{\circ} \sim 9^{\circ}$ 、 12° 和 18° 来流攻角的噪声特性,如图 14 所示。图 15 给出了图 11 所示的 6 个脉动压力测量点在不同来流攻角下各自的噪声频谱。可知,随着攻角增大,缝翼缝道内部的非定常涡的强度明显减小,活动范围逐渐被局限于某个区域之内,非

定常特性逐渐减弱,这使得缝翼噪声水平随着来流攻角的增大而减弱,这与参考文献[7]中所提到的现象是一致的。与较大攻角状态不同的是,当攻角小于 9° 时,不同攻角缝翼缝道内的宽频噪声水平差异较小。除此之外还可以发现,主翼后缘单频纯音噪声基本上不受来流攻角的影响(攻角大于 9°)。通过对输出的一帧一帧的非定常计算结果进行分析还可以发现,当来流攻角较小(小于 7°)时,缝翼内部的旋涡活动异常剧烈,少量旋涡从缝翼缝道内溢出。同时旋涡还冲击主翼头部,产生了沿着主翼上表面运动的负涡量非定常旋涡,也产生了噪声。这部分非定常涡同时影响到了主翼后缘涡的运动。从图 15 中可以看出,当来流攻角小于 7° 时,主翼后缘 E 和 F 两个位置的单频纯音噪声消失了。

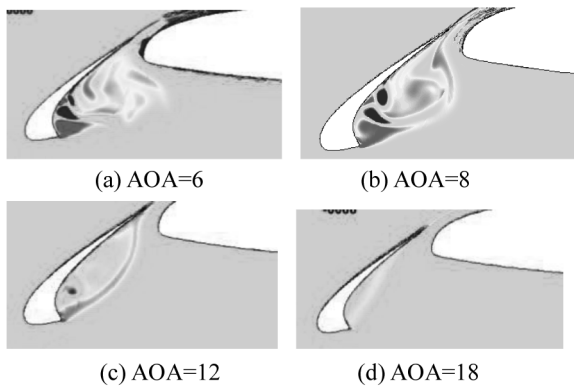
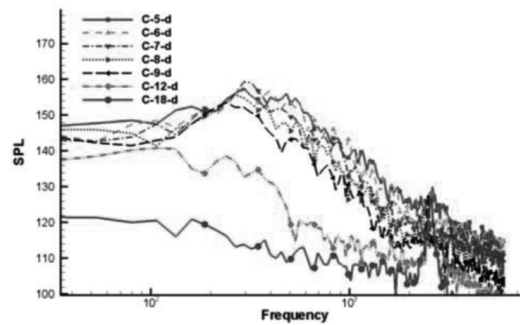
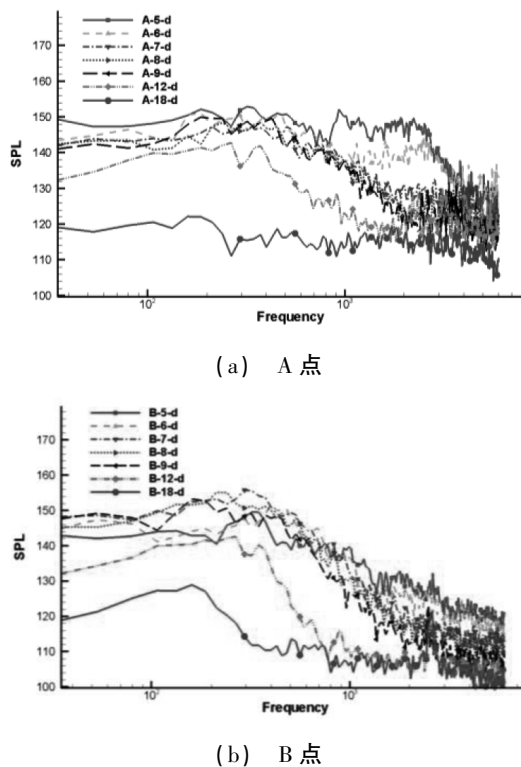
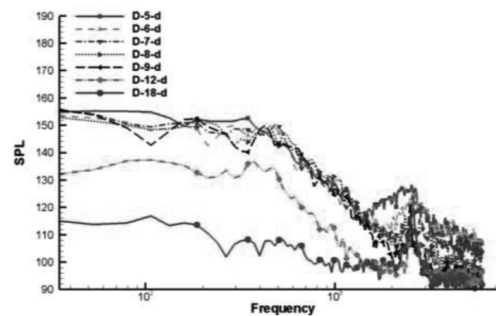


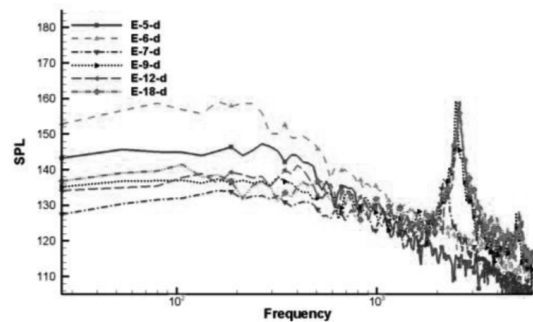
图 14 $T=0.12s$ 时不同来流攻角缝翼瞬态涡量分布



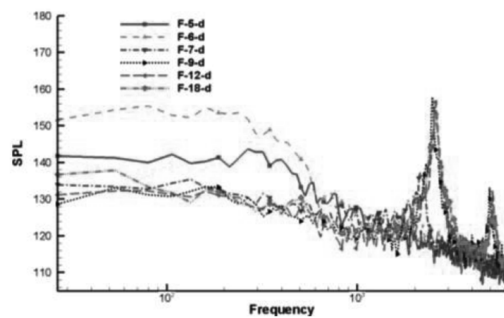
(c) C 点



(d) D 点



(e) E 点



(f) F 点

图 15 不同攻角 A~F 测量点声压级频谱

4 结论

本文采用非定常 RANS 求解器对大型民用客机增升装置缝翼气动噪声进行了二维数值模拟研究。

(下转第 86 页)

说明产品在其整个生命周期内的构型状态。构型纪实方面,应该就供应商是否制定了产品构型纪实管理要求、记录哪些内容、如何获取,记录,储存,输出信息等方面进行审核。

2.6 构型审核

构型审核一般可分为功能构型审核和物理构型审核两部分,应该就供应商是否制定了构型审核管理要求和流程、供应商如何实施功能构型审核以及何时进行、供应商如何实施物理构型审核以及何时进行等方面进行审查,以确保供应商能够通过审查文件、产品和记录来完成产品构型的验证以及通过评审程序、流程和操作系统来确认其产品已经达到主制造商所要求的特性(性能要求和功能约束),并且产品的设计已被准确地记录在文件之中。

2.7 次级供应商构型管理

次级供应商管理方面,应该审核供应商是否制定了对次级供应商的构型管理要求并获得了认同、是否要求次级供应商提交构型管理大纲(CMP)、次级供应商是否提交了构型管理大纲(CMP)并获得供应商批准、是否将主供应商的构型管理要求传递到次级供应商等。

3 实施

在项目初步设计评审之前,应要求供应商提交

CMP,并进行桌面评审;初步设计评审之后,建议开展供应商构型管理体系现场审核。可按照上述要求逐项审查,最终判断供应商内部是否有一套行之有效的构型管理流程,是否要求完整、正常运作,若不满足主制造商的要求,需提出整改和完善项目;整改和完善后仍不能满足要求,需考虑更换供应商。

4 结论

本文提出了对供应商构型管理体系进行审核时应关注的方向,包括构型管理顶层要求、构型管理组织体系、构型标识、构型控制、构型纪实、构型审核以及对次级供应商的管理等,并对标识和控制两个重要部分进行举例说明。供应商构型管理体系审核能够为供应商提供产品的构型状态保驾护航,同时也为飞机的研制成功提供有力保障。

参考文献:

- [1]田宏星,龚文秀,朱岩.民机研制过程中对供应商产品数据模块化管理初探[J].科技信息,2011(24):744-745.
- [2]ANSI/GEIA-649A_2004 National Consensus Standard for Configuration Management[S].2004.

(上接第26页)

计算结果表明,缝翼缝道内的非定常扰动涡是产生噪声的主要原因。这种非定常涡强度随着来流攻角的减小而增强,活动区域变大,产生的气动噪声也随之增大。当攻角减小到一定值以后,缝翼缝道内的涡会冲击主翼前缘并有了涡溢出,对主翼后缘涡运动产生了比较明显的影响。通过在缝翼缝道内部以及主翼后缘设置数据采集点对噪声源的频率特性进行了分析。快速傅里叶分析结果表明,缝翼噪声具有明显的宽频特性,主要噪声能量位于低频到中频范围,并且随着频率的增高,噪声幅值逐渐衰减。除此之外,主翼后缘由于涡脱落也产生了明显的单频纯音噪声,在实际工程设计中必须采取措施加以抑制。计算结果较好得捕捉到了缝翼噪声源及频率特性,为噪声控制研究打下了良好的基础。

参考文献:

- [1]William. L. Willshire. Jr, and Donald. P. G. Advanced

Subsonic Transport Approach Noise-The Relative Contribution of Airframe Noise. NASA-TM-104112,1992.

[2]D. P. Lockard, G. M. Lilley. The Airframe Noise Reduction Challenge. NASA/TM- 2004-213013, 2004.

[3]Y. P. Guo, M. C. Joshi. Noise Characteristic of Aircraft High Lift Systems[J]. AIAA Journal, Vol. 41, No. 7, 2003, pp. 1247-1256.

[4]P. Battern, U. Goldberg, S. Chakravarthy. Reconstructed Sub-Grid Methods for Acoustics Predictions at all Reynolds Numbers. AIAA Paper 2002-2511.

[5]D. Casalino, M. C. Jacob. A rod-airfoil experiment as benchmark for broadband noise modeling. Theore. Comput. Fluid Dynamics(2005)19:171-196.

[6]D. Casalino, M. Jacob, M. Roger. Prediction of rod airfoil interaction noise using the FWH analogy. AIAA Paper 2002-2543.

[7]M. R. Khorrami, B. A. Singer and D. P. Lockard. Time-Accurate Simulation and Acoustic Analysis of Slat Free-Shear-Layer: Part II. AIAA Paper 2002-2579.