

# 基于混合求解法的二维多段翼气动噪声特性分析

## Analysis of Aerodynamic Noise for 2-D Multiple Elements Airfoil by Hybrid-Solving Method

李 强 陈迎春 李亚林 / Li Qiang Chen Yingchun Li Yalin

(上海飞机设计研究院, 上海 201210)

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

### 摘 要:

基于混合求解法,通过对声源区计算域进行分区,研究了二维多段翼不同部件对远场声压级的贡献,给出了声场分布和远场指向性,发现前缘缝翼噪声和主翼尾缘噪声对远场的贡献较小,襟翼后缘噪声的贡献在总声压级中占主导地位,是值得关注的噪声来源。

**关键词:**计算气动声学;多段翼;气动噪声;混合求解法

[Abstract] Based on hybrid-solving method, by dividing the sound field computational domain into four different parts, the influence of different parts of the 2-D multiple elements airfoil on far field sound pressure level was investigated and the sound field mapping and far field directivity were presented. It was found that the noise contribution of slat and main airfoil on far field is far less than that of flap trailing edge, which dominates for overall sound pressure level and should be paid priority attention.

[Key words] Computational Aerodynamic Acoustics; Multiple Elements Airfoil; Aerodynamic Generated Noise; Hybrid-Solving Method

## 0 引言

在飞机起飞爬升和进场着陆阶段,飞机需要增大升力而使用增升装置(前缘缝翼、主翼和后缘襟翼),这时由增升装置诱导的湍流产生较强烈的机体噪声分量。作为机体噪声的一个主要分量,增升装置噪声引起了人们的极大关注。研究增升装置气动噪声,不管是对降低飞机起飞着陆时的噪声还是提高飞机市场竞争力都有极为重要的意义。

计算气动声学自 80 年代中期开始逐步兴起,在 90 年代成为气动声学的热点。计算气动声学方法可以分为两类。一类是直接求解法,通过解 N-S 方程直接求取计算域内的声场。这种方法对系统资源的要求很高,而且计算时间也很长,需要的计算成本相当大,从目前的计算机能力看,还无法进行工程应用。

另一类方法就是混合求解法,先用 URANS、LES/DES 等方法计算声源或者采用 RANS 加入扰

动因子模拟声源,然后再用 LEE(Linearized Euler Equation)方法或者 FW-H 等积分方法计算声波的传播或者辐射。混合求解法通常先计算声源信息,再根据需要进行声场的传播或者远场辐射,从而达到加快计算速度的目的,它弥补了直接模拟的缺点。因此,倍受声学工作者的欢迎。

2000 年, Khorrami 等人以 EET(Energy Efficient Transport)机翼为模型进行了一系列的 URANS 模拟计算,计算得到的窄频频率与实验结果基本吻合。同一年, Singer 等人以 Khorrami 的 URANS 流场计算结果为基础,采用 FW-H 积分方法计算了缝翼的远场噪声,计算结果与声学风洞实验结果是吻合的,这也验证了近场的流动计算是正确的。2002 年, Khorrami 等人采用二维的全湍流 URANS 计算模拟了二维多段翼缝翼空腔区域的流动,流场计算得到的数据被用来使用 FW-H 积分方法计算远场噪声。噪声计算得到的频谱分布趋势与风洞实验结果基

本吻合,但是由于计算模型采用的是二维模型,得到的噪声强度比实验数据要大。

本文基于混合求解法,先对 30P-30N 二维多段翼型的流场进行模拟,采用 LES 模型计算得到噪声源,与试验结果进行对比,分析了流场计算结果的可靠性;在此基础上对声场进行计算,对其噪声特性进行研究,给出了声场分布和远场指向性并分析二维增升装置的噪声特性。

## 1 CFD 流场计算

### 1.1 多段翼几何外形

麦道公司的 30P-30N 翼型,由前缘缝翼、主翼和后缘襟翼构成,是二维多段翼型研究广泛采用的算例翼型,该翼型的前缘缝翼和后缘襟翼的偏角均为  $30^\circ$ ,前缘缝翼的缝道宽度为 2.95%,外伸量为 -2.5%;后缘襟翼缝道宽度为 1.27%,外伸量为 0.25%,是典型的着陆构型,几何外形如图 1 所示。

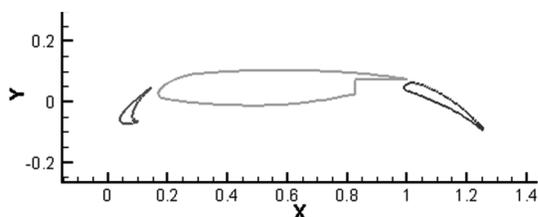


图 1 30P30N 多段翼型图

### 1.2 控制方程

本文运用有限体积法分别求解定场和非定常雷诺平均 N-S (Navier-Stokes) 方程,动量方程采用二阶迎风格式,粘性项采用二阶中心差分格式,速度与压力耦合求解,翼型表面采用无滑移边界条件。其中,定场计算湍流模型采用  $k-\omega$  SST 模型,非定场计算采用 LES 湍流模型。

### 1.3 计算网格及时间步长设置

计算域为圆形,边界距离翼型为 50 倍弦长,翼型壁面网格第一层厚度为 0.1mm,网格单元总数为

56 793,如图 2(a)所示。

非定常计算时间步长的设定必须遵循快速傅里叶变换定律。根据采样定律  $f_{max} = 1/2\Delta t$ ,设定最大计算频率为  $f_{max} = 4\ 000\text{Hz}$ ,则采样时间间隔  $\Delta t$ (即非定常计算时间步长)取 0.000 125s,每个时间步长内迭代 50 步。总共保存了 1 000 个时间的步结果,根据  $f_{min} = \Delta f = 1/n\Delta t, n = 1\ 000$ ,那么有  $f_{min} = \Delta f = 8\text{Hz}$ 。

### 1.4 CFD 计算结果

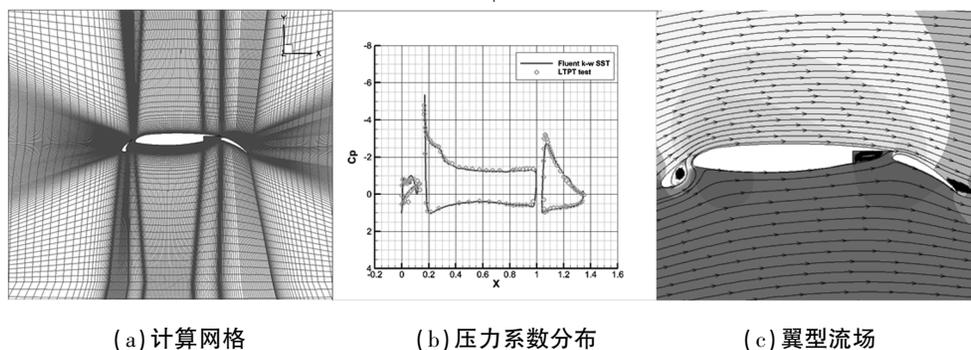
本文模拟的工况为:马赫数  $M = 0.2$ ,攻角  $\alpha = 0^\circ$ ,雷诺数  $Re = 9 \times 10^6$ 。首先进行定常流场计算,待结果收敛后再进行非定常计算,这样可以保证非定常计算的收敛性与可靠性。定常与非定常流场结果均采用商业软件 Fluent 计算得到。表 1 中列出的是翼型升阻力系数的定场计算结果与试验值的对比。

表 1 翼型升、阻力系数计算结果与试验值对比

	计算值	试验值	误差(%)
$C_l$	2.17	2.19	0.9
$C_d$	0.030	0.032	6.25

图 2(b)给出的是攻角为  $0^\circ$  时三段翼表面压力系数分布。从图中可看出, $k-\omega$  SST 湍流模型得到的压力分布与试验值吻合得非常好,说明本文的流场计算结果是可信的。图 2(c)给出的是  $0^\circ$  时攻角流场的流线图及压力云图。从压力分布可以看出,在襟翼、缝翼区域压力出现明显的变化。图中等压线以及流线均能光滑地穿过分块界面,可以确定网格分块边界处的通量信息能正确传递。

图 3 给出的是前缘缝翼、主翼尾缘和襟翼尾缘区在不同时刻的流场。从图中可以看到,在三个不同时刻缝翼的角涡区和主翼末端的主翼仓都存在一大一小两个涡,随着时间的推移,涡的大小和位置基本不变,流场比较稳定;在襟翼末端和尾迹区可以观察到明显的涡生成和脱落过程,襟翼与尾迹区湍流发生了强烈的相互干扰。



(a) 计算网格

(b) 压力系数分布

(c) 翼型流场

图 2 CFD 计算网格及结果:  $M = 0.2, \alpha = 0^\circ, Re = 9.0 \times 10^6$

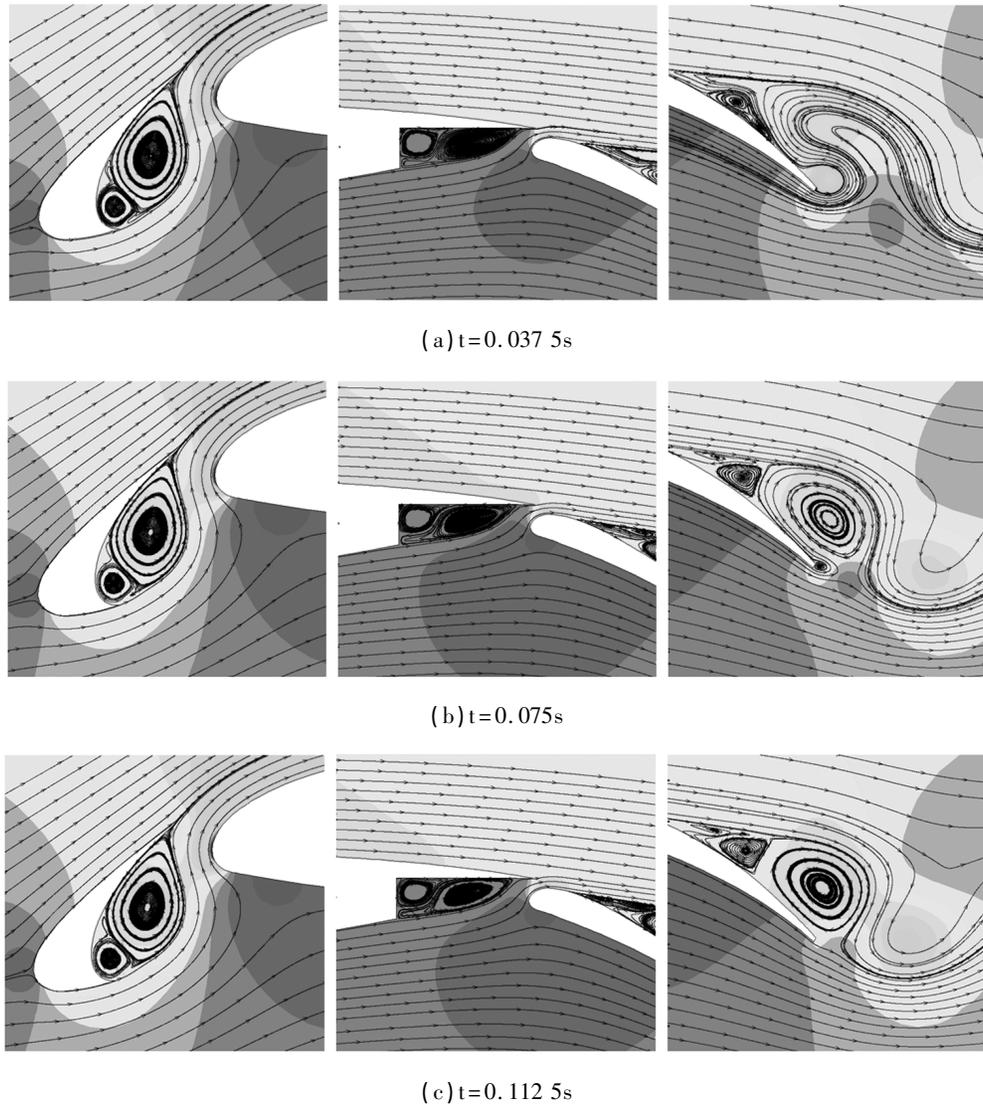


图3 不同时刻前缘缝翼、主翼尾缘和襟翼尾缘流场

## 2 声学场计算

### 2.1 Lighthill 声类比理论

气体流动流致噪声的声学远场计算通常采用积分方法。这类方法通过对近场流场中的流动参数进行积分,来获取远场的噪声声压扰动。

本文计算基于 Lighthill 声类比方法,并加入了 Curle's 理论。Lighthill 方程是直接来自 Navier-Stokes 方程中推导而来。Lighthill 声类比理论如下所示:

$$\left(\frac{1}{c^2} \frac{\partial^2}{\partial t^2} - \nabla^2\right) [c_0^2(\rho - \rho_0)] = \frac{\partial T_{ij}}{\partial x_i \partial x_j} \quad (1)$$

式中:

$T_{ij} = \rho u_i u_j - \sigma_{ij} + [(p - p_0) - c_0^2(\rho - \rho_0)] \delta_{ij}$ ,  $\rho_0$  和  $p_0$  分别为未受扰动时的流体密度和流场压力的均值,  $T_{ij}$  被称为 Lighthill 应力张量。

### 2.2 声学网格及计算

声学计算模拟需对几何模型做适当简化后建立计算域,并对计算区域进行网格划分。声学网格划分必须满足每声波波长至少 6 个线性网格单元的要求,即:

$$h \leq \lambda_{min} / 6 = c_0 / 6f_{max} \quad (2)$$

因此网格尺寸应小于 0.03m,实际网格尺寸小于 0.02m。划分的声学模型网格区域共计 150 323 个节点,301 876 个网格。

在声学场计算过程中,先将非定场流场结果中的速度、密度和压力等变量拟合到对应的声场网格上,再继续进行后续计算。

声学场计算由 Actran 软件完成,本文将分别考虑多段翼中缝翼尾缘、主翼尾缘和襟翼尾缘三个部分对多段翼型远场总声压级的贡献情况,因此,对声学

网格进行了特别处理,将网格中的声源区划分为四个计算域,分别为包含缝翼和主翼前缘的区域、包含主翼后缘和襟翼前缘的区域、包含襟翼后缘的区域和声源区剩下的部分,前三个区域依次记作 slat 区、flap1 区和 flap2 区。多计算域网格如图 4 所示。

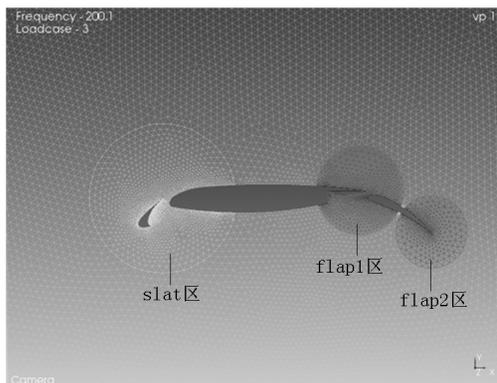


图 4 多计算域声学网格

### 3 气动噪声计算结果与分析

#### 3.1 近场计算结果

针对上述计算,在后处理过程中得到声源区域分布、频域分布、计算域的声压级云图、远场声源

指向性曲线和场点的频谱曲线。

先对流场结果进行 Lighthill 声类比转换,再将结果进行时频转换,得到 Lighthill 体源频域结果。

从 Lighthill 体源频域结果进行声传播计算,得到声压级频域云图分布。图 5(a)~(f)给出的是航空上常用的 1/3 倍频程附近的声压级云图分布,所取频率点分别为 100Hz、160Hz、200Hz、2001Hz、3 149Hz 和 3 998Hz。

图 5(a)~(c)中,前缘缝翼的声源十分明显,随着频率的增大,声源区沿主翼上下表面向翼型后段逐渐扩大,在 100Hz 时,声压级达到 132dB。当频率达到 160Hz 时(图 5(b)),翼型上表面的声源区减小,下表面的声源成为主要噪声源。当频率达到 200Hz 时(图 5(c)),翼型上下表面的声源消失,襟翼后缘附近出现声源,总声压级达 153dB,成为主要噪声源。

从以上给出的云图结果可以看出,在本文所关注的频率范围内(100Hz~3 998Hz),二维翼型的声源主要出现在缝翼上下表面、缝翼缝道与主翼前缘区域及襟翼尾缘处,在主翼尾缘和襟翼的前缘区域及缝道处没有出现较强的噪声源。

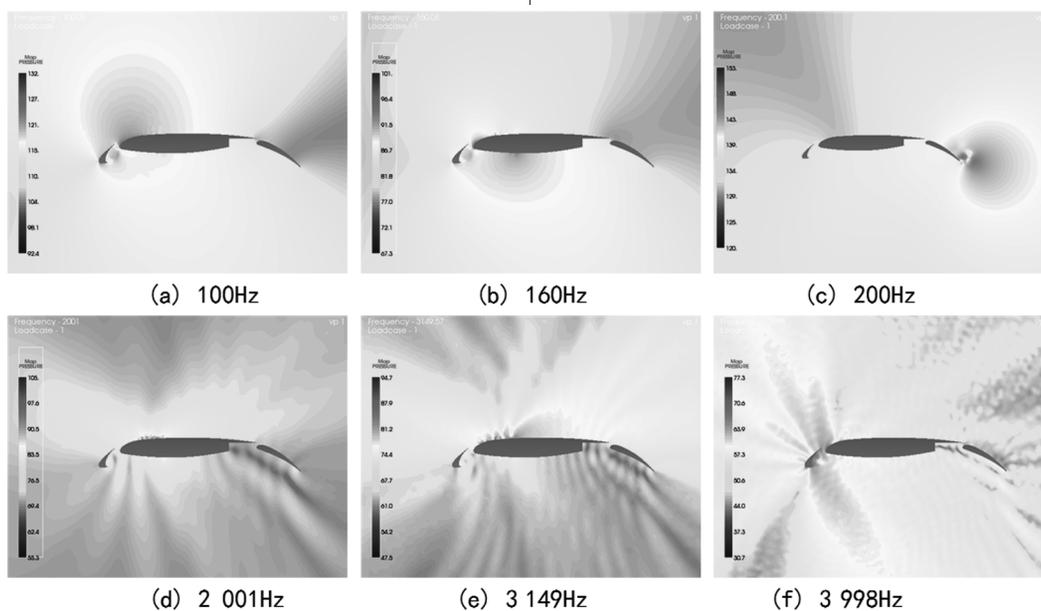


图 5 声压级分布

#### 3.2 远场观测点声压及频响结果

声学指向性也是声场研究的重点,从中可以了解声源所产生的声场在远场的总声压级分布及在各个方向上的声压强弱情况。在二维计算域平面内距翼型中心 120m 的区域预先布置一圈观测接收点,点间夹角 1°,共计 361 个点。观测点位置如图 6

所示。

根据计算所得观测点声压级结果,绘制远场声压指向性曲线。图 7(a)~(f)分别给出的是航空上常用的 1/3 倍频程附近的指向性曲线图,所取频率点分别为 500Hz、628Hz、800Hz、1 000Hz、2 001Hz 和 3 149Hz。

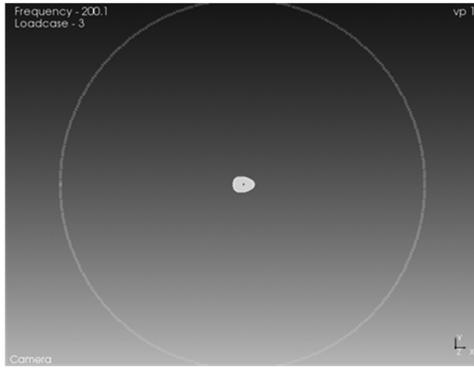


图6 远场观测点位置

图7为声压级指向性曲线图,图例中的“slat”、“flap1”和“flap2”为分别考虑图4中所设置的slat区、flap1区和flap2区三个计算域时所得的结果。图

例中的“all”是将图4中四个计算域合为一个计算域后总的的影响。

从图中可以看出在各个频率点处,考虑不同的计算域,即不同翼型部件在远场的声压级分布情况。在本报告给定的条件下,在给定的所有频率点中,slat区和flap1区所产生的噪声声强相对整个计算域所产生的声强要弱得多,flap2区域所产生的噪声较强,在总声压级分布中占主导地位,是整个翼型中最主要的声源。频率小于628Hz,slat区产生的声强最小,大于628Hz时,flap1区产生的声强减弱,变为最小。

而对于声压级的指向性来说,在不同频率下,不同声源,其远场指向性各不相同,没有明显规律可循。

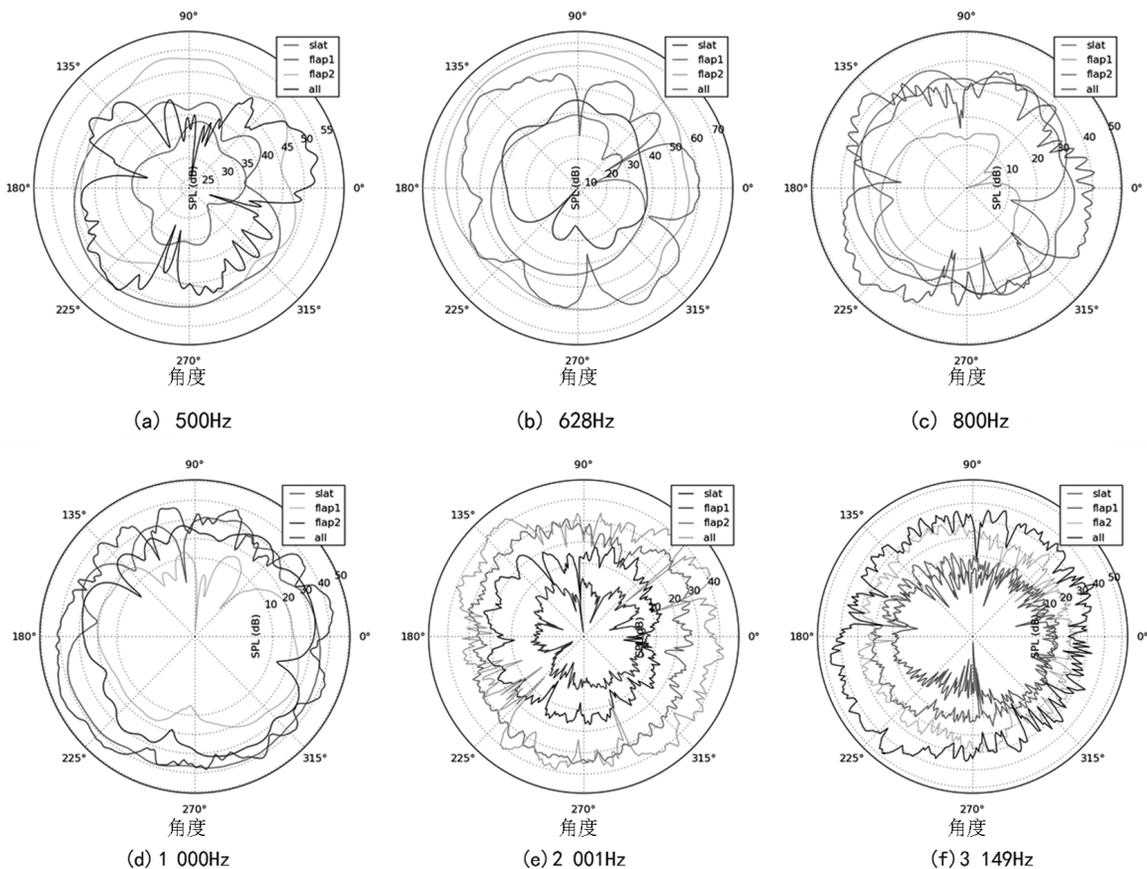


图7 声压级指向性曲线

图8(a)~(c)给出的是远场90°、180°和270°观测点不同声源计算域的频谱曲线的比较。从图中可以看出,在所给出的观测点位置处,slat区、flap1区和flap2区三个区中,在100Hz位置处都有一个峰值,flap2区的声压级最大,基本在120dB左右;当频率大于100Hz时都显示为宽频噪声,这是由于襟翼

与上游机翼的尾迹湍流的干扰而产生的升力脉动噪声,图8中flap2区在各个频率下声强均为最强,其对总声压级的贡献最大,这与从声压级指向性中得到的结果一致。flap2区,即襟翼后缘尾迹区,是噪声场研究中值得关注的区域。

(下转第44页)

## 5 试飞报告和记录

在所有功能可靠性试飞中应保持纪录。对所有的检查应保留准确的和完整的记录。这些检查包括所有的不足(个人认为这里指的是试飞中发现的设计不足)、难点(试飞困难点)、与众不同的特性(飞机特性)、试飞期间发现的机组过失来源、采用的建议及采取的措施。需要强调的是这些可能需要的的设计更改项目都应向局方说明。

在功能可靠性合格审定试飞结束,参与试验的试飞员、工程专家和制造检查员应准备一份总结报告,并将其作为型号检查报告的一部分。

## 6 结论

随着国人民用飞机事业的发展,功能和可靠性

试飞作为一项重要的局方试飞项目,急需对其适航条款、试飞方法和试飞大纲等进行深入研究。本文从适航条款、飞机构型、试飞方法、试飞大纲等方面对功能和可靠性试飞进行浅析,得出一些初步见解,供民用运输类飞机功能和可靠性试飞借鉴。

### 参考文献:

- [1]中国民用航空局. CCAR25 中国民用航空规章第 25 部运输类飞机适航标准[S]. 北京:中国民用航空局,1985.
- [2]陈昭灼,等译. 运输类飞机合格审定飞行试验指南[M]. 西安:中国飞行试验研究院,1997.
- [3]黄文静,孟建文,吴密翠. 民用运输类飞机合格审定性能试飞方法研究[J]. 飞行力学,2001,19(6):62-68.
- [4]周自全. 飞行试验工程[M]. 北京:航空工业出版社,2010.

(上接第 12 页)

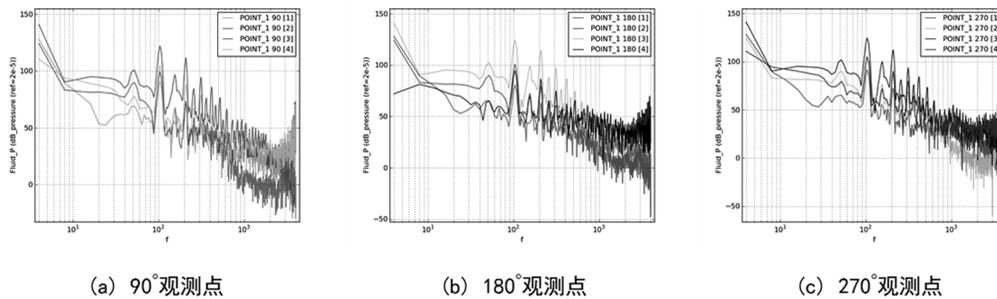


图 8 远场声压级频谱曲线

## 4 结论

本文采用混合求解法,对二维多段翼型的噪声特性进行了研究,给出了声场云图和远场指向性分布,并分析了二维增升装置的噪声特性。通过对声源区计算域进行分区,研究了多段翼不同部件对远场声压级的贡献,发现前缘缝翼噪声和主翼尾缘噪声的贡献相对较小,襟翼后缘声源的贡献在总声压级中占主导地位,是值得关注的噪声来源。

### 参考文献:

- [1]M. Khorrami, M. Berkman, M. Choudhari. Unsteady flow computations of a slat with a blunt trailing edge[J]. AIAA Journal, 2000, 38(11):2050-2058.
- [2]B. Singer, D. Lockard, K. Brentner, et al. Computational aeroacoustic analysis of slat trailing-edge flow[J]. AIAA Journal, 2000, 38(9):1558-1558.
- [3]M. Khorrami, B. Singer, M. Berkman. Time-accurate sim-

ulations and acoustic analysis of slat free shear layer[J]. AIAA Journal, 2002, 40(7):1284-1291.

- [4]王运涛,王光学,张玉伦. 30P-30N 多段翼型复杂流场数值模拟技术研究[J]. 空气动力学学报,2010, 28(1): 99-103.
- [5]V. Chin, D. W. Peters, F. W. Spaid, and R. J. McGhee. Flow Field Measurements About a Multi-Element Airfoil at High Reynolds Numbers [R]. AIAA paper 93-3137, 1993.
- [6]W. O. Valarezo. High-lift Testing at High Reynolds Number[R]. AIAA paper 92-3986, 1992.
- [7]F. W. Spaid, St. L. Mo, F. T. Lynch. High Reynolds number multi-element airfoil flowfield measurements[R]. AIAA 96-0682, 1996.
- [8]V. Chin, D. W. Peters, F. W. Spaid, and R. J. McGhee. Flow Field Measurements About a Multi-Element Airfoil at High Reynolds Numbers [R]. AIAA paper 93-3137, 1993.