



飞机增升构型气动噪声数值分析

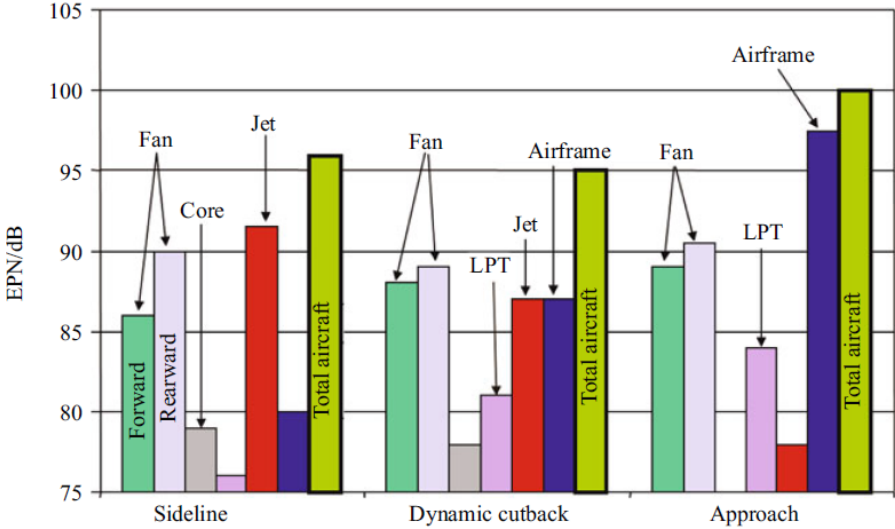
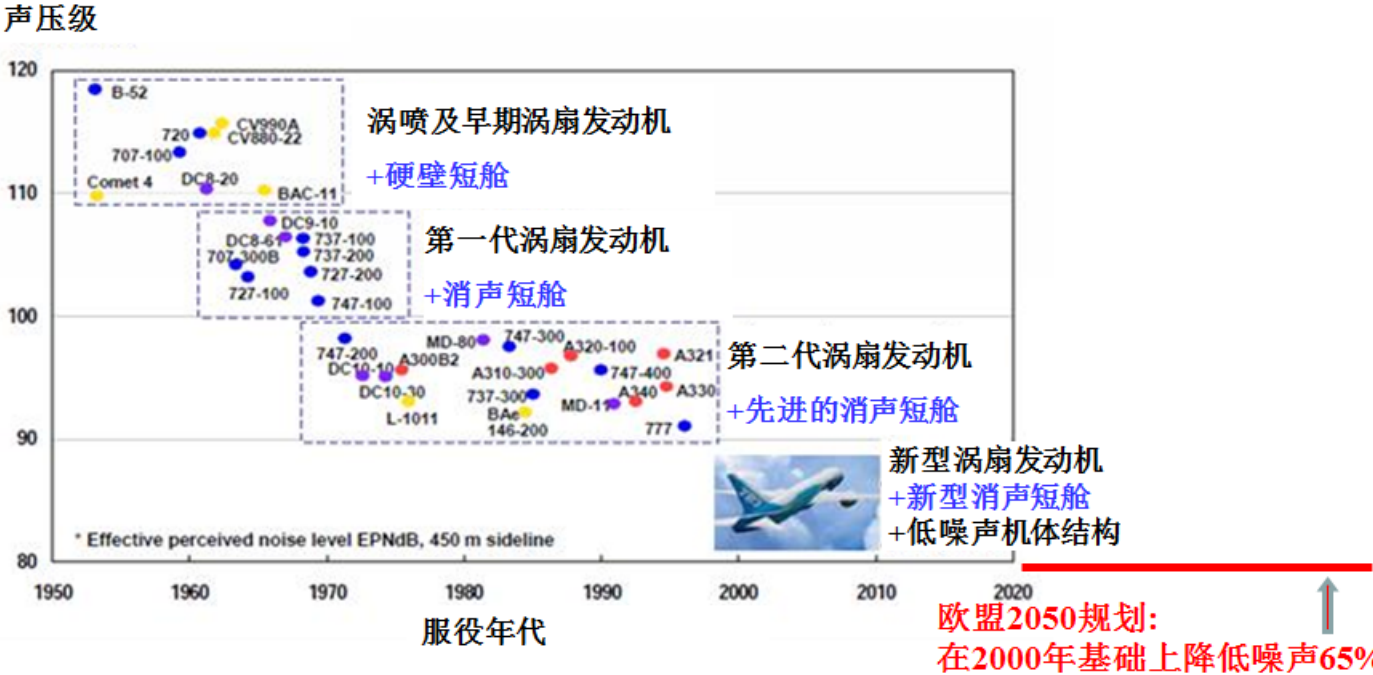
DF PL S&SE AP CN STS CTT 3D 刘文

机体噪声问题应用背景

机体噪声是适航取证的关键技术指标！

飞机噪声的适航标准在逐级提高，2020年要降低20dB

飞机起降阶段机体噪声成为**最重要**噪声源之一

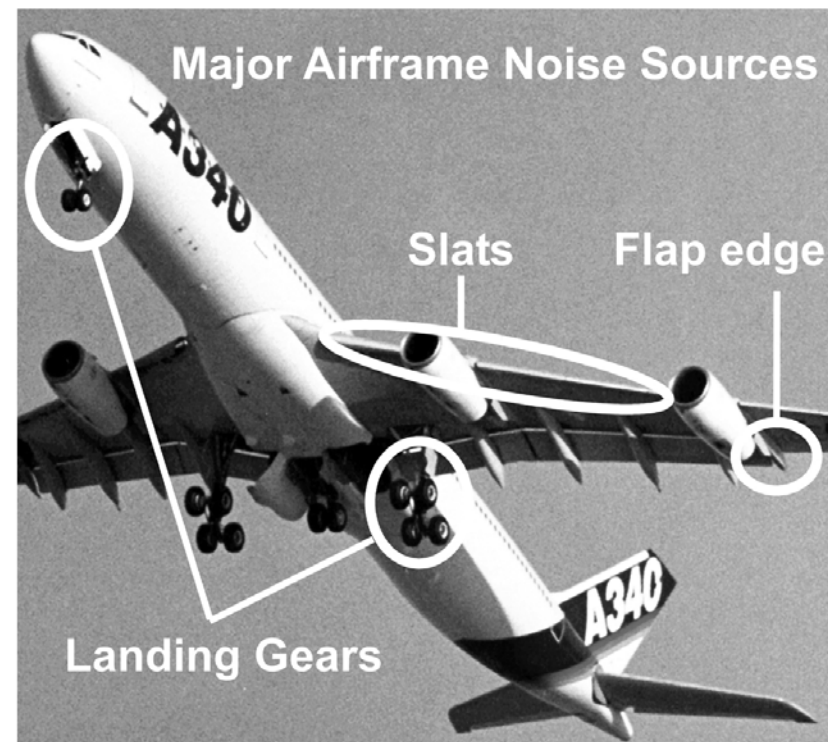
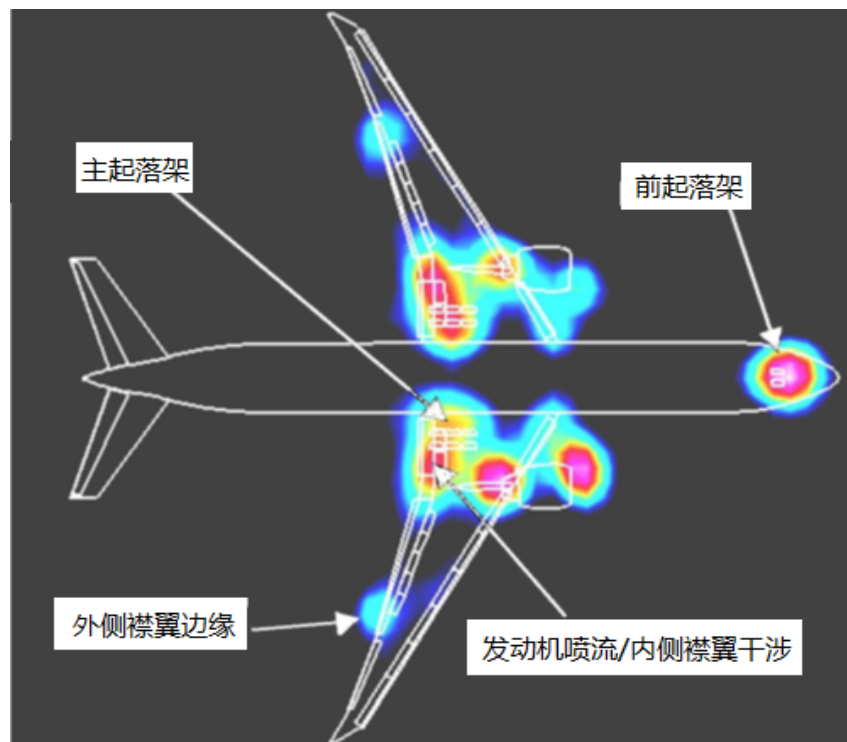


机体噪声应用对象

起降阶段机体噪声成为最重要噪声源之一

增升装置完全展开造成强流固相互作用

大型**宽体**飞机起落架噪声起主导作用



机体噪声仿真需求

风洞实验测量

1. 成本太高！（模型尺寸，全消室风洞）
2. 飞机气动布局已定型，无法做噪声优化设计

LMS Virtual.Lab Acoustics 可以提供完整的风噪仿真方案

1. 成本相对实验要低
2. 准确评估噪声水平，分析噪声来源和贡献量
3. 进入早期设计阶段，开展早期噪声优化设计

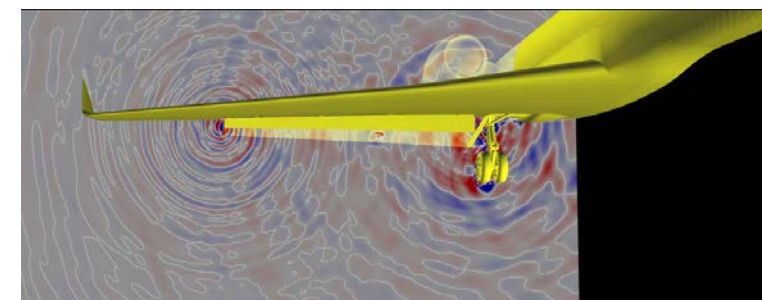
主要关注机体噪声的单位

中航工业主机厂总体气动部门；相关高校、研究机构

目前合作：中航工业623所、631所、650所，中科院力学研究所...

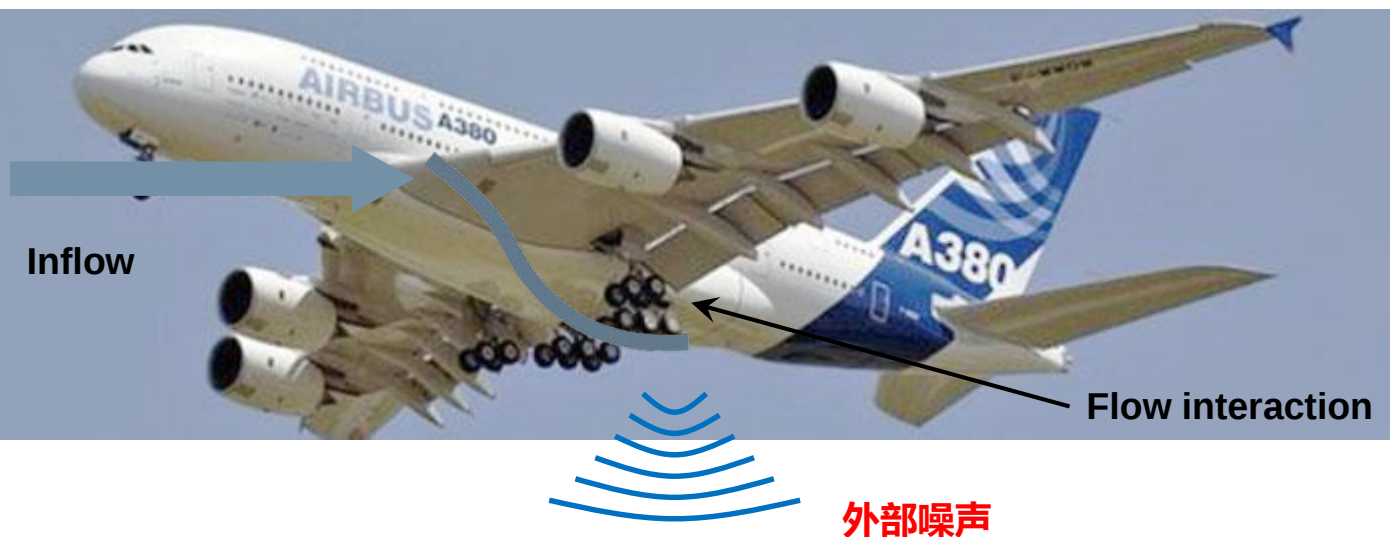


A320 in CEPR19



DDES计算整机外部噪声

机体噪声的一些机理认识



外部噪声：流体 - 声学 耦合问题

Lighthill Acoustic analogy

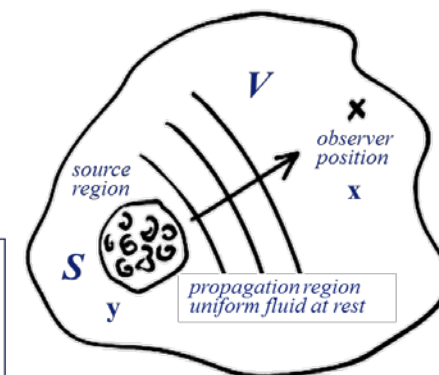
- Wave propagation region: linear wave operator applies

$$\frac{\partial^2 \rho'}{\partial t^2} - c_0^2 \frac{\partial^2 \rho'}{\partial x_i^2} = 0$$

No source

- Turbulent region: fluid mechanics equations apply

mass	momentum
$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial \rho v_i}{\partial x_i} = 0$	$\frac{\partial \rho v_i}{\partial t} + \frac{\partial \rho v_i v_j}{\partial x_j} = -\frac{\partial \Pi_{ij}}{\partial x_j}$
	$\Pi_{ij} = p \delta_{ij} - \sigma_{ij}$



$$\frac{\partial^2 \rho'}{\partial t^2} - c_0^2 \frac{\partial^2 \rho'}{\partial x_i^2} = \frac{\partial^2 T_{ij}}{\partial x_i \partial x_j}$$

$\neq 0 \rightarrow$ Equivalent source

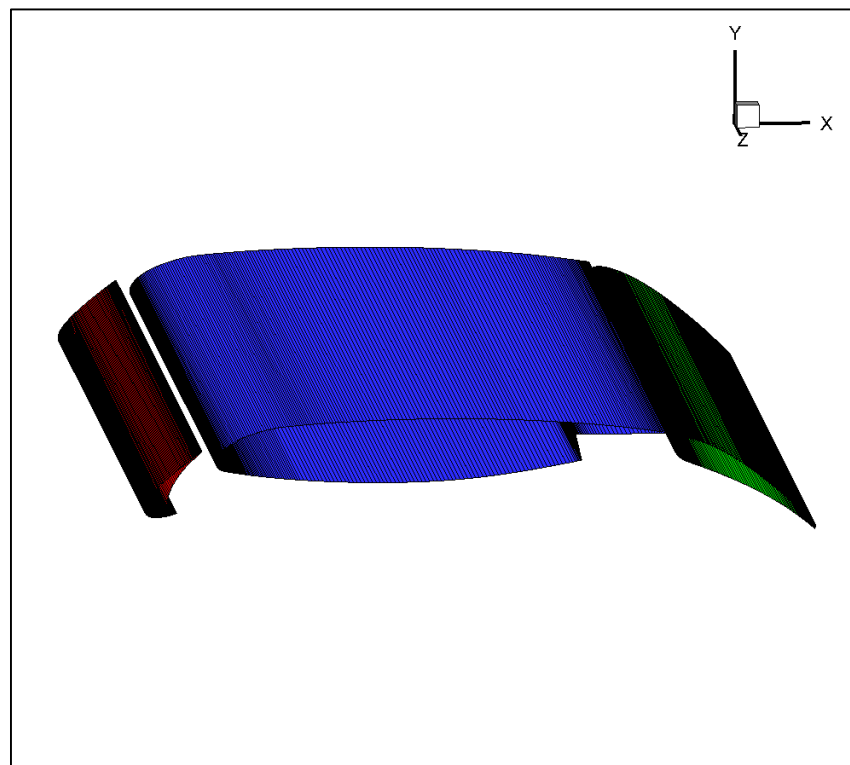
$$T_{ij} = \rho v_i v_j + (p' - c_0^2 \rho') \delta_{ij} - \sigma_{ij}$$

Lighthill's tensor

机体增压构型外部噪声仿真目的

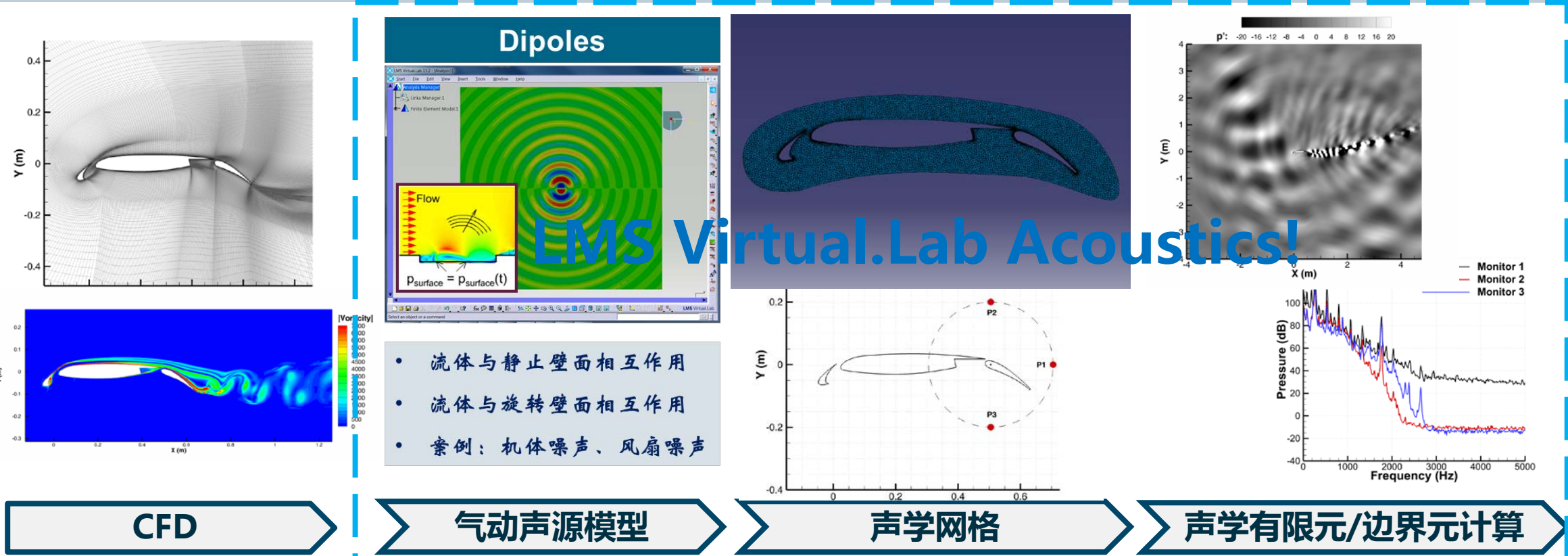
机体增压构型外部噪声仿真目标

1. 验证仿真计算方法
2. 机翼噪声水平评估
3. 机翼外部噪声机理分析



30P30N模型

机体增升构型外部噪声仿真流程



- ★ 通用CFD接口
- ★ 无损数据映射

- ★ Quadrupole体声源模型
- ★ Dipole面声源模型

- ★ Convex Meshing
- ★ AML

- ★ FEMAO
- ★ BEM

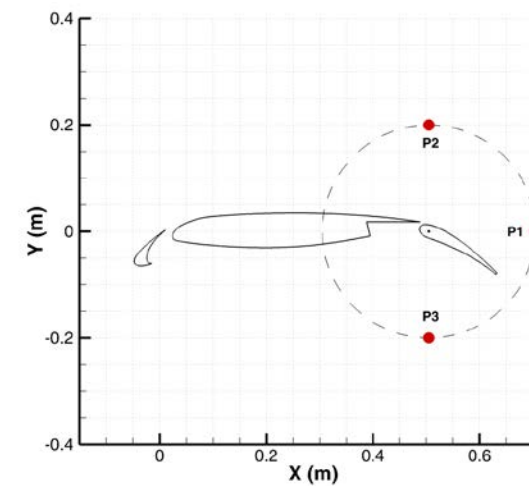
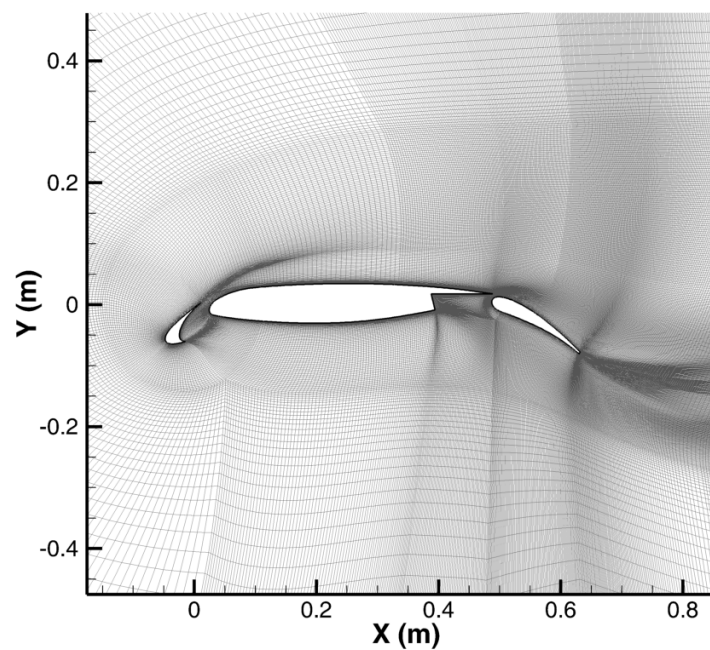
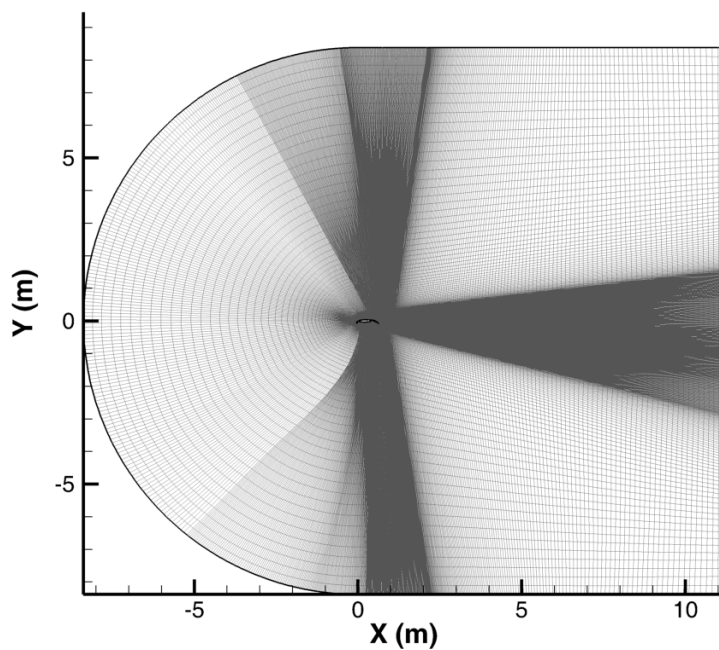
30P30N建模及CFD网格

SIEMENS

空间网格单元数 = 35万

表面网格节点数 = 360

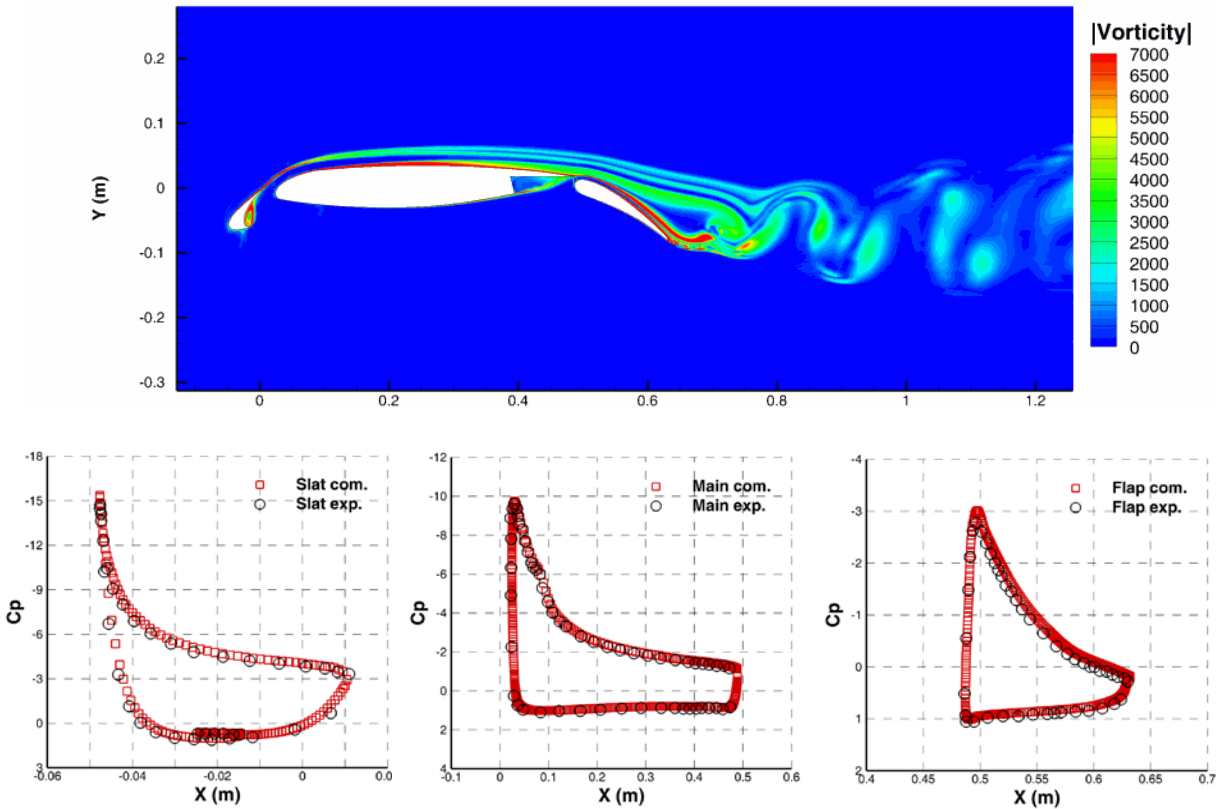
首层网格高度 = $10^{-5} L$



算法格式	
控制方程	基于有限体积法可压缩N-S方程
湍流模型	基于Spalart-Allmaras模型的DES
梯度求解	Green-Gauss积分
通量求解	Roe-FDS格式
仿真参数	
空间离散	二阶
时间推进	二阶隐式
时间步长	0.0001秒
最大解析频率	5 kHz
FFT频带宽度	10 Hz
近场网格单元平均特征尺度	3 mm

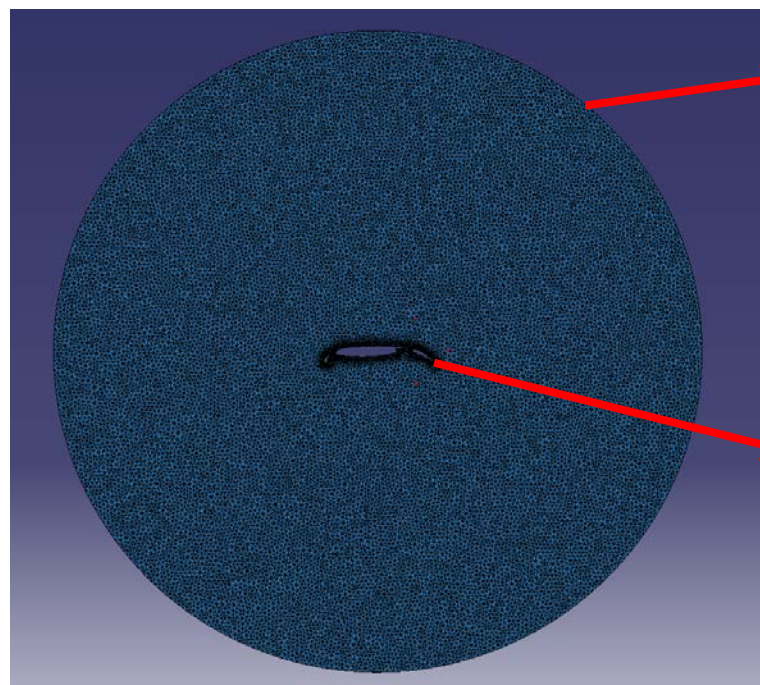
30P30N构型的流场结果

机翼流场计算结果



	攻角	升力系数	阻力系数
当前计算	19°	4.193	0.0906
计算 (WCNS格式)		4.269	0.0922
实验测量	5.9847°	4.171	

机翼流场计算结果与实验结果一致！



AML层

偶极子声源

有限元单元数：55177

声学空间解析频率：2.5 kHz

样本点数：10800

频谱解析度：5 Hz

$$\hat{p}(\mathbf{x}, \omega) = - \int_{\Omega_F} \hat{G} \frac{\partial^2 \hat{T}_{ij}}{\partial y_i \partial y_j} d^3 \mathbf{y} + \int_{\Gamma_F} \hat{P}_f \frac{\partial \hat{G}}{\partial n(\mathbf{y})} d^2 \mathbf{y}$$

Curle积分解

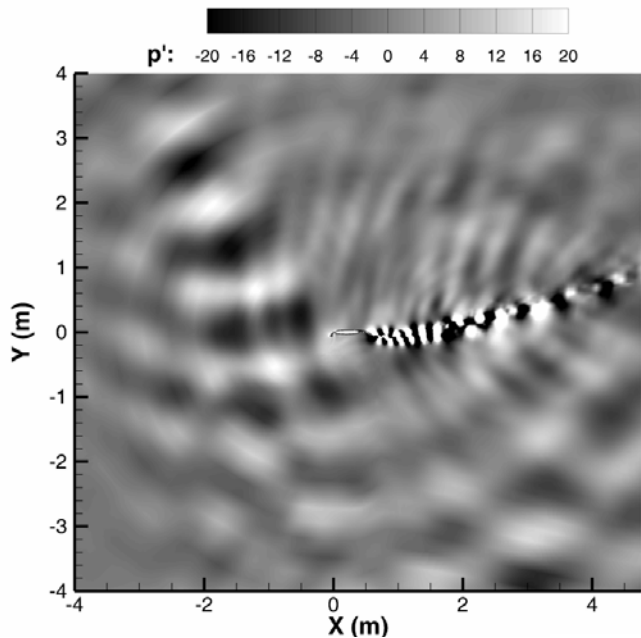


$$\begin{aligned} \nabla^2 \hat{p}_S + k^2 \hat{p}_S &= 0 & \mathbf{x} \in \Omega \\ \nabla \hat{p}_S \cdot \mathbf{n} &= \frac{\partial}{\partial n(\mathbf{x})} \int_{\Gamma_F} \hat{P}_f \frac{\partial \hat{G}}{\partial n(\mathbf{y})} d^2 \mathbf{y} & \mathbf{x} \in \Gamma_F \\ |\mathbf{x}|^{\frac{N-1}{2}} \left(\frac{\partial}{\partial |\mathbf{x}|} + ik \right) \hat{p}_S &= 0 & |\mathbf{x}| \rightarrow \infty \end{aligned}$$

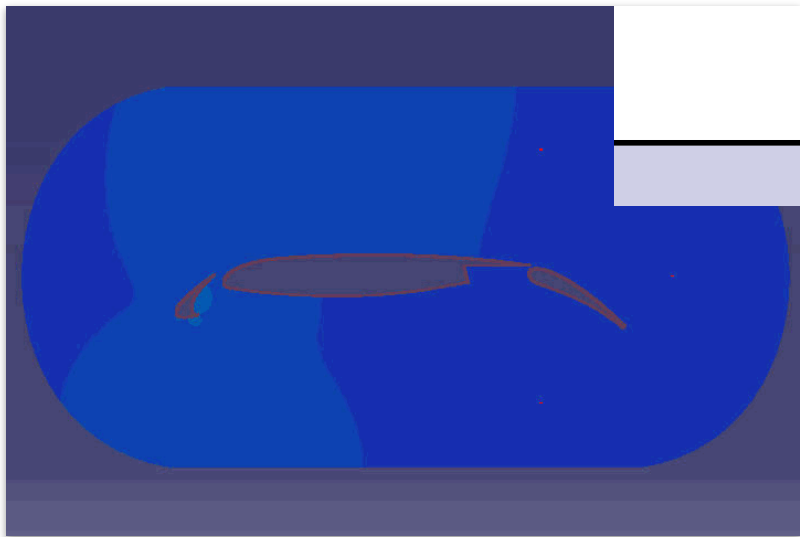
Curle边值问题

30P30N构型的声场结果

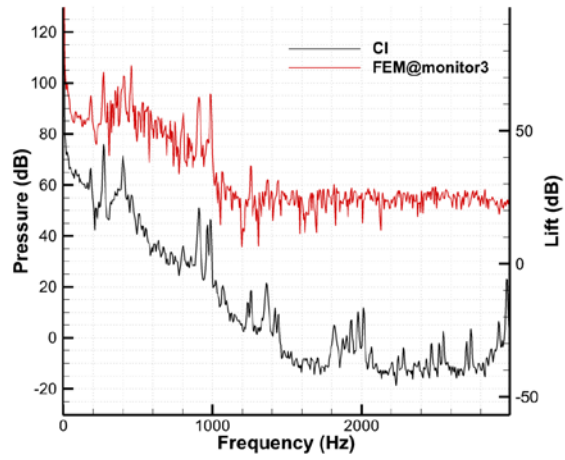
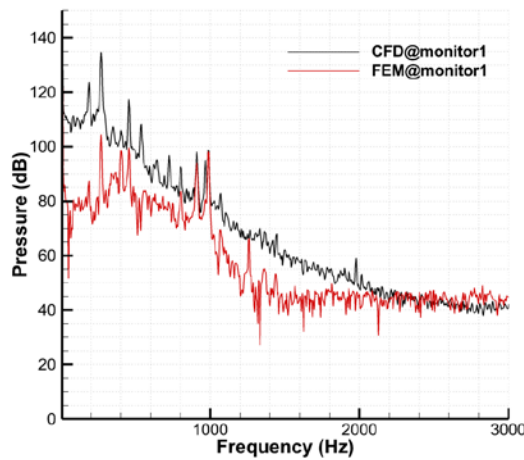
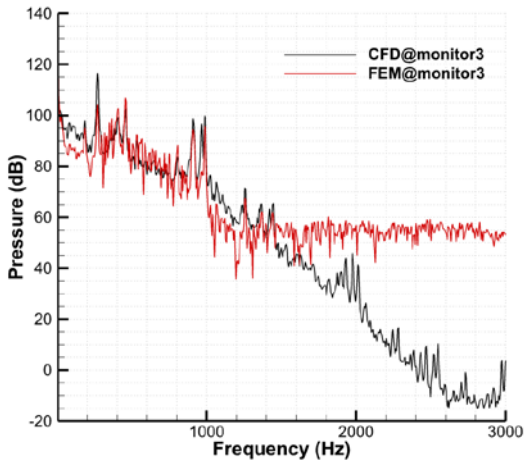
机翼流场 / 声场



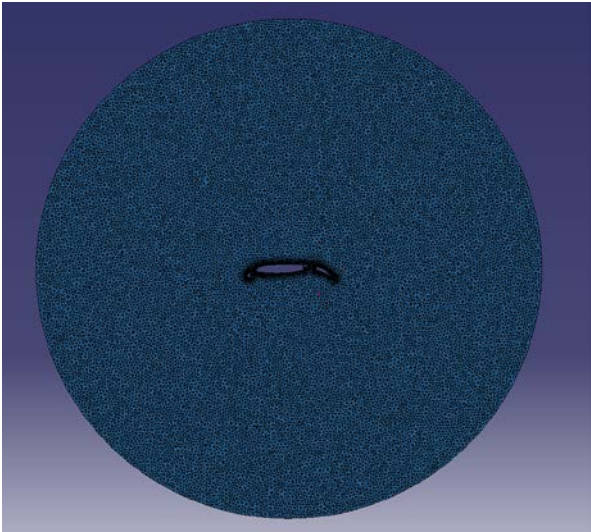
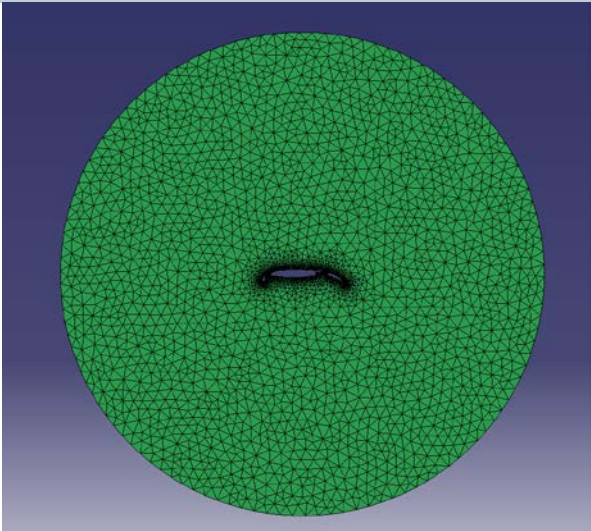
噪声辐射方向性



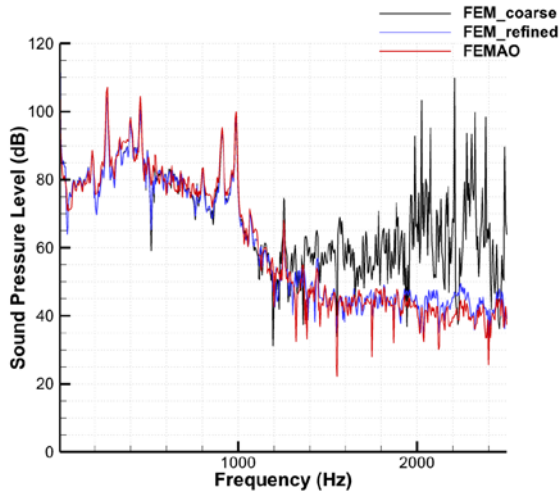
噪声测点位置评估



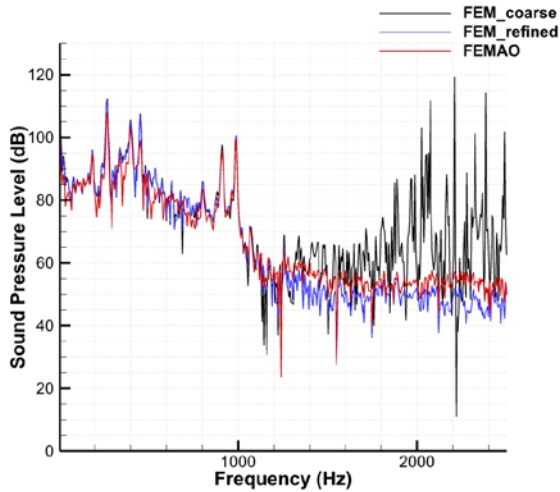
网格影响分析



算例	网格大小	算法	最大求解频率 (kHz)
FEM_refined	55177	传统有限元	2.5
FEM_coarse	16146	传统有限元	1
FEMAO	16146	自适应有限元	6.6



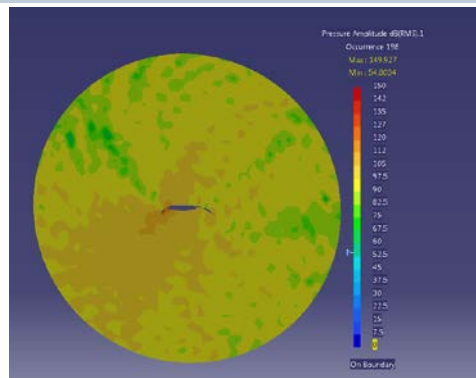
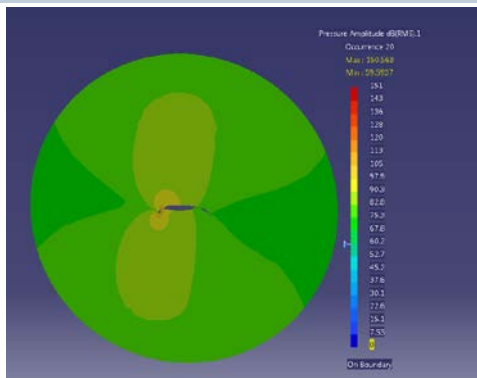
P1



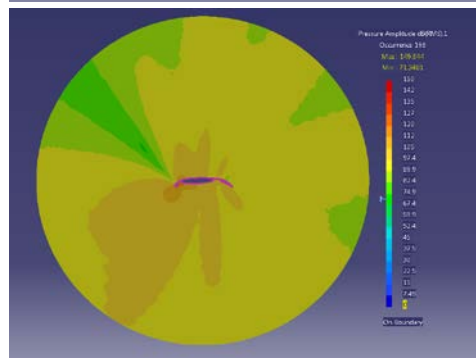
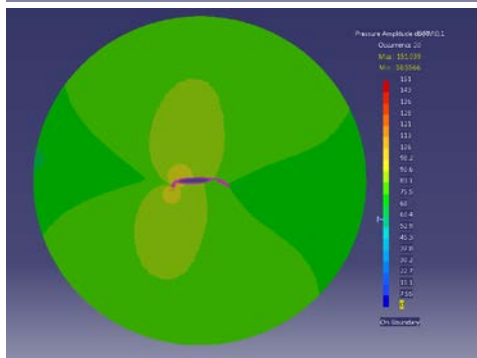
P2

网格影响分析

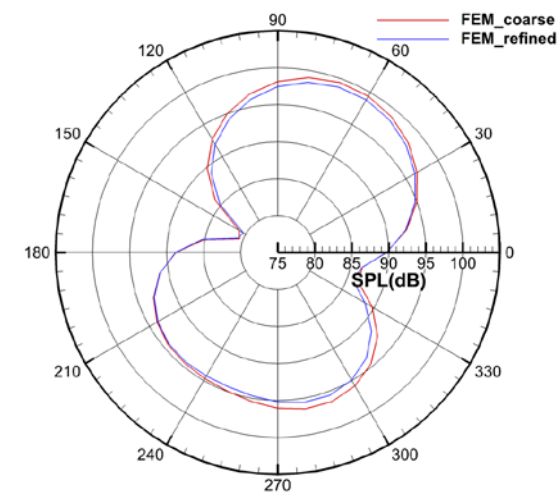
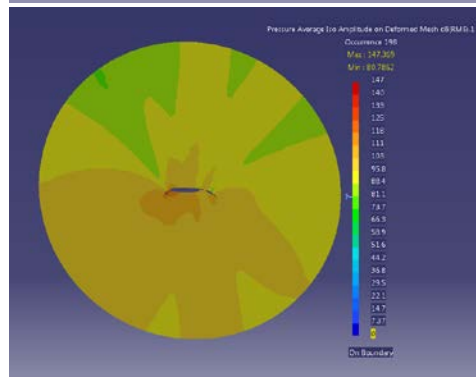
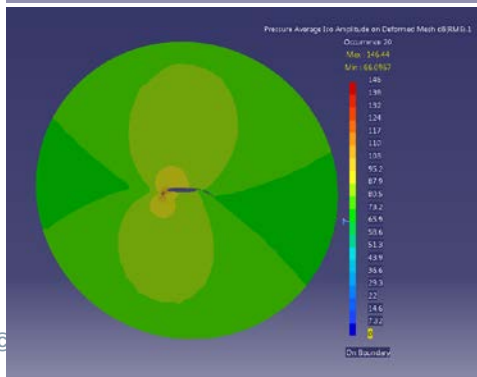
FEM_coarse



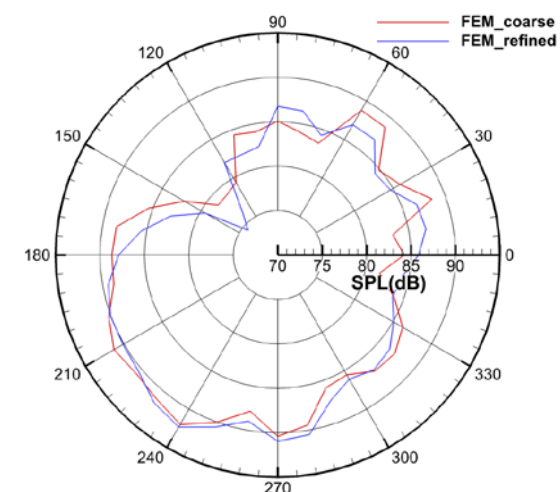
FEM_refine



FEMAO



270 Hz



990 Hz

总结

CFD结合LMS VLA可以有效进行机体噪声评估

面声源方法极大降低数据存储量，提高效率

仿真结果一致性好，证明计算是准确的

仿真可以更好地研究机体噪声声源机理和传播特性

FEMAO可以保证计算精度、提高计算效率

核心技术区别/优势

声学求解工具

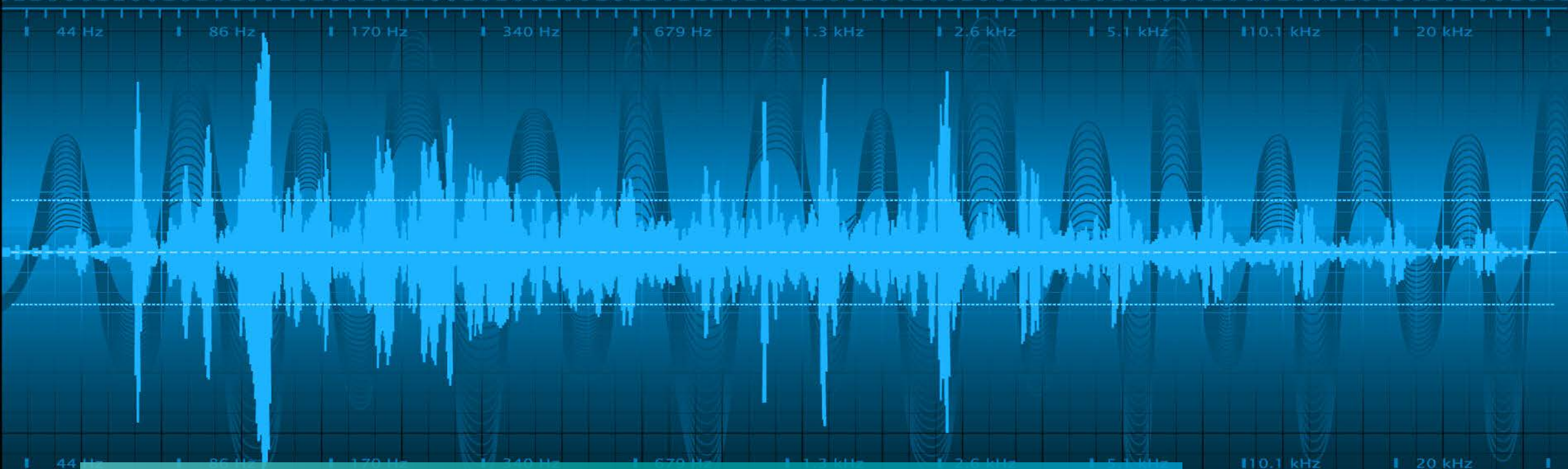
LMS Virtual.Lab Acoustics

气动声源

面声源 & 体声源

智能算法

Adaptive Order



谢谢大家！

欢迎进一步交流: wenliu@siemens.com