

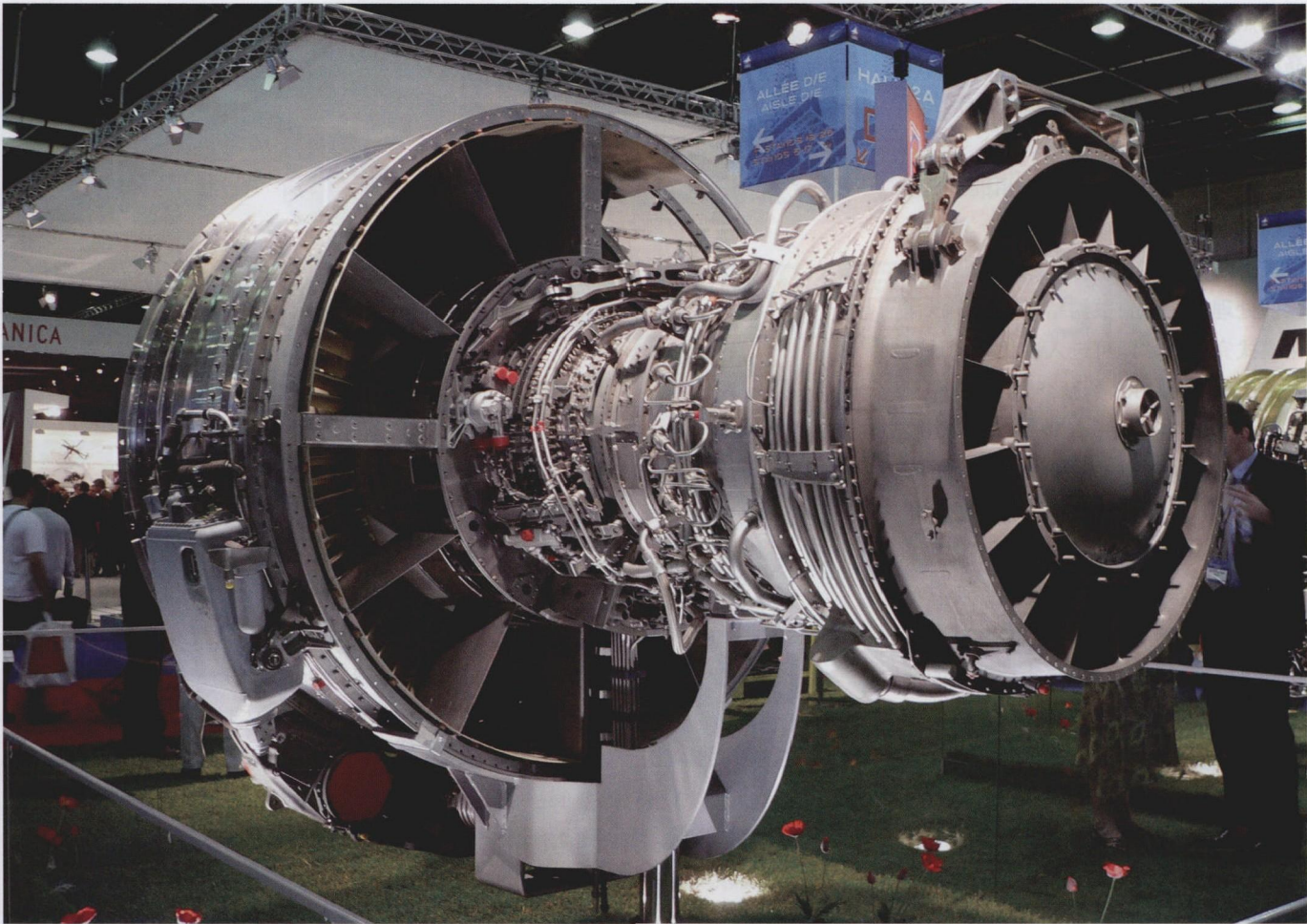


图 1 CFM56 涡轮风扇发动机

仿真

仿真助力飞机发动机噪声分析

多年来，降低飞机发动机噪声一直是航空领域的主要关注点。要将噪声辐射降到最低，当然需要先了解发动机噪声，考虑到飞机系统和几何的复杂性，这项任务就变得非常困难。通过航空发动机导流管模型，我们对飞机发动机声场有了更深入的理解。

文 | COMSOL 公司

不论是在去机场的路上，还是仅仅路过，你都可能看到过一些正准备降落的飞机刚好飞过头顶。看到飞机飞得如此之低，感叹之余，我们注意最多的也许就是飞机所发出的声音了。不过这种体验只是持续一会而已，想想那些住在机场附近，整天听到这种声音的人们吧。从这个角度来看，我们就不难

理解为什么飞机噪声会成为大家普遍关注的问题了。

当飞机噪声在 20 世纪 60 年代成为公共问题之后，新的规定和研究促使人们开始研发更安静的飞机。在这场运动中，高涵道已被证明是非常成功的一个设计元素，且优于涡轮风扇发动机。现在，这类发动机已被应用在大部分的客机中，

它们会通过特有的风扇捕获吸入的空气。当空气流经风扇时，一部分进入燃烧室，其余则会绕过发动机。作为涡轮风扇发动机的前身，在涡轮喷气发动机中，所有空气都会流经气体发生器，相比之下，涡轮风扇发动机能在较低的速度下提供更高的推力，同时飞机发动机发出的噪声也较低。

有了这项改进的发动机技术，下一步工作就是分析涡轮风扇发动机的声场，以优化它的设计。为实现这一目标，我们可以向仿真寻求帮助。

模拟飞机发动机噪声

为了分析飞机发动机的噪声，我们可以使用 COMSOL Multiphysics 中的航空发动机气流噪声模型。该模型分析了涡轮风扇发动机内部的轴对称导流管。它是 CFM56 系列涡轮风扇入口段的近似模型，该系列常用于客机中。本实例中，

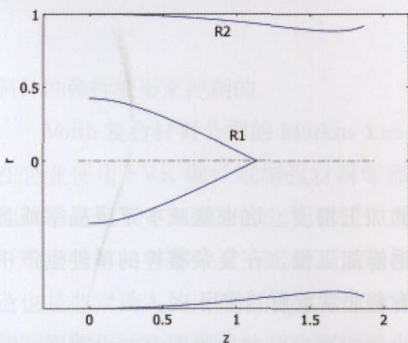


图2 导流管几何（在本模型中， $z = 0$ 表示源面，代表发动机实际几何中风扇的位置。在该边界上引入噪声源。同时， $z = L$ 表示发动机的前端，称作入口面。变量 R1 和 R2 显示了旋转罩和导流管壁的剖面）

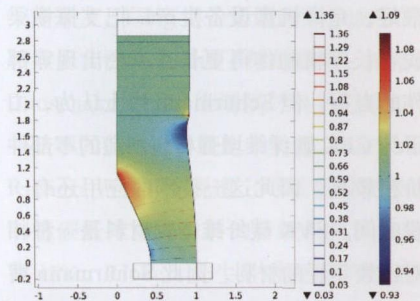


图3 源面的平均流场图 ($M = -0.5$)
颜色面对应于背景密度，等值线对应于速度势

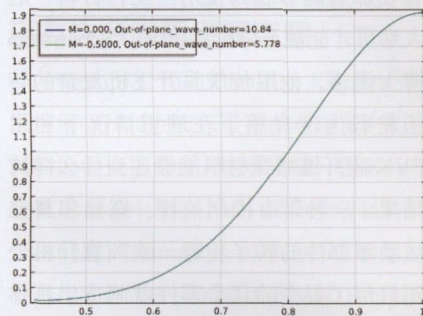


图4 图形显示了所得到的最低阶模式的速度势剖面

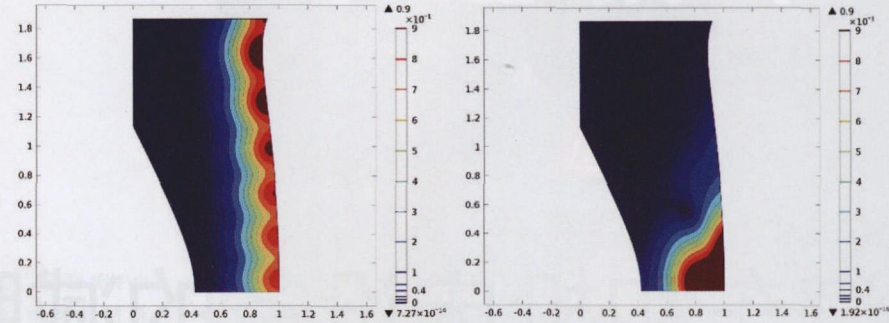


图5 无平均流速 ($M = 0$) 下的硬管壁 (左) 和衬管壁 (右) 声场中的压力分布

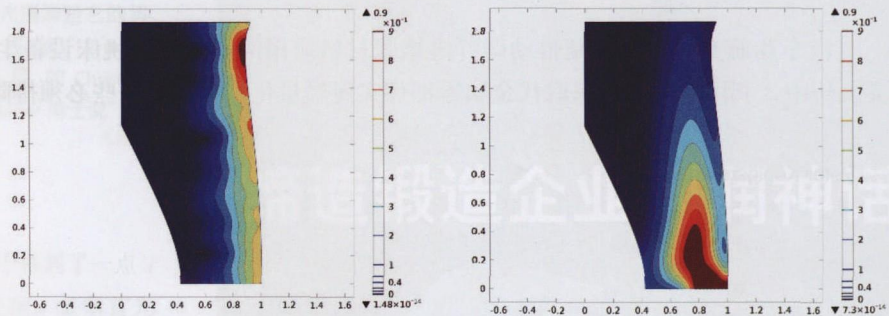


图6 平均流速 ($M = -0.5$) 下的硬管壁 (左) 和衬管壁 (右) 声场中的压力分布

我们假定气流可压缩、无旋流场、无黏度，且为恒定熵。使用线性势流方程组，将声场模拟为背景流场之上的扰动。有了这些公式，压力场和速度场就与所谓的速度势直接相关，且可以从中推导而来。

在本项研究中，我们模拟了可压缩和不可压缩无旋背景流场。马赫数分别为： $M = -0.5$ （负 z 方向的气流）和 $M = 0$ （无气流）。本项分析也对比了在导流管内使用硬管壁和衬管壁的情况。

结果

模型首先求解了背景流场，该流场假定为稳态。然后，推导出了一个适宜的声场（给定的传播特征模态）。最后，找到了声场。

在平均背景流速 ($M = -0.5$) 下，发现速度势在末端平面后均匀分布（图3中的等值线）。此外，由于气流的可压缩本质，对平均密度值的偏差在导流管几何的非均匀区域最常见，比如旋转罩的尖端。在图3中，这些偏差由红色和蓝色突出显示。

利用这些结果，我们能够计算出噪声源的声场特征模态。在给定频率下，

这些可用来代表发动机噪声源中的某个分量。图4显示了在 $M = -0.5$ 和 $M = 0$ 时，源面处一阶轴边界模式的速度势剖面。

得到了背景流场和源项之后，现在可以开始求解声场。结果（见图5）可与 Rienstra 和 Eversman (2001) 提出的一个类似系统的结果进行比较。

在没有背景流场的情况下，硬管壁和衬管壁的声压分布与论文中的仿真结果相当一致。在平均流速下，硬管壁结果能够很好地匹配替代方案。但在衬管壁下，结果则有一些明显的不同，尤其是在靠近源面的位置。这些差异可通过二者对噪声源的不同定义来解释。在本模型中，源模式根据硬壁导流管推导出，但在对比仿真中，使用的却是适合吸声衬管的噪声源。

这里介绍的模型非常概念化，但它能够扩展到更复杂的情况。通过模拟这些系统，我们可以优化某些发动机导流管部件的形状和衬垫属性，从而降低声辐射。当然，此类优化应结合对流动属性的控制一起进行，以免降低发动机的性能。MM