

民用客机增升装置气动噪声 研究进展

The Progress of Civil Aircraft High-Lift Noise Research

郝璇 张卫民 周家检 陈大斌 / Hao Xuan Zhang Weimin Zhou Jiajian Chen Dabin

(中国航空气动力技术研究院, 北京 100074)

(China Academy of Aerospace Aerodynamic, Beijing 100074, China)

摘要:

随着民用飞机数量的快速增加,航空噪声问题日益引起世界范围的关注。增升装置作为重要的机体噪声源之一以其流动复杂性和声源多样性成为民用航空气动声学的难点之一,欧美各国为此开展了大量的研究。总结了增升装置气动噪声的产生机理以及控制措施的研究现状,在此基础上还特别关注了目前工业部门气动与声学的设计思想及需求。

关键词:民用客机;增升装置;气动噪声

[Abstract] With the rapid development of the civil transportation, there are more and more attentions paid on aviation noise in the whole of the world. As one of the important airframe noise sources, the high lift noise became a puzzle because of the complexity of the flow and the multiformity of the source. The European and American made a mass of research. The development of mechanism and the reduction measure of the high lift noise is summarized and the thought and requirement of the industry about the aerodynamic and aeroacoustics design of the high lift is referred in particular.

[Key words] Civil Transportation; High Lift Device; Aeroacoustics

0 引言

近十几年间,世界民用航空进入了繁荣发展时期,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)制定了一系列飞机噪声适航条例,对民用客机噪声水平加以限制。如今,许多大型机场对飞机起落时的噪声水平都有严格要求。除此之外,民用客机的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。对于我国自主研发的大型民用客机来说,噪声水平是其能否取得适航证的关键因素之一,特别是国际民航组织第四阶段噪声标准的提出,要求2006年以后提出适航申请的新型民用客机的噪声水平应比第三阶段低10dB。这对于我国正在研制的大型民用客机来说无疑是一项巨大的挑战。

民用客机的气动噪声源主要有以下几类:发动

机、增升装置、起落架以及动力系统与机体的干扰等。早期的民用客机气动噪声源主要是由发动机产生的喷流噪声。随着大涵道比发动机、消声短舱等技术的应用大大降低了发动机噪声,发动机噪声已经与机体噪声达到同一量级,特别是在降落的过程中,机体噪声已经占据主导地位。这其中增升装置是重要的噪声源。

1 增升装置气动噪声的机理与特点

增升装置噪声源包括缝翼和襟翼。缝翼噪声分为宽带(Broadband)和纯音(Tone)噪声。噪声水平与飞行状态密切相关,比如,来流速度和攻角。对于实际尺寸飞机,缝翼噪声最大值对应的频率出现在100Hz~400Hz。在这个频率范围内,缝翼噪声是宽频的,但存在强烈的纯音分布。这里需要指出的是,通常风洞缩比模型试验会出现高频纯音($1 \times 10^4 \text{ Hz} \sim 1.5 \times 10^4 \text{ Hz}$ 以上),这是由于模型后缘厚度

造成的,在实际飞机中并不存在这种现象。低频纯音是由非定常流动从缝翼后缘下表面脱落造成的凹面涡震荡引起的^[24]。缝翼噪声与来流马赫数的4.5~5次方成正比。此外,缝翼噪声还与来流攻角和缝翼偏角有关。缝翼噪声水平随来流攻角增大而减小,随缝翼偏角增大而增大。

Drobietz 和 Borchers^[1] 基于已有的风洞试验研究结果,对襟翼侧缘噪声机制进行了总结,认为襟翼侧缘主要的噪声机制包括两类:第一类是由侧缘涡与襟翼侧面以及上面的尖侧缘相互作用造成的,这个机制主要存在于中等弦长或拓展至后缘的位置;第二类是汇合涡压力扰动与襟翼吸力侧和上面尖侧缘相互作用造成的。低频襟翼侧缘噪声与来流马赫数的5次方成正比,高频噪声与来流马赫数的6次方成正比。此外,襟翼侧缘噪声还与襟翼偏角有关,并随着襟翼偏角的增加而增大。

增升装置噪声的特点总结归纳为以下几点:(1)增升装置噪声为宽频声源;(2)增升装置噪声分量多而且大小相近;(3)增升装置噪声产生的机理各种各样;(4)声源与当地流动相互影响;(5)声波与增升装置结构间存在复杂的相互作用,必须考虑声波的反射与散射等效果;(6)声源各分量之间相互作用,需要综合考虑各噪声分量;(7)气动噪声水平受到气动布局设计的影响,在气动设计阶段需要引入噪声约束,增加了气动设计难度。声源多样性与流动复杂性使得增升装置气动噪声控制变得极具挑战性,欧美等国在过去的数十年中开展了大量研究。

2 增升装置气动噪声研究进展

2.1 噪声机理研究

欧美等国针对民用客机增升装置气动噪声开展了大量的研究,特别是从上个世纪90年代以来,麦克风相阵列技术的发展与成熟使得研究人员能够对不同声源进行定位,测量不同声源的噪声水平而不再是只测量飞机的总体噪声水平。PIV等先进的流场显示技术帮助研究人员更深入地了解噪声的产生机理。特别是随着计算机的发展,采用数值模拟方法对噪声进行预测逐渐变得可行。越来越多的研究机构和设计部门都借助数值模拟方法研究噪声机理、预测噪声水平以及评估降噪措施。工业部门基于大量的试验结果发展了新的噪声预测模型。与早期的噪声预测模型相比,新的预测模型能够反映噪声的产生机理。除此之外,工业部门已经把气动噪声水平作为重要的设计参数并探索低

噪声设计方法。以空客为例,在设计A300和A310时,当时的技术水平只能对飞机噪声进行记录,在设计A320和A330时只能对设计出的飞机噪声进行预测,而在设计A340-600和A380时,已经能够在设计阶段对飞机进行声学特性优化^[30]。目前,一些先进技术已经应用于A380和B787客机上。

2.1.1 美国

美国从上世纪70年代和80年代初就开始进行机体噪声的研究。发展了一些机体噪声预测的经验方法,研究包括翼型自噪声、后缘噪声以及翼梢噪声等。这些研究为单独翼型自噪声预测方法打下了基础。与单独翼型相比,多段翼型气动载荷更大,能够产生更强烈的噪声。

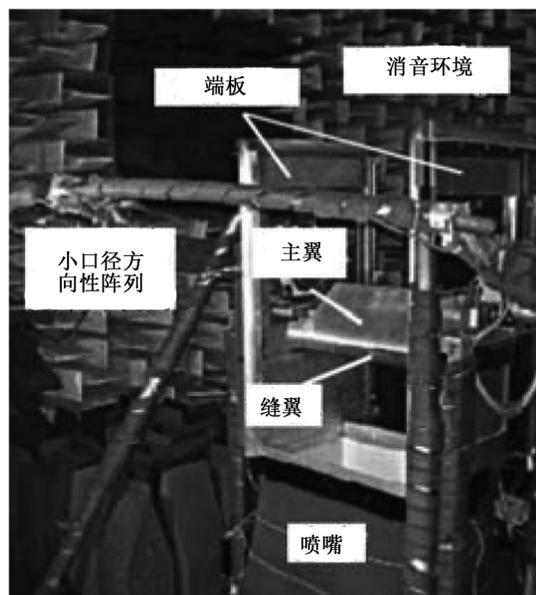


图1 NASA Langley QFF 二维缝翼试验

从上世纪90年代开始,机体噪声研究日益广泛,NASA相继开展了“先进亚音技术”(Advanced Subsonic Technology, AST)、“安静飞机技术”(Quiet Aircraft Technology, QAT)等研究项目。在NASA Langley中心的QFF风洞进行了缝翼噪声测量试验^[2],如图1所示。在AST项目中,在NASA Ames中心进行了直机翼三段高升力构型试验,包括主翼、缝翼和半展长襟翼。在Ames7ft×10ft风洞中进行了麦克风相阵列测量^[2]。实验结果表明在频率 $1 \times 10^4 \text{ Hz} \sim 2.2 \times 10^4 \text{ Hz}$ 内噪声水平较高,包含了纯音与宽带噪音。在小缝翼偏角,高频纯音消失。但是当缝道不存在时,高频纯音消失。基于这一点,Storms等认为纯音是因为缝道的存在而产生的。

在这次试验之后,Langley中心在低湍流压力风洞中进行了无后掠EET三段机翼机体噪声试验^[2]。采用五孔探针和压敏漆技术测量襟翼侧缘细节流

场^[3](襟翼偏角变化:29°~39°)。测量结果显示了两种涡的发展,在高襟翼偏角时观察到了涡破裂。涡最初形成于两个地方:侧缘下部以及襟翼上表面。侧缘涡比上表面涡更强,并最终布满侧缘。在襟翼弦长中点的位置,涡向上运动,并与上表面更小的涡交汇。在后缘襟翼稍部,观察到了交汇的涡。压敏漆结果显示,襟翼侧缘涡特征对攻角非常敏感,但强烈依赖于襟翼偏角。

波音公司先后进行了 B777 飞机三个不同缩比模型的试验研究,分别为在波音低速气动声学试验段进行的 6.3% 缩比模型试验、NASA Ames 40ft×80ft 风洞进行的 26% 缩比模型试验以及 2001 年进行的 B777-200 飞行试验。这三个试验的结果有许多相似性,但存在一个显著的差异,即两个风洞试验结果都表明缝翼产生了明显的噪声,但是飞行试验结果表明前缘几乎没有噪声。这种差异有可能是由于飞行速度、雷诺数、模型保真度以及声源定位技术造成的^[4]。

噪声预测是飞机噪声研究的主要内容之一。已有的飞机机体气动噪声预测的方法主要有半经验方法、全解析法、基于 Ffrows Williams-Hawkings 方程的声类比法以及计算气动声学(CAA)方法^[42]。对于增升装置气动噪声,NASA 开展了一系列深入的数值模拟研究工作。大多数都是基于非定常 RANS+FW-H 方程的方法^[2-13]。最初的计算包括全三段半展长襟翼模型,进行了定常、全湍流模式计算。定常流场中一个明显但已知的流动特征是在尖端由于边界层分离造成的剪切层,并在后缘附近再附着。

为了观察涡脱落,Khorrami 等人于 2000 年对 EET 高升力装置二维外形进行了非定常 RANS 计算。Singer 2000 年基于 URANS 采用声类比计算了远场声压^[12]。早期的 URANS 计算结果表明,在缝翼凹面区域存在额外的流动震荡。这种震荡与剪切层有关,频率范围在 2 000Hz~4 000Hz。这种现象结合线性稳定性分析,可以得出缝翼剪切层的大尺度不稳定模态产生了噪声。通过与试验结果相结合,研究者发现,由于强烈的压力梯度以及较短的行进距离,缝翼前缘滞止点和尖端之间的边界层经历了快速加速并且非常薄。即使到飞行雷诺数,在分离点(尖端)边界层是层流并且不太可能是全湍流的。分离的自由剪切层初始也是层流的。在这样的自由剪切层流动中,流场的全部动态由显示系统特征模态的大尺度结构的生长而控制。潜在的不稳定机制本质上是无粘的。采用非定常计算

模拟这些结构时若采用为统计定常全湍流设计的涡粘系数,计算结果将受到影响^[8]。Khorrami 等人认为,缝翼流场的一个重要部分就是缝翼下表面凹面区域的再流通区。这个区域的速度幅值相对较小。因此,流场雷诺数较低。虽然明确了再流通区的流动可能不是真正的层流,但它也不是全湍流。基于上面所观察的,他们猜测由大尺度、无粘结构所驱使的凹面流场,表现为非定常准层流的方式。

基于上面的结论,在对高升力外形进行非定常数值模拟时,全湍流计算由于耗散过度,卷起涡在很短的距离内迅速衰减。这种提前耗散阻止了凹面区域流动的发展,使得涡无法通过缝道,并降低了声辐射幅值。为了避免湍流模型带来的过多耗散,Khorrami 等人^[7,8,9,11,13]在缝翼凹面区关掉了湍流输出项(基于 SST 模型)。这可以放大剪切层的大尺度结构,达到恰当的非线性饱和并允许涡合并。

由于计算机水平的限制,大部分计算都只局限于二维。然而研究计算表明,基于缝翼凹面区域为层流局部模型的二维时间精确(time accurate)计算对于预测非定常缝翼凹面动态流场是不充分的。即使这样的计算在不引入额外力的情况下捕捉到了缝翼凹面大尺度非定常涡结构,但与 PIV 测量的结果相比,模拟得到的涡非常强,再流通区能量过多。2006 年,Choudhari^[8]、Lockard^[11,13]等人进行了准三维计算,研究了三维流动结构,特别是横向流动对缝翼噪声的效果。计算结果表明横向流动确实改变了凹面区域的动态特性,但是对噪声影响更多的是来流条件。

Dong 和 Tam 采用 CFD/CAA 相结合的方法计算了二维襟翼侧缘噪声^[14]。计算结果显示主要的噪声源有:不稳定波与襟翼表面干涉、不稳定波之间的反馈/干涉以及侧缘角的边界层扰动的散射。其中第二项被认为是向下辐射的主要噪声源。襟翼前缘附近产生的噪声主要是高频噪声,襟翼中部之后的噪声主要是低频噪声。

工业部门长期以来致力于发展适合工程设计的噪声预测模型。早期的机体噪声预测模型基本上都是基于大量风洞试验和简化理论模型基础上发展而来的^[15-19]。通过大量的试验数据,找出其基本规律,将试验数据进行曲线拟合,得到相应的经验公式,或者是在简化理论基础上,通过试验修正给出预测模型,比较著名的预测软件就是 ANOPP (Fink, 1978)。随着飞行及风洞实验数据的不断更新,ANOPP 中的各模块也在逐年更新。但由于其预测模型强烈依赖于数据库所包含的机型试验数据,

使得该软件在对未列入数据库的机型噪声预测时偏差较大。近些年来,对机体噪声的研究在很多方面都取得了显著进步,包括先进的测量技术(如麦克风相阵列技术)的发展、对噪声源物理机制的理解更加深入。这促进了对预测工具的改进,使其更能反映噪声的物理机制。Guo^[20-21]基于增升装置噪声的复杂流动机理发展了一种采用离散涡的非定常运动模拟涡扰动的噪声预测模型。Guo 等人^[22]提出了基于部件的增升装置气动噪声预测模型,该模型是一种建立在大量飞机模型和不同飞行条件的飞机机体噪声实验测量数据基础上的增升装置噪声经验预测模型。与早期的经验模型相比,该模型预测的噪声水平不仅与普通的飞机参数,如增升装置的尺寸以及飞行马赫数相关,还与噪声产生的物理机制有关。Guo 在后续的研究中又基于声类比理论^[23],将远场声谱于表面压力统计以及考虑声音-流动耦合、传播、散射效果的格林函数关联,建立了一种基于气动噪声产生以及声源流动机制的缝翼噪声模型。

2.1.2 欧洲

在上世纪 90 年代,德国宇航院基于声学镜技术进行了一系列试验研究,包括在 Braunschweig 气动声学风洞(AWB)中进行的 1:10 三维高升力机翼段(ALVAST)、1:6 准二维高升力机翼模型以及在 DNW-LLF 风洞中进行的 1:7.5 全机模型和全尺寸 A320 机翼模型等试验对缝翼噪声进行了研究。研究者从这些试验中都不约而同发现,缝翼噪声与下表面不稳定涡有直接关系。

在 1:6 缩比准二维高升力机翼模型试验的基础上,借助于 CFD 计算工具-Flower,研究者研究了缝翼缝道对远场噪声辐射以及当地流动特性的影响^[24]。通过计算得到了缝翼流场的一些关键参数,包括升力系数、缝翼后缘上下表面流动速度、再附着点与后缘的距离以及缝翼下表面涡的宽度等。试验结果表明,降低 9% 缝道宽度可以降低 7dB 噪声,降低 15% 缝道宽度可以降低 10dB 噪声。通过减小缝道宽度降低噪声的机理可以认为是降低了缝翼后缘下表面的速度,但减小缝道宽度会导致最大升力系数略微降低。

基于等弦长后掠半模型(SCCH)对噪声产生机理进行更深入的研究,分别在柏林科技大学 2m×1.4m 风洞以及 Hermann Föttinger 流体力学研究所 2m×1.4m 闭口风洞进行了试验研究。对缝翼进行 PIV 流场显示^[25],并采用麦克风相阵列技术对潜在的降低襟翼侧缘噪声主动与被动流动控制技术进

行了研究^[26-27],如图 2 所示。PIV 影像显示,起源于缝翼尖端的自由剪切层以离散涡的形式发展至下游。剪切层两侧正负分布偶极子声源,沿着剪切层声源幅值下降。大部分时候再附着点附近声源强度变弱。再附着区域涡输运方向的改变导致了偶极子声源辐射方向的改变。所有这些扰动都暗示在附着区域产生低频宽带噪声。襟翼侧缘噪声控制采用的方法包括侧缘吹气、侧缘栅栏(tip fence)、微型片以及小翼等。试验结果表明,通过吹气侧缘噪声最大可降低 15.9dB。小翼和吸力面侧缘栅栏是降低襟翼侧缘噪声最有效的方式,噪声降低水平低于主动吹气。涡流发生器与压力面侧缘栅栏是效率最低的控制方法。

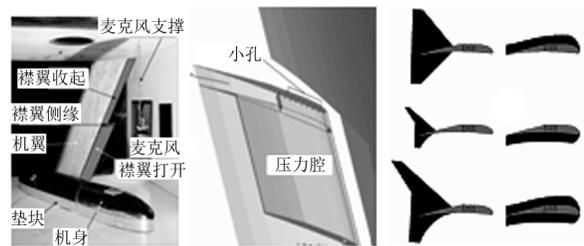


图 2 SCCH 模型与襟翼侧缘噪声降噪措施

在德国气动噪声研究项目 FREQUENZE 中,研究者在 AWB 风洞基于麦克风相阵列技术进行了二维缝翼噪声机理的试验,如图 3 所示。采用多种测试手段,包括丝线、油流、热线风速仪、PIV 等。同时还对缝翼下表面填充以及微型后缘装置的声学特性进行了试验研究^[35]。流动显示表明,缝翼缝道内存在一直加速至后缘的剪切层,它将缝翼缝道的流场分开,形成拱形区域的非定常涡流动。缝翼凹面内的相互干涉以及剪切层撞击是主要的低频噪声源。经过分析认为低频纯音的存在意味着存在一种反馈机制,并将缝翼噪声与开放式空腔模态关联,采用 Rossiter 解析公式得到了缝翼流动的纯音频率。

在德国基础研究项目(LuFoI, LuFoII)以及欧盟研究项目(RAIN, 第四框架)中,空客与德国的研究机构和大学开展了密切合作。在空客参与的德国高升力研究项目 LuFoI and LuFoII 中,对机体噪声的现象有了基本的认识。在欧盟研究项目 RAIN 中,对一系列降噪措施进行了研究,包括减弱缝翼下表面凹面流动、对缝翼后缘以及襟翼侧缘进行修形等来改善增升装置流动形态,均取得了比较明显的降噪效果。并在随后的 SILENCER 项目中进行了飞行试验,一些研究结果在 A340 验证机上进行了飞行验证^[30]。

在德国高升力研究项目 HICON 中,空客在

DNW 低速风洞 NWB 进行了 A320/321 半模进行了试验,如图 4 所示,比较了无缝翼、前缘低垂、标准缝翼三种外形的气动力和声学特性,并提出了一种使用闭口风洞气动力和气动声学数据来研究低噪音设计趋势的方法^[31]。

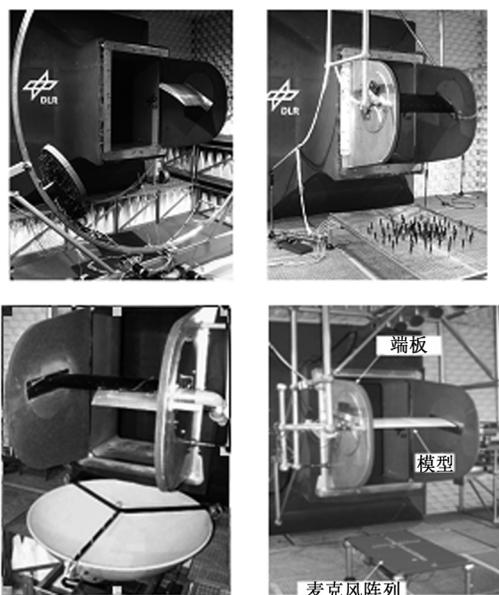


图 3 德国 AWB 增升装置气动噪声试验

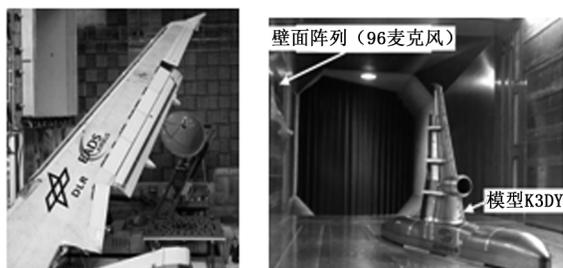


图 4 DNW A320/321 增升装置噪声试验

英国南安普顿大学对于增升装置气动噪声开展了大量的数值模拟与风洞试验研究。D. Angland 和 X. Zhang^[46] 等人在南安普顿大学 3.5m×2.5m 闭口风洞中对襟翼侧缘流场进行了观察,在此基础上采用多孔侧缘处理对噪声进行控制,如图 5 所示。油流和 PIV 试验显示存在三个噪声源:第一,前缘附近从襟翼压力面分离的剪切层,在侧缘附着;第二,一半弦长位置附近,襟翼侧缘的双涡结构汇合成单独的涡,湍流剪切层的再附着点移动至上表面;第三,到达后缘时,襟翼侧缘上表面的离面涡。在缝翼噪声控制方面,他们提出了在缝翼下表面以及主翼头部区域安装声衬的设想,如图 6 所示。并通过 CAA 方法和风洞试验研究证实了这种噪声控制方法的可行性^[44-45]。

欧洲许多大学和研究机构都相继开展了增升装置气动噪声机理研究,特别是数值模拟方面,针

对缝翼噪声进行了大量模拟^[36-41]。这些工作绝大多数都是采用非定常 RANS 或 LES 方法得到缝翼的非定常流场信息,然后再求解 FW-H 方程获得远场声传播信息。对于工业界,通常在设计过程中感兴趣的是两个不同设计对噪声的影响。对于这种增量分析,通常没有必要观察不同外形噪声产生的精确过程。基于求解线化 Euler 方程的扰动方法是目前工业界比较倾向采用的方法。

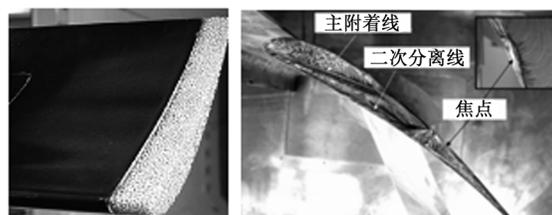


图 5 襟翼侧缘噪声机理与控制试验



图 6 缝翼安装声衬

对缝翼噪声进行了大量模拟^[36-41]。这些工作绝大多数都是采用非定常 RANS 或 LES 方法得到缝翼的非定常流场信息,然后再求解 FW-H 方程获得远场声传播信息。对于工业界,通常在设计过程中感兴趣的是两个不同设计对噪声的影响。对于这种增量分析,通常没有必要观察不同外形噪声产生的精确过程。基于求解线化 Euler 方程的扰动方法是目前工业界比较倾向采用的方法。

DLR 一直致力于计算气动声学方法(CAA)的发展,开发了线化 Euler 方程计算软件 PIANO。并与空客长期合作,在对噪声机理进行研究的同时,试图建立一种适用于工程设计的 CAA 方法^[28-30,32-34]。这种方法的基本思想是,首先对增升装置的平均流场进行求解,根据平均流场信息构建新的声源,通过求解线化 Euler 方程得到相关的声场信息。其中构建声源的方法包括了 Ewert 和 Emunds 等人提出的随机声源(Stochastic sound source)模型^[28,33]、Emunds 和 Fischer 提出的涡注入(Test - Vortex injected)方法^[29,30,32]以及 Ewert 和 Dierke 等人提出的随机粒子网格法(Random Particle Mesh)^[34]。采用该方法对缝翼噪声与流动特性和几何特征的相互关系进行了大量的研究,包括雷诺数、马赫数、来流攻角以及缝翼缝道参数等。另外, Bauer 和 Ewert 等人还采用间断有限元(DG)方法来求解线化 Euler 方程。

2.2 降噪措施与低噪音布局设计

就目前已有的控制方法来看,民用客机气动噪声控制手段主要有两类,第一类方法是对噪声源采取措施,抑制其产生和发展。第二类方法是在声音的传播过程中采取相关措施,改变其指向性以及声音强度。前面我们提到过,增升装置噪声与流动结

构是相关的。因此,第一类噪声控制方法得到了研究人员的青睐,进行了大量相关研究。对于 NASA 的降低外部噪声 10dB 的目标,D. P. Lockard 对潜在的降噪技术进行了回顾^[43]。目前研究较多的用于降低襟翼侧缘噪声的措施包括:连续放样线链接(Continuous Moldline Link)^[43]、多孔侧缘(porous side edge)^[43,46]、侧缘栅栏(tip fence)^[27,43]、微型片^[27,43](Microtabs)以及侧缘吹气等。缝翼噪声的控制措施有缝翼下表面填充^[35,43,48]、多孔后缘^[43]、声衬^[41,44]、缝翼密封板^[5]以及流动控制等^[47]。

侧缘栅栏能够降低剪切层的不稳定性,避免下侧涡与上侧尖边缘相互作用;此外,避免了涡汇合、涡核喷流以及汇合涡与襟翼上表面以及边缘的相互作用。设计参数包括栅栏的厚度、高度和形状。微型片是小型的梯形装置。从边角处脱落的涡增强了散发出的剪切层厚度,剪切层变得稳定。因此,由非定常剪切层震荡引起的噪声被抑制。锯齿状后缘主要用于降低后缘噪声,可以明显降低汇合涡与襟翼后缘的干扰。主动吹气可以将剪切层聚集成几个小涡并使剪切层变得稳定。其次双涡结构被移开固壁表面抑制了湍流与结构的相互作用^[1]。

缝翼下表面填充物、声衬以及流动控制都是通过减弱缝翼缝道内的非定常流动来抑制缝翼噪声的。而缝翼下表面填充物(Slat Cove Filler)通常是基于某个状态的流线形状设计的。在缝翼尖端加装密封板可以明显改善缝翼凹面的流动动态,降低噪声辐射幅值。

低噪音气动布局设计对于增升装置噪声控制同样重要。波音和空客在进行增升装置气动设计的同时,对不同外形进行声学特性评估,以获得同时满足高气动特性和低噪声水平的气动外形。大量试验与计算研究表明^[2,24,31,32],减小缝翼缝道宽度(Gap)可以降低噪声,但会损失一定的最大升力系数。空客与 DLR 的研究者认为飞机低噪音着陆,对于保持高升力特性以及降低进场速度非常重要。采用微型后缘装置,尽管会使后缘噪声变大,但在产生同等升力条件下可以降低整个机翼的噪声。对于前缘装置,如果能明显的改善噪声,略微损失最大升力是可以接受的。通过将高性能后缘装置与略为降低性能的前缘装置结合,最大升力系数可以保持几乎不变而总噪声可以大大降低。而减小缝道的前缘装置是设计时的一个选择^[31]。除此之外,一些结构细节的设计也应引起足够重视,比如缝翼滑轨、除冰孔、缝翼密封板等。

3 结论

经过几十年特别是近二十年的研究,民用客机气动噪声研究取得了长足的进展。世界范围内对增升装置气动噪声的产生机理有了比较一致的结论。未来 20 年的民用客机,对排放、油耗和噪声提出了更加苛刻的要求,欧美各国也相继提出了更高的降噪目标并制定了相应的研究计划。我国的民用飞机气动噪声研究刚刚起步,必须予以足够的重视与投入,大力开展先进技术研究,才能在未来 20 年的民机研制中占有一席之地。

参考文献:

- [1] Roger Drobietz, Ingo U. Borchers. Generic wind tunnel study on side edge noise. AIAA, 2006: 2006-2509.
- [2] Jeff M. Mendoza, Thomas F. Brooks. Aeroacoustic Measurements of a Wing/Slat Model. AIAA, 2006: 2002-2604.
- [3] Ronald H. Radeztsky, Bart A. Singer. Mehdi R. Khorrami. Detailed Measurements of a flap side-edge flow field. AIAA, 1998: 1998-700.
- [4] Robert W. Stoker, Yueping Guo. Airframe Noise Source Locations of a 777 Aircraft In Flight and Comparisons With Past Model Scale Tests. AIAA, 2003: 2003-3232.
- [5] Mehdi R. Khorrami, David P. Lockard. Effects of Geometric Details on Slat Noise Generation and Propagation. AIAA, 2006: 2006-2664.
- [6] Meelan Choudhari, Mehdi R. Khorrami. David P. Lockard, Harold L. Atkins. Slat Cove Noise Modeling: A Posteriori Analysis of Unsteady Rans Simulations. AIAA, 2002: 2002-2468.
- [7] Mehdi R. Khorrami, Bart A. Singer, David P. Lockard. Time-Accurate Simulations and Acoustic Analysis of Slat Free-Shear-Layer: Part II. AIAA, 2002: 2002-2579.
- [8] Meelan M. Choudhari, Mehdi R. Khorrami. Slat Cove Unsteadiness: Effect of 3D Flow Structures. AIAA, 2006: 2006-211.
- [9] Mehdi R. Khorrami, David P. Lockard. Effects of Geometric Details on Slat Noise Generation and Propagation. AIAA, 2006: 2006-2664.
- [10] Robin B. Langtry, Elisabeth A. Gren. Evaluation of Structured and Unstructured Grids for Detached Eddy Simulation of Flap Edge Noise. AIAA, 2009: 2009-3102.
- [11] David P. Lockard, Meelan M. Choudhari. Noise Radiation from a Leading-Edge Slat. AIAA, 2009: 2009-3101.
- [12] Mehdi R. Khorrami Meelan Choudhari. In Search of the Physics: The Interplay of Experiment and Computation in Slat Aeroacoustics. AIAA, 2003: 2003-980.
- [13] David P. Lockard, Meelan M. Choudhari. The Effect of

Cross Flow on Slat Noise. AIAA, 2010; 2010-3835.

[14] T. Z. Dong, C. K. Tam, N. N. Reddy. Direct Numerical Simulation of Flap Side Edge Noise. AIAA, 1999; 1999-1803.

[15] Bauer, A. B., Munson, A. G.. Airframe Noise of the DC-9-31. NASA CR 3027, 1978.

[16] Fink, M. R.. Airframe Noise Prediction Method. Federal Aviation Administration, Rept. FAA-RD-77-29, 1979.

[17] Fink, M. R.. Noise Component Method for Airframe Noise. Journal of Aircraft, 1979, 16(10): 659 - 665.

[18] Yamamoto, K. J., Donelson, M. J., Huang, S. C., Joshi, M. C.. Airframe Noise Prediction Evaluation. NASA CR 4695, 1995.

[19] Yee, P., Underbrink, J. R., Sen, R., Kusunose, K., Dougherty, R., Blackner, A. M.. Airframe Noise Generation and Radiation. NASA Contract Report, 1996.

[20] Y. P. Guo. Prediction of Flap Side Edge Noise. AIAA, 1999; 1999-1804.

[21] Y. P. Guo. A Discrete Vortex Model for Slat Noise Prediction. AIAA, 2001; 2001-2157.

[22] Y. P. Guo, K. J. Yamamoto. Component-Based Empirical Model for High-Lift System Noise Prediction. Journal of Aircraft, 2003, 40(5): 914-922.

[23] Y. P. Guo. Aircraft Slat Noise Modeling, Prediction. AIAA, 2010; 2010-3837.

[24] Michael Pott-Pollenske, Julian Alvarez-Gonzalez. Effect of Slat Gap on Farfield Radiated Noise and Correlation with Local Flow Characteristics. Werner Dobrzynski, AIAA, 2003; 2003-3228.

[25] Kaepernick, K., Koop, L., Ehrenfried. Investigation of the Unsteady Flow Field inside a Leading Edge Slat Cove. AIAA, 2005; 2005-2813.

[26] L. Koop, K. Ehrenfried, A. Dillmann. Reduction of Flap Side Edge Noise by Active Flowcontrol. 2002; AIAA, 2002-2469.

[27] L. Koop, K. Ehrenfried. Reduction of Flap Side-Edge Noise: Passive and Active Flow Control. AIAA, 2004; 2004-2803.

[28.] R. Ewert, R. Emunds. CAA Slat Noise Studies Applying Stochastic Sound Sources based on Solenoidal Digital Filters. AIAA, 2005; 2005-2862.

[29] R. Emunds, M. Fischer. Effect of Re-Number, Ma-Number and Angle of Attack on Slat Noise based on a Test-Vortex injected upstream of the SLAT Hook. AIAA, 2005; 2005-2975

[30] H. Bieler, M. Fischer, R. Emunds, M. Sutcliffe. CAA in industrial environment: First analysis of Noise Sources on a 2D High-Lift Profile at Airbus. AIAA, 2005; 2977.

[31] Markus Fischer, Hendrik Friedel Low noise design trends

derived from wind tunnel testing on advanced high-lift devices. AIAA, 2006; 2006-2562.

[32] R. Emunds, M. Fischer. Effect of Slat Settings (Gap and Overlap) on Slat Noise based on a test vortex injected upstream of the SLAT-Hook. AIAA, 2006; 2665.

[33] R. Ewert. Slat Noise Trend Predictions using CAA with Stochastic Sound Sources from a Random Particle Mesh method (RPM). AIAA, 2006; 2006-2667.

[34] R. Ewert J. Dierke M. Pott-Pollenske C. Appel. CAA-RPM prediction and validation of slat setting influence on broadband high-lift noise generation. AIAA, 2010; 2010-3833.

[35] Alexander Kolb, Peter Faulhaber. Aeroacoustic Wind Tunnel Measurements on a 2D High-Lift Configuration. AIAA, 2007; 2007-3447.

[36] M. Terracol, E. Labourasse y, E. Manoha. Simulation of the 3D Unsteady Flow in a Slat Cove for Noise Prediction. AIAA, 2003; 2003-3110.

[37] B. Rakhshani A. Filippone, Noise from High-Lift Leading-Edge Device. AIAA, 2006; 2006-3844.

[38] B. Rakhshani A. Filippone. Three-Dimensional CFD Analysis of Slat Noise. AIAA, 2008; 2008-15.

[39] Zhaokai Ma, Xin Zhang. Broadband Slat Noise Attenuation with Acoustic Liner Treatment. AIAA, 2008; 2008-2964

[40] Daniel K'onig, Seong R. Koh. Slat Noise Source Identification. AIAA, 2009; 2009-3100.

[41] Zhaokai Ma, Xin Zhang. Numerical Investigation of Broadband Slat Noise Attenuation with Acoustic Liner Treatment. AIAA, Journal, 2009, 47(12): 2812-2820.

[42] F. Farassat, Jay H. Casper. Towards an Airframe Noise Prediction Methodology: Survey of Current Approaches. AIAA, 2006; 2006-0210.

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

[44] Zhaokai Ma, Malcolm G. Smith. Attenuation of slat trailing edge noise using acoustic liners. International Journal of Aeroacoustics, 2006, 5(4): 311-333.

[45] M. G. Smith, Leung Choi Chow. Attenuation of slat trailing edge noise using slat gap acoustic liners. AIAA, 2006; 2006-2666.

[46] D. Angland, X. Zhang, L. C. Chow. Measurements of Flow around a Flap Side-Edge with Porous Edge Treatment. AIAA, 2006; 2006-213.

[47] Thilo Knacke, Frank Thiele. Slat Noise Reduction using Steady Suction. AIAA, 2008; 2008-17.

[48] Taro Imamura, Hiroki Ura, Yuzuru Yokokawa. Designing of Slat Cove Filler as a Noise Reduction Device for Leading-edge Slat. AIAA, 2007; 2007-3473.