

大型客机气动噪声预测

Aeroacoustic Prediction of Large Commercial Aircraft

中国航空气动力技术研究院 张卫民 郝 璇 陈大斌 周家检



张卫民

研究员, 1990年起在中国航空气动力技术研究院从事空气动力学相关研究工作。主要的研究方向为气动性能预测方法、气动布局设计、气动外形综合优化设计方法研究等。

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的

气动声学是研究流体自身以及流体与固体边界相互作用时发声机理的一门学科,它成功地运用了古典声学尤其是运动介质声学相似的物理概念、基本方法和处理问题的技巧。而计算气动声学正是适应气动声学的发展要求,在计算机水平和并行计算技术日益成熟的情况下出现并发展起来的。

噪声标准,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。目前,波音、空客等民用客机制造公司在进行气动布局设计时已经把气动特性与噪声水平放在同等重要的位置,如波音公司从事噪声控制工作的人员多达150人。随着我国大飞机项目的立项,民用客机气动声学研究与设计已提上日程。我国气动声学研究起步较晚,目前基本上还处于理论研究阶段,如何将研究成果应用于工程设计是迫切需要解决的问题。

大型客机气动噪声研究现状

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噪声等。其中,发动机噪声包括风扇噪

声、压气机/涡轮噪声、燃烧噪声、喷流噪声等。而增升装置噪声、起落架噪声以及动力系统与机体的干扰都属于无动力噪声。国外对于民用客机气动噪声问题的研究始于20世纪60年代。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。随着莱特希尔(Lighthill)“喷流噪声声功率与喷流速度8次方成正比”理论的提出,发动机设计者采取了一系列措施降低发动机的喷流速度,发动机喷流噪声也随之降低。另外,大涵道比涡轮风扇发动机取代了早期的涡轮喷气发动机,这项技术在增大发动机推力的同时进一步降低了发动机噪声。除此之外,消声短舱、V-型花瓣喷嘴(Chevron)等新技术也大大地降低了发动机噪声。通过以上这些降噪措施,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,这其中增升装置和起落架是机体气动噪声的重要噪声源。当襟翼打开时,由于升力的突然改变在襟翼的侧缘产生了强大的涡,包括高频的小尺度不稳定涡和低频的大尺度涡,这2种不同尺度的涡形成了襟翼的主要噪声源。而对于缝翼来说,缝翼凹槽的涡扰动(Cove Vorticity Fluctuation)、再附着扰动(Reattachment Fluctuation)以及涡/后缘干涉(Vortex TE Interaction)是缝翼的主要噪声源。当飞机起落架打开时,起落架舱是一个典型的空腔结构,空腔流激振荡不但能产生额外的噪声,而且会导致非正常载荷;而对于起落架来说,钝体分离是其产生噪声的主要原因。

研究手段及发展

1 试验技术

试验研究是气动声学问题研究的重要手段。受风洞背景噪声影响,试验飞机及其部件绕流产生的噪声有很大的不准确性,这就需要建立一个有效的装置,能够减小声学干扰,准确分辨声源的位置和强度。早期的声源定位和量化测量技术是声学镜(Acoustic Mirror)。声学镜是在一个大型椭圆凹面镜的焦点上安置一个麦克风,根据凹面镜聚焦原理测量声源。后来又发展出“麦克风相阵列”(Phased Array)测量技术。它是使用大量校准的麦克风识别空间声源的波阵面,用相同相位检测空间声场截面,确定声源分布。相阵列形式有一维线性、二维平板式和三维空间螺旋分布形式3类。三维相阵列只是在近场获得全息声学图像,只适用于三维近场试验,并不适用于推导远场的转向矢量;二维相阵列则可以用于远场声学测量,闭口风洞声学试验通常需要采用平板式麦克风相阵列。相阵列可以通过增加麦克风数目提高信噪比(SNR),它是通过麦克风间的互谱计算来实现的。并且可

以通过对测得的信号进行相干分析,极大地减小不相关噪声的影响,从而得出飞机及其部件上噪声源的位置、脉动压力、声压级、自功率谱和互相关功率谱。采用麦克风相阵列技术在风洞及外场测量是近些年来飞机气动噪声预测与控制研究最为常用和可靠的试验技术。20世纪90年代中叶,在荷兰DNW大型低速风洞中(8 m×6 m风洞、3 m×2.25 m风洞)采用相控技术进行了空客型号的噪声研究,A380飞机还采用这一技术进行了现场飞行的噪声试验。由于大量应用新的研究成果,A380飞机起降过程的噪声强度比类似大型飞机降低了一半。

2 预测方法

虽然基于麦克风相阵列技术的风洞及外场测量可以提供可靠的飞机气动噪声指标,但由于其研究成本太高,在设计选型阶段难以开展大量的工作。特别是开展外场测量飞行试验,花费巨大。因此,在设计选型阶段,通过风洞试验的校核,建立可靠有效的气动噪声数值预测方法是最为理想的研究手段。

噪声预测是飞机噪声研究的主要手段之一。好的预测方法通常应该能够处理以下几类问题:任意几何形状,特别是襟翼和缝翼以及其他控制表面;起飞和降落时任意的运动学规律;任意的观察点,近场或远场;除了以上3点之外,整个计算过程耗时要少,不应超过24 h。目前还没有一种方法可以满足以上所有要求。

大体上分类,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Ffowcs Williams-Hawkings(FW-H)声类比法以及计算气动声学方法。早期的飞机噪声预测技术基本上是在建立在试验测量的基础上,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

在简化理论上,通过试验修正给出预测模型,最典型的就是NASA开发的飞机噪声预测软件ANOPP(Aircraft Noise Prediction Program)。该软件的开发始于20世纪70年代,随着飞行及风洞试验数据的不断更新,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其数据库之外的飞机进行噪声预测时偏差较大。全解析法是一种采用流体力学理论和声学理论进行分析和建模的方法。该方法适用于发声现象的机理研究,能够获得给定参数下的独立噪声强度、指向性规律,同时为试验设计提供尺度规律,另外还可以从中寻找降噪规律。但采用该方法研究实际问题通常都要进行简化,这使其模型过于简单。另外,该方法还受到模型观察点、几何形状、表面运动的限制因而不能代表实际物理现象,因此实际工程预测使用较少。

从20世纪60年代起,随着气动声学经典理论的发展,Lighthill声类比理论及FW-H方程被广泛地用于气动声学问题研究。该方法的基本思想是:首先,基于计算流体力学(CFD)方法计算获得运动物面的非定常压力分布,甚至是湍流边界层内的非定常流场,然后基于求解FW-H方程(或Kirchhoff方法)获得远近声场分布。FW-H方程是将流体力学N-S方程按非齐次波动方程的形式重新整理而成,可用于精确描述任意运动固体边界与流体相互作用的发声问题。该方法又被称为混合方法,是满足上述预测方法最多要求的方法,该方法是目前以及未来一段时间内最实用和最理想的噪声预测方法。近几年来,国外的研究者基于声类比方法发展了一系列的快速预测模型,与传统的经验预测模型相比,该方法建立在FW-H方程基础上,能够考虑到噪声的实际物理机制;

与此同时,能够快速得到计算结果。由于数值模拟计算量太大,因此在气动外形设计阶段针对不同方案进行选型时,这类方法受到了工业界的普遍欢迎。

气动声学是研究流体自身以及流体与固体边界相互作用时发声机理的一门学科,它成功地运用了古典声学尤其是运动介质声学相似的物理概念、基本方法和处理问题的技巧。而计算气动声学正是适应气动声学的发展要求,在计算机水平和并行计算技术日益成熟的情况下出现并发展起来的。由于 Lighthill 声类比理论存在一些根本缺陷,计算气动声学(Computational Aeroacoustics, CAA)从一开始就获得了研究者的青睐。高精度(低频散低耗散)计算格式和无反射边界条件是计算气动声学的 2 个最重要的组成部分,也是区别于传统计算流体力学的 2 个最关键因素。

目前,计算流体力学(CFD)的数值模拟技术也相当成熟,应用范围也很广,但由于 CFD 本身的局限性决定了其很难在气动声学计算中大范围应用。现在大多数 CFD 格式都是有频散、各项异性、甚至是高耗散的。因此使用已有的 CFD 格式进行声学计算,虽然在一定程度上能获得稳定的数值解,但该解是否能满足模拟主控方程的数值波解仍然存在疑问。在超音速喷气飞机的近声场,声扰动的幅值比平均流物理量要低 3 个量级。在其他情况下,气动声源所辐射的能量就更小了。采用传统的 CFD 方法在边界条件的处理上很难达到 CAA 方法的精度。为了能够准确地模拟声场,对其计算格式的频散和耗散特性要求比通常的流体计算更为严格。CAA 格式本身就具有低频散和低耗散的特性,适于解决声音的产生和传播问题。而且如果要获得相同的精度,采用 CAA 的方法所需的网格点要比 CFD 方法少很多,在减少计算量的

同时缩短了计算时间,可以更快更准确地获得计算结果。

噪声控制策略

1 大涵道比涡轮风扇发动机

最初的客机采用的是涡轮喷气发动机,高速气流与空气掺混形成了强烈的噪声源。20 世纪 60 年代,低涵道比的涡轮风扇发动机出现,不仅提高了推进效率,还降低了噪声。风扇气流与尾喷嘴气流相互掺混,降低了整体的喷气速度。随着大涵道比发动机的发展(大型客机发动机涵道比可达 10 以上),喷流噪声在飞机气动噪声中的比重已大大减小。

2 发动机消声短舱

随着高涵道比发动机的应用,喷流噪声已不再是最主要的噪声源,而降低风扇噪声则显得越发重要。风扇噪声通过短舱进口和管道出口分别向前和向后传播。基于海姆霍兹共振腔吸声原理的声衬技术是降低风扇噪声的主要手段。早期的声衬多为 2 段或 3 段,以接合的形式安装于短舱内部,但由于接合部会产生声散射降低了声衬吸声效率。随着制造工艺的进步,整体声衬已应用于发动机短舱,进一步提高了吸声效率。另外,经过精心设计的短舱唇口可加大吸声面积,有助于进一步降低噪声。

3 V-型花瓣喷嘴(Chevron)

起飞阶段喷流噪声较为明显,而巡航时冲击核噪声是后机舱内部噪声的主要组成。V-型花瓣喷嘴就是减少这 2 种噪声的装置(如图 1)。这种装置在高速气流中可以产生位于下游剪切层的流向涡,这改变了掺混形态,降低了低频掺混噪声。随着该技术的发展, Chevron 又被应用于短舱外涵道出口。但研究表明,外涵道出口采用该技术会造成发动机推力损失。随着材料技术的发展,记忆合金被应用于外涵道出口。在飞机起飞时,记忆合金保持原有形状以降低喷流噪声,当飞机处于巡航状态

时,记忆合金形状发生改变以保持发动机原有的推力特性。

在推进系统/机体干扰噪声的控制研究中,发动机外涵道采用周向变化的 Chevron 可以降低推进系统与发

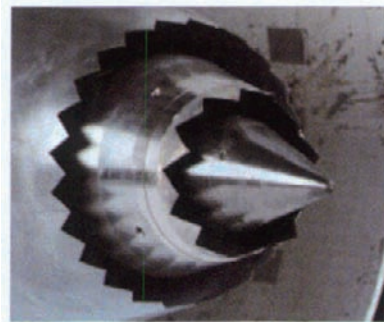


图 1 V-型花瓣喷嘴降噪措施

动机外挂架以及襟翼的干扰噪声。

4 增升装置噪声控制

当襟翼打开时,由于升力的突然改变在襟翼的侧边产生了强大的涡,这是襟翼的主要噪声源。缝翼后缘脱落的涡以及流动在缝翼和增升装置主元之间的凹槽形成的不稳定波是缝翼附近产生噪声的主要原因。NASA 提出了襟翼与机翼的连续型线连接,这种装置可以明显驱散由于升力突变形成的涡,大大降低了襟翼噪声。而前缘缝翼采用凹槽填充,避免形成不稳定波。从风洞试验结果可以看出,这 2 种方法对于降低增升装置噪声作用是明显的。除此之外, Southampton 大学提出了在缝翼下表面和主翼头部安装声衬的控制策略,经过试验证明,这种方法能够很好地降低缝翼噪声。

目前开展的工作

中国航天空气动力技术研究院在 20 世纪 60 年代即在庄逢甘院士主持下成立了由崔尔杰院士负责的脉动压力与气动噪声研究课题组。主要从事航空、航天领域中飞行器的脉动压力载荷和气动噪声环境研究工作。自 2008 年中国航天空气动力技术研究院正式参与大型客机项目以来,一直致力于建立大型客机气动

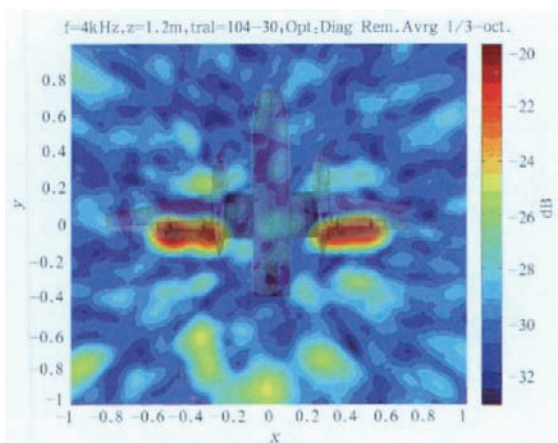


图2 气动噪声源风洞试验探测结果

噪声预测能力,包括风洞测量与数值计算等。目前都取得了很好的进展。

1 麦克风阵列风洞试验

从2009年开始,在中国航空空气动力技术研究院FD-09低速风洞开展了基于麦克风阵列的运输类飞机气动噪声源测量工作。对某型号运输机增升装置(后缘襟翼)打开状态进行了实验测量,如图2。试验结果表明,采用麦克风阵列技术很好地测量到了后缘襟翼噪声。

2 气动噪声的数值预测

目前开展的气动噪声数值预测工作主要基于雷诺平均NS方程(Navier-Stokes, RANS Reynolds Averaged)的声学比拟方法。计算首

先通过选择特定的湍流模型求解得到定常流场以及用于噪声计算的流场信息文件。在此基础上通过非定常求解器NLAS求解物面附近的声场信息。同时采用FW-H方程得到远场的声场信息。

(1) 圆柱/翼型干涉。

圆柱/翼型干涉模型是研究来流湍流与翼型相互作用的基本模型。翼型

上游圆柱的涡脱落形成卡门涡街,涡撞击在翼型前缘,被挤压、拉伸、撕裂,翼型绕流流场和翼型表面动态压力发生很大改变。本课题模拟的情况是,翼型弦长为圆柱直径的10倍;来流马赫数试为0.2;以圆柱直径为特征长度的雷诺数为 4.8×10^4 。

图3给出了圆柱/翼型干涉涡量场,清晰地显示出了干涉过程:正负涡量的涡交替撞击在翼型前缘,被挤压进而被撕裂成2个涡,分别在翼型上下面。给出了翼型表面 $x/c=0.2$ 位置的动态压力频谱,与试验结果对比情况良好,刻画出了圆柱涡脱落相关频率主分量及其倍频分量。

(2) 多段翼型气动噪声预测。

如前文所述,增升装置是民用客机重要的气动噪声源之一,是机体噪声的组成部分。因此,对增升装置噪声源进行预测并采取有效手段进行控制是民用客机气动设计时必须考虑的问题。

针对某多段翼型,首先完成了定常气动特性计算,计算结果与试验结果符合较好。在此基础上,计算了8度攻角多段翼型噪声特性。图4给出了不同时刻缝翼下表面的涡量变化,图5则给出了一倍弦长处声强指向性。可以看出,缝翼下表面产生了明显的噪声。而襟翼上表面后缘

的脱落涡,也辐射出了较强的噪声。

结束语

本文首先论述了气动噪声对民用客机的重要性,在此基础上概述了目前机体噪声的基本机理、研究手段以及噪声控制技术,最后介绍了我院民用客机气动噪声研究进展。对于目前的机体气动噪声研究,开展风洞试验代价较高,而基于民用客机气动

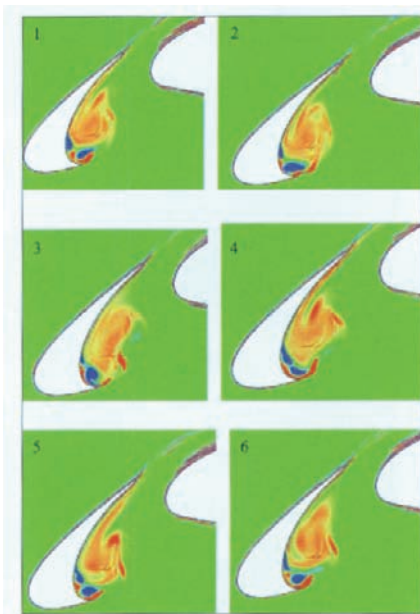


图4 不同时刻缝翼下表面附近涡量

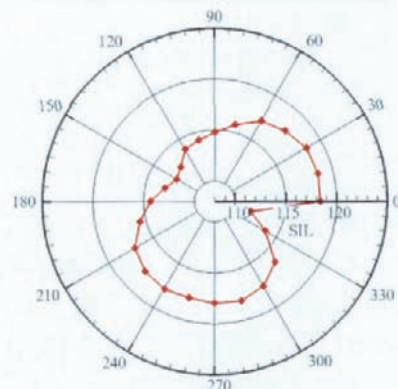


图5 一倍弦长处声强指向性

噪声的宽频特性,采用全三维数值模拟进行机理和控制策略研究在短期内也难以实现。因此,建立可靠、有效的机体气动噪声研究方法,提出合理的噪声控制策略是亟待解决的问题。

(责编 侧卫)