

DOI: 10.19416/j.cnki.1674-9804.2019.01.001

大型飞机增升装置气动噪声研究进展

Development of Investigation on High-Lift Device Noise for Large Aircrafts

刘沛清 李 玲 / LIU Peiqing LI Ling

(北京航空航天大学陆士嘉实验室, 北京 100191)

(Lushijia Lab. of Beihang University, Beijing, 100191, China)

摘 要:

对于现代大型商用飞机而言,在飞机进场和降落阶段,由于飞机发动机处于低功率状态而起落架和增升装置全部打开,此时的机体噪声十分明显,在飞机总的噪声中所占的比重不容忽视。近几十年的大量研究,已经对增升装置的气动噪声特性和机理有相当程度的认识,并在流动控制和降噪技术方面取得丰硕成果。本文主要介绍国内外在大型飞机增升装置气动噪声领域所取得的研究成果和最新进展。增升装置的噪声主要是由前缘缝翼凹槽产生的低频离散噪声、襟翼侧缘的中频宽带噪声和前缘缝翼尾缘涡脱落的高频离散噪声三部分组成。目前,降噪技术主要分成被动流动控制降噪技术和主动流动控制降噪技术两类,被动降噪技术有前缘凹槽遮挡、前缘凹槽填充、前缘下垂等;主动流动控制手段有吹吸气、等离子体激励器等。

关键词: 增升装置; 气动噪声; 流动控制; 降噪方法

中图分类号: V211

文献标识码: A

OSID:



[Abstract] For the modern large commercial aircrafts, during the phases of approach and landing, when the engines are at low operate with the high-lift devices and landing gears all deployed, the airframe noise, the majority of the aircraft total noise, is notable. Over the last decades, a considerable amount of work has been conducted on the noise characteristics, noise mechanism, noise reduction techniques for the high-lift device noise. The high-lift device noise is generally categorized into three parts, low-frequency tones generated from the slat cove, mid-frequency broadband noise generated from flap side edge, and high-frequency tones generated from the slat trailing edge. The noise reduction techniques have active and passive flow control and noise reduction methods, such as slat cove cover, slat cove filler, droop nose and blowing-suction air, plasma actuation, etc.

[Keywords] high-lift device; aeroacoustic; flow control; noise reduction method

0 引言

随着航空运输流量的急剧增加,飞机的噪声污染越来越严重,给人类甚至飞行生物都带来了强烈的危害,特别是机场附近的居民正常的生活和休息都会受到飞机噪声的影响。因此,人们对日益加重的飞机噪声污染开始更加地关注和重视,无论是飞机起飞着陆时的整机噪声还是载客时机舱内部的噪声,人们都希望能够得到很好的降低,从而获得更加安静和舒适的环境。除此之外,世界上各大航空公司在采购民用客机时也已经把飞机的噪声指标列入

考虑。与此同时,我国的大飞机产业正处在蓬勃发展阶段,未来生产的大型民用客机能否达到噪声标准和取得适航证更是需要在研制阶段就开始考虑。

飞机的噪声总体上分成飞机的外部噪声和机舱内部的噪声两大类,机舱内部的噪声主要是影响载客时旅客的舒适度,而外部噪声在飞机起降阶段对机场周边影响比较大,是目前急需研究和降低的一类飞机噪声。飞机外部噪声的几大主要噪声源分别是发动机、增升装置、起落架和动力系统与机体的干扰噪声。发动机噪声又称为推进系统噪声,是为飞机提供推力的主要部分,其又细分成风扇噪声、压气

机/涡轮噪声、燃烧噪声和喷流噪声等多个方面,均属于动力噪声的范畴。增升装置和起落架统归为机体部分,机体噪声和动力系统与机体的干扰噪声都属于无动力噪声的范畴^[1]。从上世纪 70 年代至今,已经有大量的学者对飞机的噪声大小和噪声源强度与分布进行了研究,通过这些研究可以发现飞机的噪声除去发动机噪声外,机体噪声就成为主要噪声源,机体噪声主要来源于增升装置和起落架这两大部件。Dobrzynski 同样指出^[2],现代大型商用飞机的主要机体噪声源包括起落架、缝翼、襟翼侧缘、增升装置导轨、部件连接结构等部分。从 20 世纪 70 年代以来,大涵道比涡轮风扇发动机的使用,不仅使得飞机的耗油率大大减小,而且也很大程度降低了推进系统的噪声。再加上一些发动机降噪技术的应用,例如消声短舱、V 型花瓣喷嘴等,飞机机体噪声在飞机总的噪声中所占的比重越来越大,特别是在飞机进场着陆阶段,发动机的噪声不明显,机体噪声越发的突显出来,所以飞机降落过程中,增升装置的噪声是重要的噪声源之一。

现在的大型民用客机基本上采用具有前缘缝翼和后缘襟翼的多段翼型作为增升装置的基本构型,特别是在着陆进场阶段,增升装置的前缘缝翼和后缘襟翼全部打开,此时的增升装置的气动噪声达到最大。打开前缘缝翼和后缘襟翼的增升装置三段翼型可以说是由三段独立的翼型组成的,每段翼型之间还有缝道、拐点等不规则部分存在,几何上十分复杂,也就导致了气流流过三段翼型的流场特性是复杂的。

如图 1 所示,气流流过一个常规典型的前缘缝翼和后缘襟翼的三段翼型,会出现很多的流动现象:前缘缝翼下表面会产生分离在前缘凹槽内形成空间自由剪切层,剪切层还会在下游再附于缝翼尾缘附近的下翼面,前缘缝翼的尾缘上下翼面流速不相同还会导致分离出来尾迹中的剪切层,前缘缝翼的凹槽和主翼的下表面尾缘部分都会形成“死水区”的回流流动,后缘襟翼的上翼面在某些情况下会发生分离,气流流经主翼和襟翼的缝道会与前缘缝翼尾缘的剪切层发生掺混的现象,流动中还会有层流分离泡和流动从层流到湍流的转捩等复杂的流动现象。甚至对于三维的翼型,展向效应也会造成更加复杂的流动^[3]。

因此,为了进一步降低飞机起飞、降落时的噪声,满足越来越严苛的适航标准,下一步的飞机噪声

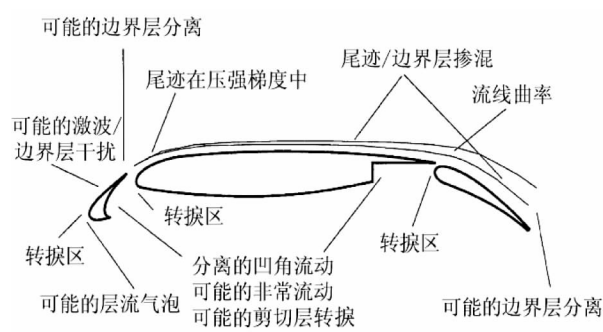


图 1 三段翼型上可能出现的流动现象^[3]

研究需要着重关注飞机的机体噪声,探究飞机机体噪声的产生机理,增升装置的气动噪声机理及降噪方法的研究对于我国未来的大型宽体客机低噪声设计也是十分必要的。

1 前缘缝翼气动噪声机理

通过对前缘缝翼几何形状和流动的细致分析可以看出,前缘缝翼的凹槽空腔内存在复杂的流动现象。如图 2 所示^[4],可以发现气流流经前缘缝翼在尖点处发生分离,在前缘缝翼的凹槽内形成空间自由的剪切层,剪切层经过发展会在下游再附于缝翼靠近尾缘的下表面。剪切层的厚度以及再附区的位置随流动马赫数、来流攻角、缝翼安装角等的不同而有较大变化。在再附区与缝翼下表面之间,形成一“死水区”。由于二次分离等因素,使得区内包含着不同尺度和强度的涡,时刻存在着涡与涡之间和涡与固壁之间的相互作用。在再附区之后,由于剪切层外部流动的作用,使得流动从再附区到尾缘处发生了强烈的变形和扭曲^[5,6]。另外,缝翼上表面无激波产生时可以保持全层流状态,有激波时可能会

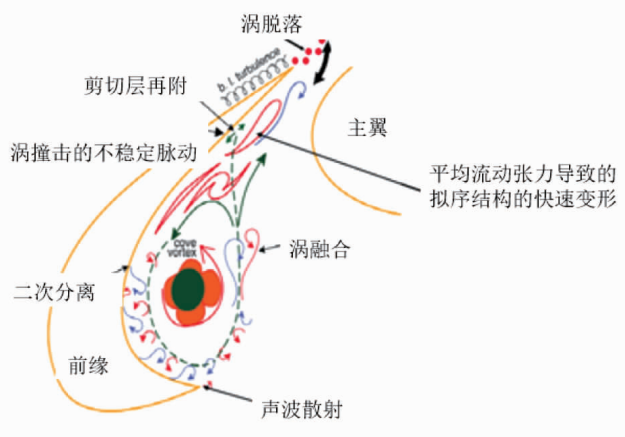


图 2 前缘缝翼的流动现象^[4]

出现层流分离、转捩、再附从而生成层流分离泡等情况。因此,到达缝翼尾缘时,上表面流动可能处于层流或湍流状态,进而影响尾缘的涡脱落^[7,8]。除此之外,由于在前缘缝翼和主翼的连接处是一个逐渐收缩变窄的缝道,气流流经这个缝道会使流速增加,从而使得上、下表面的流动与缝翼、主翼固壁之间的相互作用更为复杂。

多段翼型流动的复杂性必然导致了其气动噪声产生机理的复杂性。通过总结发现,前缘缝翼的噪声特性分成低频离散噪声、宽频噪声和高频离散噪声三部分,接下来将会对前缘缝翼噪声中最显著的离散噪声进行详细的介绍。

1.1 高频离散噪声

在1998年Storms等人^[9]首先对一个三维无后掠的增升装置构型进行了气动声学研究。在20世纪初,Tam等人^[10,11]也对多段翼型产生的离散峰值噪声进行了研究。他们将声谱中的峰值归结为声共振机制,前缘缝翼的尾缘会发生涡脱落现象,产生类似于圆柱的涡脱落噪声,声波向下游传递会被主翼反射回来影响前缘尾缘的涡脱落,这样在前缘缝翼和主翼之间的缝道间反复作用,发生共振,从而产生高频噪声。

后来,Choudhari等人^[12]在NASA的低湍流压力风洞中针对EET(energy efficient transport)三段翼的翼型进行实验测试,测试中令前缘缝翼处于不同缝道参数(gap和overhang),结果发现不同的缝道参数对高频噪声的频率影响不大。由此提出了高频离散噪声是来源于尾缘涡脱落而不是声共振机制。在1999年,Khorrami等人^[7]也对相同的EET机翼进行了大量的数值模拟,使用非定常雷诺平均数值模拟的方法进行计算,通过采用具备一定尾缘厚度的前缘缝翼模型,加密前缘缝翼区域的网格密度来准确捕捉前缘缝翼尾缘的涡脱落现象,结果显示涡脱落的频率与实验测量声谱中的峰值对应的频率十分接近。随后2000年,基于Khorrami等人的结果,Singer等人^[13]在非定常雷诺平均数值模拟计算流场之后,采用FW-H方程的积分方法计算了EET翼型前缘缝翼的远场噪声,结果得到计算的声场结果与声学风洞实验测量的结果是吻合的,这也进一步验证了非定常雷诺平均数值模拟计算的近场流动的结果是正确的。Takeda等人^[5,14]通过风洞实验观测了缝翼区域的非定常流场和该区域产生的

噪声特性,并成功的捕捉到了缝翼尾缘涡脱落的现象,他们在实验结果分析中否定了声学反馈机制,支持尾缘涡脱落是缝翼尾部区域噪声的主要来源的观点。现在普遍认为,高频离散噪声是由于缝翼钝体尾缘涡脱落产生的。

1.2 低频离散噪声

高频离散噪声机制被确定了以后,低频离散噪声受到关注。对于观察到的前缘缝翼噪声中的离散峰值现象,目前有两个比较主流的解释^[15]。第一种解释是由于实验或数值得到的离散峰值噪声在全尺寸模型上不会出现,认为当缝翼边界层变为全湍流时峰值噪声会消失,因此这种离散峰值噪声被认为是低雷诺数层流效应产生的。第二种解释是离散峰值噪声的产生依赖于缝翼凹槽内反馈回路的存在,该反馈回路是由主剪切层再附于缝翼表面形成的声波与源自缝翼下尾缘的剪切层相互作用形成的,与空腔流动情况相似,称为自激噪声。

基于Makiya^[16]、Kolb^[17]和Pott-Pollenske^[18]等人的研究,发现使用转捩装置强制让边界层转捩为全湍流的流动形态并不能有效地消除低频离散峰值噪声。因此将缝翼再附点形成的声波与前缘尖点分离剪切层的压力脉动相互作用形成的反馈回路认为是产生低频离散峰值噪声的主要原因。接下来对第二种解释进行了进一步的研究验证。2000年,Roger等人^[19]通过实验的方法研究了二维增升装置模型的低频范围内的噪声源,他们认为前缘缝翼的凹槽和主翼与后缘襟翼之间的空腔是产生低频峰值的区域,这部分的流动特性与矩形空腔类似,所以也是相同的机理辐射出了离散峰值噪声。后来在2007年,Kolb等人^[17]在声学风洞中对前缘缝翼的气动噪声问题进行了进一步的研究,提出离散峰值噪声的噪声机理:当前缘缝翼打开的角度较大时,前缘缝翼分离出的剪切层会向下游发展,再附于缝翼靠近尾缘的下表面时会与翼面发生撞击进而产生压力波,压力波中的一部分会向上游传递到分离点处与剪切层耦合在一起,就在前缘缝翼凹槽内形成了一个类似于空腔的反馈回路,导致了远场噪声谱中出现低频离散峰值。他们还应用Rossiter^[20]半经验公式比较准确地预测出了在实验中测得的离散峰值频率。同时,在实验中还进行了缝翼凹槽空腔填充的减噪研究,结果表明凹腔填充装置能够有效地消除缝翼离散峰值噪声,使用这种装置可以抑制主剪切层及

其相关的反馈回路,有力地说明离散峰值噪声的产生与主剪切层的存在有密切联系。Imamura^[21]通过实验研究也观察到了同样的结果。近期,在 Rossiter 矩形空腔预测公式的基础上,Terracol 等人^[15]将参数进行变换,将矩形空腔的长深尺寸分别用前缘缝翼剪切层的长度和回流区的平均深度替换,改进矩形空腔峰值频率预测公式使其应用到前缘缝翼的弧形空腔上,预测前缘缝翼凹槽这个弧形空腔产生的峰值频率。结果发现改进后的峰值频率预测公式能很好的计算出前缘缝翼远场噪声中的峰值频率,同时结果也进一步验证了前缘缝翼凹槽内的噪声机理与空腔流动的噪声机理是类似的,都是反馈回路导致的。

2 后缘襟翼气动噪声机理

基于过去许多专家的工作,我们发现飞机上多段翼型后缘襟翼的噪声主要来源于襟翼的侧缘涡和襟翼的尾缘。这些区域的不稳定流动都会导致远场产生噪声辐射,包括有离散噪声和宽频噪声。

2.1 襟翼侧缘噪声机理

在后缘襟翼产生的噪声中,襟翼的侧缘涡脱落是其主要噪声源。关于襟翼侧缘噪声源的研究可以追溯到 1979 年,当时 Fink 和 Schlinker 以及 Miller 和 Meecham 这两个研究小组同时发现襟翼侧缘是重要的飞机噪声源^[22-24]。随着测量技术的不断进步,人们对襟翼侧缘噪声的认识也逐步深入。1998 年,Street^[25]和 Radezsky 等人^[26]分别对后缘襟翼的侧边流场进行了数值计算和实验研究,图 3 展示了一个主涡从靠近襟翼前缘的压力面形成,二级涡从襟翼吸力面一侧的边缘发展,这些涡最终会融合到一起再从襟翼上分离出去。2000 年,NASA 机体噪声专案小组对某型号飞机进行了实验测量的认定^[27],大体确定襟翼侧缘噪声的量级。在襟翼侧缘噪声的预测上,Hardin 等人^[28-30]的平面噪声模型与 Howe 等人^[31]的后缘干涉声场模型是目前比较常见的两种模型。除了上述两种预测模型外,各大研究机构如 NASA、DLR 等都在积极开发自己的侧缘噪声预测半经验公式,郭跃平^[32]在其文章中提到过 NASA 研究机构的侧缘噪声预测公式,其主要是从基于旋涡震荡的物理模型得出的,而 Yokokawa 等人^[33]通过计算仿真认为侧缘涡与主翼尾缘涡的融合影响是襟翼侧缘噪声的主要因素。在襟翼噪声的

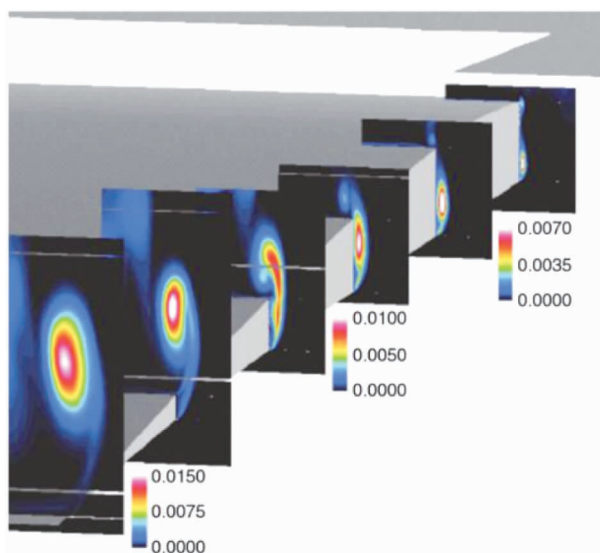


图 3 CFD 计算的三维襟翼侧边涡结构^[25]

数值计算方面,庞巴迪公司的 Waller 等人^[34]使用 Star-CD 软件模拟了襟翼侧边噪声及控制特性,他们使用 DES 方法模拟了 NACA 标准襟翼模型;Dong 等人^[35]使用 DNS 方法模拟襟翼侧边流动及声场特性,获得了不同频率下襟翼侧边的压力脉动;波音公司的 Langtry 等人^[36]使用 Fluent 软件对波音某型飞机多段翼型的襟翼进行了 DES 计算及噪声模拟。

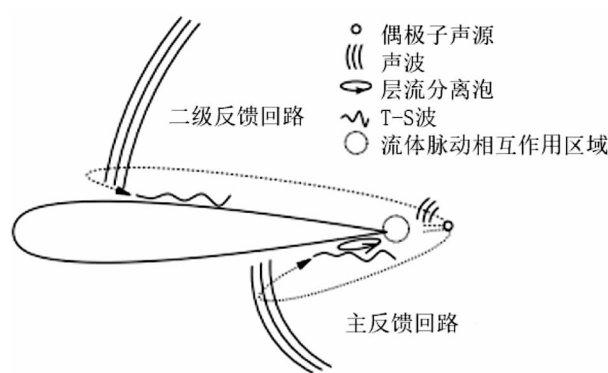
总而言之,对于大型客机的襟翼装置,目前应用的主要是后退式开缝襟翼,出于工程方面考虑,襟翼侧缘与主翼对应位置之间存在“空穴”。这意味着在襟翼打开时,襟翼的侧缘直接出现在流场中,襟翼的侧缘会产生旋涡,旋涡的相互作用和旋涡对壁面的作用等会产生复杂的扰动,进而产生噪声,其中襟翼侧缘涡系振荡是侧缘噪声的主要来源。

2.2 襟翼尾缘噪声机理

后缘襟翼除了侧缘噪声之外,还近似为一个小弦长的干净翼型,所以襟翼的尾缘也会像干净构型一样由于气流流经上下翼面处的流速不同会在尾缘处产生剪切层,特别是钝尾缘还会发生涡脱落,类似于圆柱的涡脱落,这些流动现象都会带来压力脉动,辐射远场噪声,虽然可能强度不及襟翼侧缘噪声那么强烈,但也是后缘襟翼噪声中不可忽视的一部分。由于后缘襟翼尾缘的噪声特性十分类似于干净构型的噪声特性,下面就主要介绍干净构型的噪声特性。

干净构型的研究开始的比较早,源于上世纪 70 年代,到目前为止已经进行了大量的研究。1973 年,Paterson^[37]首先在 NACA0012 和 NACA0018 干

净构型上进行了实验,测量了其远场噪声的频谱,发现了离散噪声的特性并提出了离散频率的预测公式。1974年,Tam^[38]在 Paterson 研究的基础之上提出了一种自反馈环的理论,这个自激励的反馈环存在于翼型的速度尾迹和噪声源之间,翼型尾缘处的边界层不稳定性会在同样相位的声波影响下被放大,从而影响翼型尾缘处由于边界层不稳定脉动而产生的声源,激发出峰值噪声。1983年,Arbey 和 Bataille^[39]则对 NACA0012 等三种翼型在 0°迎角下进行了实验,发现了离散噪声的峰值实际上是以主频率和一系列规则间隔的离散频率为中心的宽频带贡献的叠加,且主频率与翼型尾缘处的边界层厚有关,而宽频带的贡献来源于翼型尾缘处的 Tollmien-Schlichting(T-S)波,还完善了 Tam 的声反馈环理论。1989年,Brooks^[40]对翼型尾缘处的边界层状态进行了分类,提出当翼型尾缘处上下表面都为湍流边界层时,或翼型在大迎角条件下在上表面出现大分离时,尾缘处流场中的漩涡会贡献宽频段的噪声;而当翼型尾缘处上下表面为层流边界层时,尾缘处的层流脱落涡则会产生峰值噪声。1994年,Lowson^[41]等人对 NACA0012 翼型进行了不同迎角、不同速度下的风洞实验,发现只有在一定的雷诺数范围内时,翼型的边界层中才会产生 T-S 波扰动,从而产生峰值噪声,峰值噪声的强度与翼型压力面的分离泡大小有关。1999年,Nash 等人^[42]采用流动显示技术观测到不同实验工况下翼型压力面会出现一个回流区,但并非所有的实验工况都会出现离散噪声,之后通过对流场进行空间线性不稳定性分析,发现出现离散噪声的工况流场中的最大空间放大系数要远远大于其余工况。随后 Mcalpine 等人^[43]还提出翼型压力面分离泡后面的涡脱落与圆柱绕流之后的涡脱落类似,其流场中能量最强的扰动频率与离散噪声的频率十分接近。在这之后,Desquesnes^[44]对 NACA0012 进行了计算仿真,同样在翼型尾缘压力面处发现了一个分离泡,并且发现翼型离散噪声并不只与翼型压力面的流态有关,吸力面的脱落涡频率同样会影响到离散频率分布,图4给出了相应的示意图,便于理解干净构型离散噪声的产生机理。Moreau 等人^[45-47]则是通过对三种不同尾缘边界层的平板构型进行的风洞实验,发现只有当平板尾缘处存在层流边界层时,才会在远场声谱中发现峰值噪声。而 Gruber^[48], Ikeda^[49]及 Clemons^[50]等人则

图4 干净构型峰值噪声机理示意图^[44]

分别通过计算仿真或风洞实验的方式,探究了翼型尾缘湍流边界层对远场宽频噪声的影响,得出了当翼型尾缘湍流度增大时,远场噪声也会随之增大的结论。

3 增升装置降噪方法研究

多段翼型降噪技术的研究已经开展了很长一段时间,因为所有的气动噪声研究,无论是理论还是实验和数值计算,其最终的目的是通过各种各样手段揭示气动噪声产生机理,并能够快速有效的预测模型的噪声,提出可靠的降噪手段来降低多段翼型噪声。根据对已有工作的总结,发现非常多的流动控制和降噪措施已经被提出,无论是前缘缝翼还是后缘襟翼,他们的降噪方法基本上都可以分成主动和被动两类,主动流动控制就是通过控制手段向流场中注入能量,已达到弱化或消除流场脉动的目的;被动流动控制就是通过改变外形等方式消除和减弱噪声的产生,以达到降低气动噪声的目的。下面将分别对多段翼型上常见或有发展潜力的几种主动流动控制技术和被动流动控制技术进行介绍。

3.1 主动流动控制技术

主动流动控制技术是最近提出来的一种降噪方法,目前在降噪方面有强大的发展潜力,主要有吹吸气^[51-54]、等离子体激励器^[55-57]等。

吹吸气的控制方法是通过在翼型的表面打孔,打的孔可以是单孔也可以是多个孔的结构,通过向孔内吹气或者吸气来控制所在位置的涡结构和不稳定脉动,最好的效果是破坏消除涡结构,降低涡与翼面的相互作用,降低压力脉动,以达到降低翼型气动噪声的目的。但是吹吸气需要考虑很多因素,比如吹吸气孔的位置、数量、排列,这些都会对翼型的气

动性能和气动噪声产生很大影响,另外吹吸气本身也会带来附加噪声,因此吹吸气这种主动降噪方法还需要更多的研究和完善。

等离子体技术已经被广泛应用,通过引入附加的能量可以改变当地局部流动特性。等离子体技术一般是由放电装置和在一个介质板上布置的两个电极组成。其中一个电极暴露在周围的空气里,另一个是绝缘的电介质材料。如果在襟翼上应用等离子体和吹气的手段,可能会将侧缘涡远离襟翼翼面以达到降噪的目的。如果在尾缘的弦向使用激励器,则可以产生流向涡,以降低尾缘产生的噪声。如果在前缘缝翼凹槽内使用激励器,可以降低剪切层的不稳定性,从而降低相应的噪声。但是等离子体的电极排列方式,放电装置是稳压电源还是脉冲都是值得深入研究的。

3.2 被动流动控制技术

多段翼型降噪措施中最常见的就是被动流动控制降噪技术,从上世纪就有大量的学者开始研究和尝试不同的被动降噪措施,目前已经在多段翼型上提出了多种被动降噪方法,常见的有前缘下垂^[58-61]、翼型尾缘锯齿^[12,27]、连续型线法^[60,62,63]、凹槽遮挡^[64,65]、凹槽填充^[12,27,60-62,66-68]、翼型表面加装柔性多孔材料^[12,27,54,64,68-73]和使用涡流发生器^[12,27,54]等。接下来,对前缘凹槽遮挡和填充,前缘下垂的降噪方法进行详细地介绍。

早在 1998 年,Dobrzynski 等人^[64]讨论了德国一风洞实验室测试结果,分析了飞机增升装置前后缘的气动噪声产生机制,他们认为,既然气动噪声很大程度来源于前缘凹槽内部的涡,那么一个流线型的凹槽遮挡应该能够阻止涡渗透到缝隙流动中,从而降低气动噪声。Khorrami 等人^[7]应用了混合计算方法(URANS 和 FW-H)模拟了凹槽遮挡构型的流场和声场,研究了它们对气动性能和气动噪声的影响。结果表明,凹槽遮挡对于气动性能基本没有影响,遮挡前后的壁面压力系数分布基本没有改变,而遮挡本身对于降低气动噪声很有效果。在凹槽遮挡的基础上又发展出了凹槽填充这种降噪方案。不同于凹槽遮挡,凹槽填充方法消除了前缘缝翼下表面凹槽内部的复杂涡结构,因此很大程度降低了声源强度。针对此方法,Andreou 等人^[61]通过风洞实验对凹槽填充的降噪效果进行研究,发现使用此方法可以达到降噪效果。Ura 等人^[66]也对凹槽填充进

行了研究,分别设计 0°凹槽填充构型和 8°凹槽填充构型,即分别应用 0°和 8°来流攻角下的前缘尖角处的流动分离线作为填充外形,并进行了风洞实验。他们的结果表明,0°凹槽填充构型在小攻角和大攻角两种情况下都降低了前缘缝翼远场气动噪声,而 8°凹槽填充构型在小攻角时增大、大攻角时减小了前缘缝翼远场气动噪声。另外,凹槽填充方法在降低前缘缝翼气动噪声的同时,增大了其他声源的气动噪声,所以,需要对凹槽填充进一步研究。除此之外,也有很多人研究了凹槽填充的设计和优缺点。Horne 等人^[68]设计了一种延流线方向,用凹槽填充的方法将凹槽内填满,通过麦克风探头的测量,得到了 4~5 dB 的降噪效果。Streett 等人^[62]应用风洞实验证实了凹槽填充方法降噪的可行性,发现填充后失速攻角提前两度,最大升力系数降低 0.10。Imamura 等人^[67]根据分离流线设计填充构型,同样是 0°凹槽填充构型和 8°凹槽填充构型,主要针对二维翼型进行数值计算和对三维构型进行实验验证。结果表明,虽然填充构型是在特定攻角的分离流线下设计的,然而它对于偏离设计的攻角是同样有效的。最后得到的结论是 8°凹槽填充构型在气动性能和降低噪声上都能很好的满足要求。但是,凹槽填充的设计对气动性能和噪声性能都有着很大的影响,因此填充构型需要进一步设计,以保证降噪的同时,在气动性能上付出较小的代价。另外填充构型后方的流动分离也应该列入考虑,因为这会对气动噪声产生影响。对于填充构型的设计原则,有些人提出应用前缘尖角分离流线来定义构型^[67,68]。

前缘下垂就是将常规的前缘缝翼加工成下垂的前缘结构,使翼型的前缘与主翼直接相连,这样前缘和主翼就合并成为一个翼型,属于一种新型的增升构型。国外的专家们已经对前缘下垂这种构型的气动和噪声特性做了很多的工作,例如 Jirasek 和 Amoignon^[58],Monner 和 Kintscher^[59],还有 Andreou 等人^[60,61]都对前缘下垂构型进行了一定程度的研究,取得了很好的结果。Jirasek 和 Amoignon^[58]应用下垂前缘和富勒式襟翼作为增升构型,相比于现在流行的前缘缝翼和后缘襟翼而言,结构更简单且经济性好,然而需要在襟翼和主翼上使用涡流发生器来加强气动性能。虽然没有做气动噪声测试,但前缘的无缝式设计和涡流发生器的使用,相信会给

噪声的减小带来积极影响。Monner 和 Kintscher^[59]设计相应的机构实现了下垂前缘的工程应用,但机构对气动性能和气动噪声的影响尚需进一步研究。Andreou 等^[60,61]在剑桥大学 Makham 风洞中测量了前缘下垂构型的气动噪声特性和气动性能,通过与干净翼型和前缘缝翼打开构型相比,前缘下垂确实能够降低气动噪声,但是同时会给气动性能带来不利影响。目前,欧洲空客 A380 和 A350 先进客机的机翼都采用的是内侧前缘下垂外侧前缘缝翼的设计方案。总的来看,前缘下垂虽然会给气动性能带来一定程度的不利影响,例如减小着陆最大升力、减小失速攻角等,但是却会十分有效的降低翼型的气动噪声。而且前缘下垂在气动性能上的损失也可以通过下垂构型的优化来进行降低,调整下垂角度和转轴位置可能会使得下垂构型的气动性能赶上甚至超过前缘缝翼构型的气动性能。

现在的航空环境对于舒适性、安全性提出更高的要求,同时中国致力于发展大型运输机和大型客机也面对适航取证和机场起降中更高的噪声要求,飞机噪声问题的研究势在必行。而作为飞机起降进场阶段重要的噪声源,机体噪声尤其是增升装置这部分多段翼型产生的噪声更是不容忽视,需要充分地研究流动控制和降噪方法,进一步降低飞机的噪声,以满足更加严峻的适航标准。

4 结论

1) 在飞机着陆进场阶段,机体部件的增升装置和起落架是两个重要的噪声源,本文对增升装置的噪声机理、噪声特性和降噪方法进行详细介绍,可为后续研究者提供參考。

2) 增升装置的噪声主要是由前缘缝翼凹槽产生的低频噪声、襟翼侧缘的中频宽带噪声和前缘缝翼尾缘的高频离散噪声三部分组成。

3) 降噪技术主要有被动流动控制降噪技术和主动流动控制降噪技术两类,被动降噪技术有前缘凹槽遮挡、前缘凹槽填充、前缘下垂等;主动流动控制手段有吹吸气、等离子体激励器等。

参考文献:

- [1] ENVIA E., THOMAS R.. Recent Progress in Aircraft Noise Research[R]. ARMD Technical Seminar, 2007.
- [2] DOBRZYNSKI W.. Almost 40 years of airframe noise research: what did we achieve? [J]. Journal of Aircraft, 2010,

V47(2):353-367.

- [3] 朱自强,陈迎春,吴宗成,陈泽民. 高升力系统外形的数值模拟计算[J]. 航空学报: 2005, 16(3): 257-262.
- [4] CHOUDHARI M., KHORRAMI M., Slat cove unsteadiness: effect of 3D flow structures[C]. 44th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, AIAA Paper 2006-0211.
- [5] TAKEDA K., ASHCROFT G., ZHANG Xiaohei, Philip Nelson, Unsteady Aerodynamics of Slat Cove Flow in a High-lift Device Configuration[C]. 39th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. AIAA Paper 2001-0706.
- [6] KAEPERNICK K., KOOP L., EHRENFRIED K., Investigation of the Unsteady Flow Field inside a Leading Edge Slat Cove[C]. 11th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference (26th AIAA Aeroacoustics Conference). AIAA Paper 2005-2813.
- [7] KHORRAMI M. R., BERKMAN M. E., CHOUDHARI M. Unsteady Flow Computations of a Slat with a Blunt Trailing Edge[J]. AIAA Journal, 2000, V38(11):2050-2058.
- [8] PASCHAL K., JENKINS L., YAO Chungsheng, Unsteady Slat-Wake Characteristics of a High-Lift Configuration[C]. 38th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, AIAA Paper 2000-0139.
- [9] STORMS B. L., ROSS J. C., HORNE W. C. An aeroacoustic study of an unswept wing with a three-dimensional high-lift system[R]. NASA, 1998.
- [10] TAM C. K. W., PASTOUCHENKO N. Gap Tones: A Component of Airframe Noise[C]. 38th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. AIAA Paper 2000-0606.
- [11] TAM C. K. W., PASTOUCHENKO N. Gap tones[J]. AIAA Journal, 2001, V39(8):1442-1448.
- [12] CHOUDHARI M. M., LOCKARD D. P., MACARAEG M. G., et al. Aeroacoustic Experiments in the Langley Low-Turbulence Pressure Tunnel[R]. NASA, 2002.
- [13] SINGER B. A., LOCKARD D. P., BRENTNER K. S. Computational aeroacoustic analysis of slat trailing-edge flow[J]. AIAA Journal, 2000, V38(9):1558-1558.
- [14] TAKEDA K., ZHANG X., NELSON P. A. Unsteady aerodynamics and aeroacoustics of a high-lift device configuration[C]. 40th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. AIAA Paper 2002-570.
- [15] TERRACOL M., MANOHA E., LEMOINE B. Investigation of the Unsteady Flow and Noise Generation in a Slat Cove[J], AIAA Journal, 2016, V54(2): 469-489.
- [16] MAKIYA S., INASAWA A., ASAI M. Vortex Shedding and Noise Radiation from a Slat Trailing Edge[J]. AIAA Journal, 2010, V48(2): 502-509
- [17] KOLB A., FAULHABER P., DROBIETZ R., et al. Aeroacoustic Wind Tunnel Measure-

ments on a 2D High-Lift Configuration[C]. 13th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference (28th AIAA Aeroacoustics Conference). AIAA Paper 2007-3447.

[18] POTT-POLLENKE M., ALVAREZ-GONZALEZ J., DOBRZYNSKI W. Effect of Slat Gap/Overlap on Farfield Radiated Noise[C]. 9th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference and Exhibit. AIAA Paper 2003-3228.

[19] ROGER M., PERENNES S. Low-Frequency Noise Sources in Two-Dimensional High-Lift Devices[C]. 5th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference. AIAA Paper 2000-1972.

[20] ROSSITER J. E. Wind Tunnel Experiments of the Flowover Rectangular Cavities at Subsonic and Transonic Speeds[R]. Ministry of Aviation; Royal Aircraft Establishment; RAE Farnborough, 1964.

[21] IMAMURA T., URA H., YOKOKAWA Y., et al. A Far-Field Noise and Near-Field Unsteadiness of a Simplified High-Lift-Configuration Model (Slat)[C]. 47th AIAA Science Meeting. AIAA Paper 2009-1239.

[22] FINK M. R., SCHLINKER R. H. Airframe noise component interaction studies[J]. Journal of Aircraft, 1979, V17(2):99-105.

[23] AHTYE W. F., MILLER W. R., MEECHAM W. C. Wing and Flap noise measured by near and field cross-correlation techniques[C]. AIAA Paper 79-0667.

[24] MILLER W. R., MEECHAM W. C. Large scale model measurements of airframe noise using cross-correlation techniques[J]. Journal of The Acoustical Society of America, 1982, V71(3):591-599.

[25] STREETT, C. L., Numerical Simulation of Fluctuations Leading to Noise in a Flap-Edge Flowfield[C], AIAA Paper 1998-0628.

[26] RADEZRSKY R. H., SINGER B. A., KHORRAMI M. R. Detailed measurements of a flap side-edge flow field[C]. AIAA Paper 98-0700.

[27] RACKL R. G., MILLER G., GUO Y. P., et al. Airframe Noise Studies-Review and Future Direction[R]. NASA, 2005.

[28] HARDIN J. C. Noise radiation from the side edges of flaps[J]. AIAA Journal, 1980, V18(5):549-552.

[29] SEN R. Vortex-oscillation model of airfoil side-edge noise[J]. AIAA Journal, 1997, V35(3):441-449.

[30] KHORRAMI M. R., SINGER B. A. Stability analysis for noise source modeling of a part-span flap[J]. AIAA Journal, 1989, V37(10):1206-1212.

[31] HOWE M. S. On the generation of side-edge flap noise[J]. Journal of Sound and Vibration, 1982, V80(4):555-573.

[32] GUO Y. P. RETRACTED: Flap side edge noise modeling and prediction[J]. Journal of Sound and Vibration, 2013, V332(16):3846-3868.

[33] MURAYAMA M., YOKOKAWA Y., YAMAMOTO K., et al. Numerical Investigation on Change of Airframe Noise by Flap Side-edge Shape[C]. 19th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference. AIAA Paper 2013-2067.

[34] WALLER G. C. Prediction of flap-edge noise using STAR-CD[A]. 14th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference[C]. 14th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference (29th AIAA Aeroacoustics Conference). AIAA Paper 2008-2863.

[35] DONG T. Z., TARN C. K. W., REDDY N. N. Direct Numerical Simulations of Flap Side Edge Noise[C]. AIAA Paper 99-1803.

[36] LANTRY R. B., GREN E. A., LARSEN J. V., et al. Evaluation of structured and unstructured grids for detached eddy simulation of flap edge noise[C]. 15th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference (30th AIAA Aeroacoustics Conference) AIAA Paper 2009-3102.

[37] PATERSON R. W., VOGT P. G., FINK M. R., et al. Vortex noise of isolated airfoils[J]. Journal of Aircraft, 2012, V10(10):296-302.

[38] TAM C. K. W. Discrete tones of isolated airfoils[J]. Journal of the Acoustical Society of America, 1974, V55(6):1173.

[39] ARBEY H., BATAILLE J. Noise generated by airfoil profiles placed in a uniform laminar flow[J]. Journal of Fluid Mechanics, 1983, V134(134):33-47.

[40] BROOKS T. F., POPE D. S., MARCOLINI M. A. Airfoil self-noise and prediction[R]. NASA, 1989.

[41] LOWSON M. V., FIDDED S. P., NASH E. C. Laminar boundary layer aero-acoustic instabilities[C]. 32nd Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. AIAA Paper 1994-358.

[42] NASH E. C., LOWSON M. V., MCALPINE A. Boundary-layer instability noise on aerofoils[J]. Journal of Fluid Mechanics, 1999, V382(382):27-61.

[43] MCALPINE A., NASH E. C., LOWSON M. V. On the Generation of Discrete Frequency Tones by the Flow around an Aerofoil[J]. Journal of Sound and Vibration, 1999, V222(5):753-779.

[44] DESQUESNES G., TERRACOL M., SAGAUT P. Numerical investigation of the tone noise mechanism over laminar airfoils[J]. Journal of Fluid Mechanics, 2007, V591(9):155-182.

[45] MOREAU D. J., TETLOW M., BROOKS L. A., et al. Acoustic analysis of flat plate trailing edge noise[C]. Interna-

tional Congress on Acoustics. 2010.

[46] MOREAU D. J, BROOKS L. A, DOOLAN C. J. On the aeroacoustic tonal noise generation mechanism of a sharp-edged plate[J]. Journal of the Acoustical Society of America, 2011, V129(4):154-160.

[47] MOREAU D. J, BROOKS L. A, DOOLAN C. J. The effect of boundary layer type on trailing edge noise from sharp-edged flat plates at low-to-moderate Reynolds number[J]. Journal of Sound and Vibration, 2012, V331(17):3976-3988.

[48] GRUBER M., JOSEPH P., CHONG T. P. Experimental Investigation of Airfoil Self Noise and Turbulent Wake Reduction by the use of Trailing Edge Serrations[C]. AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference. 2010.

[49] IKEDA T., ATOBE T., FUJIMOTO D., et al. Self-Noise Effects on Aerodynamics of Cambered Airfoils at Low Reynolds Number[J]. AIAA Journal, 2015, V53(8):1-14.

[50] CLEMONS H., WLEZIEN R. W. Modification of Flow Structures Associated with Broadband Trailing Edge Noise[C]. 46th AIAA Fluid Dynamics Conference[C]. AIAA Paper 2016-3627.

[51] ANDERS S. G., SELLERS W. L., WASHBURN A. E. Active Flow Control Activities at NASA Langley[C]. AIAA Paper 2004-2623.

[52] BOWER W., KIBENS V. An Overview of Active Flow Control Applications at The Boeing Company[C]. AIAA Flow Control Conference&2nd AIAA Flow Control Conference. AIAA Paper 2004-2624.

[53] PATEL M. P., Cain A. B. Numerical simulation of flow control techniques for separation control[C]. 40th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. AIAA Paper 2002-668.

[54] KOOP L., EHRENFRIED K., DILLMANN A. Reduction of flap side-edge noise: Passive and Active Flow Control [C]. 10th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference. AIAA Paper 2004-2803.

[55] GUO Y. P. Low Noise Actuator Design for Active Flow Control[C]. 3rd AIAA Flow Control Conference. AIAA Paper 2006-2847.

[56] LI Y., ZHANG X., HUANG X. The use of plasma actuators for bluff body broadband noise control[J]. Experiments in Fluids, 2010, V49(2):367-377.

[57] THOMAS F. O., KOZLOV A., CORKE K. C. Plasma actuators for cylinder flow control and noise reduction[J]. AIAA Journal, 2008, V46(8):1921-1931.

[58] JIRASEK A., AMOIGNON O. Design of a High Lift System with a Leading Edge Droop Nose[C]. 27th AIAA Applied Aerodynamics Conference. AIAA Paper 2009-3614.

[59] MONNER H. P., KINTSCHER M. Design of a Smart Droop Nose as Leading Edge High Lift System for Transportation Aircrafts[C]. 50th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference. AIAA Paper 2009-2128.

[60] ANDREOU C., GRAHAM W., SHIN H. C. Aeroacoustic Study of Airfoil Leading Edge High-Lift Devices[C]. 12th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference (27th AIAA Aeroacoustics Conference). AIAA Paper 2006-2515.

[61] ANDREOU C., GRAHAM W., SHIN H. C. Aeroacoustic Comparison of Airfoil Leading Edge High-Lift Geometries and Supports[C]. 45th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. AIAA Paper 2007-230.

[62] STRETT C. L., CASPER J. H., LOCKARD D. P., et al. Aerodynamic Noise Reduction for High-Lift Devices on a Swept Wing Model[C]. 44th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. AIAA Paper 2006-212.

[63] STORMS B., HAYES J., JAEGER S., et al. Aeroacoustic study of flap-tip noise reduction using continuous moldline technology[C]. 6th AIAA/CEAS Aeroacoustics (21st AIAA Aeroacoustics). AIAA Paper 2000-1976.

[64] DOBRZYNSKI W., NAGAKURA K., GEHLHAR B., et al. Airframe noise studies on wings with deployed high-lift devices[C]. 4th AIAA/CEAS Aeroacoustic Conference. AIAA Paper 1998-2337.

[65] KHORRAMI M. R., LOCKARD DAVID. P. Effects of Geometric Details on Slat Noise Generation and Propagation [C]. 12th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference (27th AIAA Aeroacoustics Conference). AIAA Paper 2006-2664.

[66] URA H., YOKOKAWA Y., IMAMURA T., et al. Investigation of Airframe Noise from High Lift Configuration Model[C]. 46th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. AIAA Paper 2008-19.

[67] IMAMURA T., URA H., YOKOKAWA Y., et al. Designing of Slat Cove Filler as a Noise Reduction Device for Leading-edge Slat[C]. 13th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference (28th AIAA Aeroacoustics Conference) AIAA Paper 2007-3473.

[68] HORNE W. C., JAMES K. D., ARLEDGE T. K., et al. Measurements of 26% scale 777 airframe noise in the NASA Ames 40 by 80 foot wind tunnel [C]. 11th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference (26th AIAA Aeroacoustics Conference). AIAA Paper 2005-2810.

[69] SMITH M. G., CHOW L. C., MOLIN N. Attenuation of slat trailing edge noise using slat gap acoustic liners[C]. 12th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference (27th AIAA Aeroacous-

tics Conference). AIAA Paper 2006-2666.

[70] MA Z. K., SMITH M., RICHARDS S. K., et al. Slat Noise Attenuation Using Acoustic Liner[C]. 11th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference (26th AIAA Aeroacoustics Conference). AIAA Paper 2005-3009.

[71] MA Z. K., ZHANG X. Numerical Investigation of Broad-band Slat Noise Attenuation with Acoustic Liner Treatment[J]. AIAA Journal, 2009, V47(12):2812-2820.

[72] CHOUDHARI M. M., KHORRAM M. R. Computational Study of Porous Treatment for Altering Flap Side-Edge Flow Field [A]. 9th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference and

Exhibit[C]. AIAA Paper 2003-3113, 2003.

[73] ANGLAND D., ZHANG X., MOLIN N. Measurements of Flow Around a Flap Side-Edge with Porous Edge Treatment [J]. AIAA Journal, 2009, V47(7):1660-1671.

作者简介

刘沛清 男,博士,教授。主要研究方向:流动分离与控制,大迎角空气动力学,飞行器气动布局,气动声学等。E-mail: lpq@buaa.edu.cn

李 玲 女,博士。主要研究方向:飞行器空气动力学,航空气动声学等。