

大型民机增升装置噪声分析

Analysis of Large Civil Aircraft High-Lift Devices Noise

李芳丽 刘晓斌 刘沛清 / Li Fangli Liu Xiaobin Liu Peiqing

(北京航空航天大学,北京 100191)

(Beijing University of Aeronautics & Astronautics, Beijing 100191, China)

摘要:

随着低噪声发动机的使用,飞机机体噪声所占比例日益增大。尤其在飞机进场阶段,机体噪声中的增升装置噪声不容忽视。着重讨论了大型民机增升装置的噪声原理、降噪技术和预测方法,分析了增升装置前缘缝翼和后缘襟翼的流动特性,并阐述其噪声特性。然后对几种增升装置降噪技术的应用和发展进行了总结。最后介绍了气动噪声的几种预测方法。

关键词:增升装置噪声;噪声原理;降噪技术;预测方法

[Abstract] With the advent of quieter engine, the proportion of airframe noise has increased. Especially during the airplanes' approach for landing, high lift devices can be a prominent source of airframe noise. The paper focuses on discussing the noise principle, the noise reduction technologies and the prediction methods. Then introduces the flow characteristics of leading edge slat and trailing edge flap and elaborates the noise characteristics. After that, the application and development of several noise reduction technologies are summarized. At last the prediction methods are introduced.

[Key words] High-Lift Devices Noise; Noise Principle; Noise Reduction Technologies; Prediction Methods

0 引言

随着社会的发展和工业技术的进步,人们对民用航空工业提出了越来越严格的环保要求,如何设计出更加洁净的飞机是目前航空界共同关注的焦点。国际民航组织(ICAO)制定了航空器噪声审定的建议标准,美国、欧洲等基于此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,其中第四阶段要求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10EPNdB^[1-2]。这对于我国正在研制的大型民用客机来说无疑是巨大的挑战,噪声水平成为其能否取得适航证及未来在世界航空领域占据一席之地的关键因素之一。

飞机噪声主要包括推进系统噪声、机体噪声和动力系统与机体的干扰噪声^[3]。推进系统噪声即发动机噪声,包括风扇噪声、压气机/涡轮噪声、燃烧噪声和喷流噪声等,属于动力噪声。机体噪声包括增升装置噪声和起落架噪声,它和动力系统与机

体的干扰噪声都属于无动力噪声^[4]。随着大涵道比涡轮风扇发动机的使用,以及消声短舱、V型花瓣喷嘴等降噪技术的应用,使得发动机噪声在整体噪声中所占比例日益减小。尤其在飞机降落阶段,在发动机处于低功率状态、增升装置和起落架全部打开的情况下,机体噪声与发动机噪声相当,甚至会超过发动机噪声^[5]。

增升装置噪声在机体噪声中占据很大比例,在国外,NASA、波音、空客以及一些研究机构、大学等通过实验和数值模拟等方法对其噪声原理进行了详细的研究,并提出了相应的减噪措施。我国在该方面的研究起步相对较晚,技术还不太成熟,随着我国大型飞机研制的深入,气动噪声受到越来越广泛的关注和重视,越来越多的大学和单位开始研究和探索这一领域。

1 增升装置噪声原理

增升装置的作用是改善飞机低速特性,提高起飞和着陆气动性能,进而降低对跑道长度的要

求^[6-7]。由于其特定、复杂的气动外形及与空气相互作用所形成的复杂气流流场结构,导致了其噪声组成的特殊性。经过几十年的发展,世界市场上大型客机增升装置逐步统一到前缘采用前缘缝翼、后缘采用单缝/双缝襟翼的形式。因此,增升装置噪声包括前缘缝翼噪声和后缘襟翼噪声两部分。

1.1 前缘缝翼噪声原理

特定的前缘缝翼结构决定了其流动的复杂性,其可能出现的流动现象包括:边界层转捩、激波/边界层干扰、尾迹/边界层掺混、边界层分离、层流分离泡、分离的凹角流动以及流线大幅弯曲等^[8]。同时,其流动的复杂性也决定了气动噪声的宽频特性^[9],其频率覆盖了从低频到高频、从几赫兹到几十万赫兹的范围,并且在各部分频率的噪声组成中,其强度分布有一定规律。其中,在低频噪声组成中,当 $st=1\sim 3$ 时,声压级达到最大;在高频噪声组成中,其声压级的尖峰值出现在 $st=10\sim 50$ 之间。其中,用来计算 st 的特征长度为缝翼弦长,速度为来流速度。

对于高频尖频噪声的产生,主要来源于缝翼尾缘涡脱落。Khorrami 等人^[10]以 EET 机翼为模型进行了数值模拟,Takeda 和 Zhang 等人^[11]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,并成功捕捉到了缝翼尾缘涡脱落的现象。

对于低频噪声的产生,主要由于缝翼凹槽内部的不稳定脉动。Khorrami^[12]应用数值模拟捕捉了剪切层振动和凹槽内部涡的状况,Choudhari 等人^[13]发现高湍动能的位置很可能是机械能转化为声能的热点位置,并与实验进行对比,验证了高湍动能特性符合实验结果。经过大量的实验和数值研究,人们将低频噪声源锁定在缝翼凹槽内部剪切层、下表面循环区和剪切层再附位置附近。

1.2 后缘襟翼噪声原理

后缘襟翼的复杂流动特征主要发生在襟翼侧边,即展向不连续区域。当襟翼打开时,由于襟翼上下翼面存在压力差,使得在襟翼端面处存在从下翼面向上翼面卷绕的侧缘涡。襟翼端面的侧缘涡结构十分复杂^[14]:在襟翼上表面靠近侧缘处存在一个较小分离涡,而在襟翼下表面靠近侧缘部分存在一个较强的分离涡;在流动发展过程中,下表面的分离涡不断膨胀且强度不断增大,并最终在接近襟翼弦线中部区域处,与上表面较小涡融合,最终形成单涡结构^[15];当襟翼偏角较大时,该涡系结构可能会发生涡破裂。

襟翼侧边噪声主要由上述复杂流场造成,主要有以下几个部分:襟翼侧边复杂涡系结构辐射发声、襟翼侧边剪切层流动的不稳定引起的辐射发声、以及两者之间的互相干扰引起的更为复杂的声场辐射。此外,当襟翼迎角很大时,涡系的破裂也会形成一个新的附加声源。

大量的实验研究给出了襟翼侧边噪声的频谱及指向特性:襟翼侧边噪声频谱是一个典型的宽频噪声谱,但是在宽频谱内包含着不同频率的单音噪声。研究者认为,襟翼侧边的宽频噪声是由侧边强烈的气流脉动以及复杂涡系结构干涉产生的,而襟翼侧边的单音噪声来源于襟翼侧边涡的不稳定震荡^[16-17]。

2 噪声分析方法

由于增升装置是机体噪声的重要组成部分,因此对其进行合理的预测是很有必要的。便于工程应用的噪声预测方法主要由试验方法、半经验方法和数值模拟方法三部分组成。

2.1 试验方法

试验方法分为飞行试验和风洞试验。

2001年9月,波音^[28]在美国蒙大拿州通过对波音777-200进行飞行试验测量飞机机体噪声源。2008年,NASA兰利研究中心的Khorrami和Lockard等人^[29]对G550飞机进行飞行测量,证实了飞机在着陆状态下机体气动噪声是飞机噪声的主要来源。除此之外,NASA在LTPT风洞中进行了大量的噪声实验^[18],1997年主要研究后缘襟翼侧缘发出的噪声,1998年采用了一些减小襟翼噪声的措施并且研究了前缘缝翼噪声,1999年采用了一些减小缝翼噪声的措施并且研究了起落架噪声。2008年,波音公司的Stoker等人^[30]在NTF风洞中对波音737半机模型进行了成功的噪声测量,这是第一次在中低温环境下对机体噪声进行的测量。

试验方法具有可信度高、可重复性好等优点,在噪声预测中占重要地位。然而由于机体表面的结构细节和流动相似性条件对流动噪声源的声场辐射特性至关重要,考虑到风洞实验一般难以达到实际飞行雷诺数,而采用的缩比模型又无法精确还原真实飞机构型,通常声学试验结果往往与实际值存在误差,因此,采用模型进行噪声分析得到的结论必须进行校正。

2.2 半经验方法

半经验方法是在飞行试验和风洞试验的数据

基础上,结合空气动力学、流体力学等理论,利用数学原理建立预测模型。该方法具有直观和稳定的优点,是研究机体气动噪声的重要手段^[31]。NASA 兰利实验中心的飞机噪声预测计划(Aircraft Noise Prediction Program, ANOPP)在很大程度上依赖于半经验方法。近年来,人们通过相控麦克风阵列,测得了大量高质量的模型和全尺寸飞行器的声学数据,提高了半经验方法的计算精度。此外,结合 CFD 流场计算结果的半经验方法在一定程度上扩展了其适用范围。

该方法的优点是直观和稳定,具有一定的理论依据,计算结果比较可靠,且效率极高,是研究机体气动噪声的重要手段。然而,该方法作为经验性方法,不能应用于新型飞行器,不能从机理上说明噪声的产生和传播。

2.3 数值模拟方法

随着计算技术的飞速发展和高速计算机的出现,采用数值技术模拟气动声学成为一种重要研究手段^[32]。

计算气动声学的方法可以分为两类,一类是直接求解法,即通过解 N-S 方程直接求取计算域内的声场。该方法计算成本大,尤其对复杂构型和流场,目前还无法进行工程应用。另一类是混合求解法,即先用非定常 RANS、LES/DES 等方法计算声源,然后再用 LEE 或 FW-H 等积分方法计算声波的传播及辐射。

应用数值模拟方法能节省资源,便于机理研究,并且适用于新型飞机。但存在计算时间长、模拟精度低等缺点,该方法发展的主要障碍是近场的湍流数值模拟。

3 增升装置降噪技术

3.1 前缘缝翼降噪技术

按照缝翼噪声的组成,将降噪技术分为两类:一类用来降低高频窄频噪声,如缝翼尾缘锯齿、缝翼表面主动流动控制等,主要起到降低尾缘涡脱落的作用;另一类用来降低低频宽频噪声,如凹槽遮挡、凹槽填充、在缝翼下表面和主翼安装声衬、下垂前缘结构、在缝翼下表面安装多孔渗透结构等,主要起到降低凹槽内部不稳定脉动的作用。

Choudhari 等人^[18]在缝翼尾缘安装锯齿,通过实验发现,一定构型的锯齿可以起到降低高频尖频噪声的目的。S. Anders 等人^[19]通过主动流动控制,

证实了通过吹吸气可以控制尾缘涡脱落或凹槽内部不稳定脉动,降低压力脉动,从而达到降低噪声的目的。除此之外,Christodoulos 等人^[20]在剑桥大学 Makham 风洞中测量了下垂前缘构型的噪声特性和气动性能,并且通过与缝翼收回构型和普通缝翼打开构型的对比,证实了下垂前缘能够降低噪声。M. G. Smith 等人^[21]通过模型实验,在缝翼下表面和主翼安装声衬,达到了降噪目的。另外,Khorrami 等人^[9]通过数值模拟,研究了两种凹槽遮挡构型对流场和声场的影响,发现凹槽遮挡对气动性能影响很小,而对减小噪声很有效果。Craig L. Streett 等人^[22]应用风洞实验证实了凹槽填充减噪的可行性。

3.2 后缘襟翼降噪技术

襟翼侧边噪声控制的主要着手点是弱化涡系结构以及减弱流场与壁面的相互干扰。按照是否向流场注入能量,其降噪技术可分为被动控制技术和主动控制技术^[23]两类。被动控制技术是通过改变或修正侧边的造型来降低噪声的一种手段,无需向流场注入能量,主要采用襟翼侧边加装多孔材料、襟翼侧边使用栅栏结构(fence)和连续型线法。主动控制技术是指向流场中注入能量将涡系吹离壁面,降低涡系和壁面的相互干扰达到降低侧边噪声的方法。具体来讲,主动流动控制噪声主要是吹气控制。

NASA 等著名研究机构^[24]指出,襟翼侧边使用多孔材料可以使流场中的部分湍能被吸收耗散掉,同时降低固壁带来的声辐射率,从而产生良好的降噪效果。Horne 等人^[25]对在襟翼侧边使用栅栏结构降噪进行了细致研究,表明仅当栅栏高度达到襟翼最大厚度量级时,才会获得较好的降噪效果。空客 A340 襟翼在设计上相当于采用连续型线技术,获得了较好的降噪效果^[26]。然而,由于其只适用于铰接式襟翼而限制了该方法的应用。目前,国际上对主动流动控制技术的研究比较少,主要以 Koop 等人^[27]的试验研究为依据,通过在襟翼侧缘布置一系列的吹气孔,采用活塞机构从吹气孔吹气,取得了良好的降噪效果。

4 结论

国外对气动噪声的研究起步早,各大研究机构、航空公司等通过理论分析、实验研究、数值计算等方法,在噪声产生机理、噪声控制技术、噪声试验测量技术、气动噪声预测计算等方面取得了大量的研究成果。而我国在该领域的研究相对滞后,随着大型飞机

项目的启动,气动噪声的研究受到了越来越高的重视。本文对大型民机增升装置气动噪声的噪声原理、降噪技术和噪声预测方法进行了介绍和分析。然而,通过噪声原理和预测方法的分析,对提供相应措施达到减噪目的,还需进一步深入研究。

参考文献:

- [1] 国际民用航空公约附件 16.
- [2] 美国联邦航空条例第 36 部 (FAR36).
- [3] Dr. Edmane Envia, Dr. Russell Thomas. Recent Progress in Aircraft Noise Research [R]. ARMD Technical Seminar, 2007.
- [4] 张卫民,郝璇,陈大斌,周家检. 大型客机气动噪声预测 [J]. 航空制造技术, 2010(14): 66-69.
- [5] Werner Dobrzynski. Almost 40 Years of Airframe Noise Research—What did we achieve [R]. 14th Aeroacoustics conference, 2008.
- [6] 陈一坚. 大型飞机发展趋势及主要技术 [C]. 中国航空学会总体专业分会第六届学术交流会论文集, 西安: 中国航空工业总公司 603 研究所, 2003.
- [7] Smith A M O. High lift aerodynamics [J]. J Aircraft, 1975, 12 (6): 501-530.
- [8] 朱自强, 陈迎春等. 高升力系统外形的数值模拟计算 [J]. 航空学报: 2005, 16(3): 257-262.
- [9] Mehdi R. Khorrami, David P. Lockard. Effects of geometric details on slat noise generation and propagation [J]. AIAA-2006-2664.
- [10] Mehdi R. Khorrami, Mert E. Berkman, Meelan Choudhari. Unsteady flow computations of a slat with a blunt trailing edge [J]. AIAA-2000.
- [11] K. Takeda, X. Zhang, P. A. Nelson. Unsteady aerodynamics and aeroacoustics of a high-lift device configuration [J]. AIAA-2002.
- [12] Khorrami, M. R. ; Singer, B. A. ; Berkman, M. E. Time-Accurate simulations and acoustic analysis of slat free-shear layer [J]. AIAA, 2002, 40(7): 1284-1291.
- [13] Choudhari, M. , Khorrami, M. R. , Lockard, D. P. , Atkins, H. , Lilley. Slat cove noise modeling: A posteriori analysis of unsteady RANS simulations [J]. AIAA-2002-2468.
- [14] Florence V. Hutcheson, et al. Noise radiation from a continuous mold-line link flap configuration. 14th AIAA/CEAS Aeroacoustic Conference, 2008
- [15] Radezsky, R. H. , Singer, B. A. , Khorrami, M. R. Detailed measurements of a flap side edge flow field. AIAA, 1998.
- [16] Michel Ulf, Qiao. Directivity of flap side-edge noise as observed with a phased microphone array on landing aircraft [J]. The Journal of the Acoustical Society of America, 105(2), 1999.
- [17] Qiao Weiyang, Michel U. Study on flap side-edge noise

based on the fly-over measurements with a planar microphone array [J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2000.

- [18] Choudhari, M. , et al. Aeroacoustic experiments in the langley low-turbulence pressure tunnel [J]. NASA TM-2002-211432, 2002.
- [19] S. Anders, W. Sellers III, A. Washburn. Active flow control activities at NASA langley [J]. AIAA-2004-2623.
- [20] Christodoulos Andreou, Will Graham, Ho-Chul Shin. Aeroacoustic study of airfoil leading edge high-lift devices [J]. AIAA-2006-2515.
- [21] M. G. Smith, Leung Choi Chow. Attenuation of slat trailing edge noise using slat gap acoustic liners [J]. AIAA-2006-2666.
- [22] Craig L. Streett, Jay H. Casper, David P. Lockard, Mehdi R. Khorrami. Aerodynamic noise reduction for high-lift devices on a swept wing model [J]. AIAA-2006-212.
- [23] T. F. and Humphreys, W. M. Flap edge aeroacoustic measurements and predictions [J]. Journal of Sound and Vibration, 2003
- [24] Hayes J. A. , Horne W. C. , Soderman P. T. , et al. Airframe noise characteristics of a 4.7% scale DC-10 model [R]. AIAA, 1997.
- [25] Horne, Storms, Hayes, Hamid. Measurement of unsteady pressures at the edge of a deployed flowler flap. NASA AST Workshop, 1995
- [26] Streett, C. , Casper, J. , Lockard, D. , Khorrami, M. , Stoker, R. , Elkoby, R. , Wenneman, W. , Underbrink, J. Aerodynamic noise reduction for high lift devices on a swept wing model. AIAA, 2006
- [27] Koop, L. , Ehrenfried, K. , and Dillmann, A. Reduction of flap side edge noise by active flow control. AIAA, 2002.
- [28] Robert W. Stoker, Yueping Guo. Airframe noise source locations of a 777 aircraft in flight and comparisons with past model scale tests [J]. AIAA-2003-3232.
- [29] R. Khorrami, P. Lockard, M. Humphreys, et al. Preliminary analysis of acoustic measurements from the nasa gulf stream airframe noise flight [C]. Vancouver, British Columbia, Canada: 14th AIAA/ CEAS Aeroacoustics Conference, 2008.
- [30] W. Stoker, Remy Gutierrez, V. Larssen, et al. High reynolds number aeroacoustic testing in NASA's national transonic facility (NTF) [C]. Reno, Nevada: 46th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 2008.
- [31] 宋文萍, 余雷, 韩忠华. 飞机机体气动噪声计算方法综述 [J]. 航空工程进展, 2010, 1(2): 125-131.
- [32] 刘志仁. 二维多段翼型缝翼缝道参数对远场噪声的影响分析 [D]. 上海交通大学, 2011.