

文章编号:1674-8190(2013)02-139-06

舰载机尾喷流降噪技术研究进展

徐悦¹, 马洁萍², 张涛¹

(1. 中国航空工业集团公司 中国航空研究院, 北京 100012)

(2. 中国商用飞机有限责任公司 北京民用飞机技术研究中心, 北京 102211)

摘要: 为了防止舰载机的强大噪声严重危害航空母舰甲板上工作人员以及海军基地周边社区人群的健康, 降低舰载机噪声始终是舰载机技术领域的重要研究课题之一。从舰载机噪声带来的影响和危害出发, 阐述了尾喷流噪声在舰载机噪声中的核心地位, 总结了舰载机尾喷流降噪技术的最新研究进展, 提出了只有结合多种技术手段才能解决舰载机噪声问题。

关键词: 舰载机; 航空母舰; 噪声; 尾喷流; 降噪技术

中图分类号: V271.4⁺92

文献标识码: A

Advances in Jet Noise Suppression Technology of Carrier-based Aircraft

Xu Yue¹, Ma Jieping², Zhang Tao¹

(1. Chinese Aeronautical Establishment, Aviation Industry Corporation of China, Beijing 100012, China)

(2. Beijing Aeronautical Science & Technology Research Institute, Commercial Aircraft Corporation of China, Ltd., Beijing 102211, China)

Abstract: In order to prevent the intensive noise of carrier-based aircraft, which is a serious harm for the health of carrier deck staff and people in communities surrounding the naval base, noise reduction is always one of the key research projects among the technologies of carrier-based aircraft. Starting with the noise problem of carrier-based aircraft and its effects and risks, the core source of noise, engine jet noise are described, the new advances of jet noise suppression technologies are summarized, and the idea that multiple methods have to be cooperated to solve the noise problem of carrier-based aircraft is presented.

Key words: carrier-based aircraft; aircraft carrier; noise; jet; noise suppression technology

0 引言

舰载机噪声给舰上人员和海军基地周边社区带来巨大困扰, 近年来开始受到美国军方的关注。美国退伍军人事务部 (United States Department of Veterans Affairs, 简称 VA) 每年花费约 10 亿美元用于支付听力残障军人的赔偿, 28% 左右的赔偿

金用来赔偿现任或曾任海军部门的工作人员。同时, 针对舰载机训练噪声扰民的民事诉讼费用每年高达数亿美元^[1]。为改善这一现状, 2010 年美国海军研究局 (Office of Navy Research, 简称 ONR) 提出了“尾喷流降噪”计划, 希望针对舰载机核心噪声——尾喷流噪声开发相应的降噪技术, 应用于 F-18、F-35 舰载型、短距起降型 (CV/STOVL)、UCLASS 海基无人机/下一代空中优势战斗机项目 NGAD 等现役或未来的军用战斗机^[1]。

本文介绍了舰载机噪声带来的影响和危害, 舰载机核心噪声源——尾喷流噪声, 舰载机尾喷流降噪技术的最新研究进展, 针对未来的舰载机降噪技术研究提出建议。

收稿日期: 2012-12-21; 修回日期: 2013-04-22

基金项目: 国家自然科学基金 (10904178)

航空科学基金 (20121504001)

科技部国际科技合作项目 (2010DFR00700)

通信作者: 徐悦, xuyue@sa.buaa.edu.cn

1 舰载机噪声的影响和危害

舰载机噪声的影响主要分为两方面:威胁甲板工作人员的职业安全与健康,干扰基地周边社区人员的正常工作和生活。

甲板工作人员长期处于恶劣的舰载机起飞/降落噪声环境。根据 CVN 级航空母舰配置,正常训练状态下航空母舰上的 4 个弹射器轮流弹射起飞 80 架战机,在一个执勤周期内,甲板工作人员平均承受 200 次、每次 30 s 的飞机噪声^[2],甲板工作人员的工作环境如图 1 所示。舰载机降落时为保持姿态平稳,其发动机必须在强功率下工作(有时为全加力状态),工作人员承受的强声载荷超过 150 dBA,长此以往会导致永久性失聪。面对恶劣的噪声环境,目前采取的噪声防护措施严重不足。虽然听力保护技术已取得显著进展,但听力保护设备(耳塞、耳罩)最大能够削弱 43 dB 的噪声,仍不能提供完全的听力保护。



图 1 甲板工作人员工作环境

Fig. 1 Working enviroment of carrier deck staff

舰载机飞行员必须经常进行起飞降落训练,尤其在航空母舰甲板上。但长期海上训练成本过高,因此,飞行员往往会在海军基地进行大量的陆上着舰练习(Field Carrier Landing Practice)。海军航空基地通常靠近人群密集的海滨城市,训练时的飞机噪声影响大量居民区和商业区。因此,过去的十年间,美国国内对军用飞机噪声的投诉和诉讼日益增加^[3]。

舰载机噪声存在严重的影响和危害,但目前仍难得到有效控制,原因是:噪声防护水平很难跟上发动机性能的提升,海军推出的每款新军用飞机功率大都较之前有所提升,令最先进的甚至是正在开发中的听力保护设备也无能为力;设计制造环节没

有噪声指标,对飞机和发动机制造商没有控制噪声的强制要求;技术储备少,缺乏可靠的数据,军用发动机噪声水平没有权威的标准和规范,所掌握的飞机近场噪声数据、航空母舰甲板噪声环境数据、听力损伤数据等非常有限。

2 舰载机尾喷流噪声及降噪技术

解决舰载机噪声问题有三条途径:第一,从噪声源头入手,降低尾喷流噪声;第二,从传播渠道入手,加强舰上人员的听力保护措施和声学屏蔽;第三,从工作流程入手,减少工作时间,制定噪声防护的规定。

尾喷流噪声是舰载机及所有喷气式战斗机的主要噪声源,降低尾喷流噪声是根本解决舰载机噪声问题的关键。一组美国军方对各类高性能喷气式战斗机的噪声实测数据如图 2 所示^[4]。

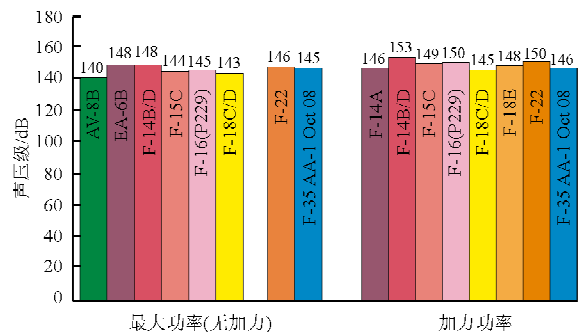


图 2 喷气式战斗机的最大声压级实测数据

Fig. 2 Maximum sound level of jet fighters

从图 2 可以看出,现代高性能战斗机的噪声级具有几乎一致的特征,即最大噪声级在 140 dB 以上,并指向尾喷流下游 45° 方向。这是喷流噪声的明显声学特征,也证明了尾喷流噪声在喷气式战斗机噪声中的核心地位。

从 20 世纪 60 年代至今,商用飞机的噪声水平下降了约 20 dB,主要因采用了大涵道比涡轮风扇发动机使喷流速度降低。喷流噪声是速度的强函数,Lighthill 的经典八次方定律指出,高速喷流的湍流混合噪声功率和速度的八次方成正比。大涵道比涡扇发动机喷流速度降低使噪声水平大幅下降,而喷气式战斗机的涵道比多年未改变,甚至如 F-35 等战机的发动机功率增加,噪声水平反而略有升高。因此,解决舰载机噪声问题的核心是如何降低舰载机尾喷流噪声。

最理想的尾喷流降噪方法是降低尾喷流的速度。商用发动机已经通过增大涵道比实现了排气速度和喷流噪声的下降,但此方法对于有高性能任务需求的战斗机不可行。更现实的解决方案是利用各种技术加强尾喷流剪切层的湍流掺混,将大尺度的结构和涡分裂成小尺度,这样可在不显著增加高频噪声的前提下减小低频噪声^[5]。

在开展尾喷流降噪技术研发过程中,必须遵循以下两方面原则。

(1) 要保证飞机主要指标不受影响。战斗机的性能须排在第一位,降噪方案的选择不能影响飞机的推力、燃油消耗率、阻力等主要性能指标。

(2) 要综合考虑降噪设计对战机隐身性能的影响。噪声降低可有效提高战机的声学隐身能力和红外隐身能力,因为红外等飞机特征信号和飞机噪声紧密关联(都为喷流速度和温度的函数),因此噪声的降低通常可减少这些信号。同时战机的雷达隐身对飞机外形非常敏感,基于飞机结构变化的降噪设计会影响飞机雷达隐身性能。

3 舰载机尾喷流降噪技术研究进展

3.1 锯齿型(Chevrons)尾喷口

锯齿型尾喷口是当前最先进的商用发动机尾喷流噪声控制技术,已成功应用于 A380 和 B787 飞机的设计中,如图 3 所示^[6]。原理是在发动机尾喷管出口设置锯齿,锯齿嵌入尾喷流生成流线涡(Streamwise Vorticity)结构,加强喷流和周围空气的混合。特点在于设计时只需对喷管口型面进行较小的改动,在实现噪声降低的同时,发动机的性能损失很小。



图 3 商用发动机上的锯齿型尾喷口

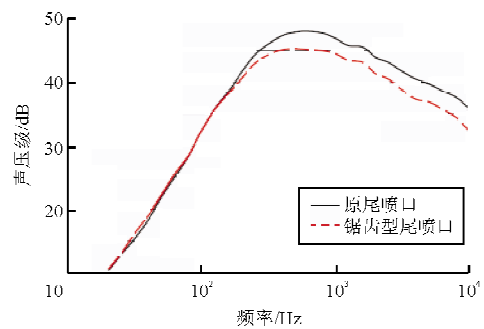
Fig. 3 Chevron nozzle on commercial engine

锯齿型尾喷口是唯一经验证能够降低现有军用发动机尾喷流噪声的方法,在军用发动机(超级

大黄蜂 F404)全加力条件下进行了测试,如图 4 所示,结果表明最大噪声级降低超过 3 dB。锯齿型尾喷口技术较为成熟,已初步具备装备现役舰载机的条件^[7]。



(a) 试验台



(b) 频谱曲线

图 4 F404 发动机的锯齿型尾喷口试验

Fig. 4 Chevron nozzle test on engine F404

3.2 微喷射流

微喷射流是一种新兴的尾喷流气动噪声主动控制技术^[8],原理和效果与锯齿型尾喷口类似。微喷射流从发动机引入,以一定角度向尾喷流的剪切层中喷入微型二次扰流,使湍流混合区结构发生显著变化,改变喷流噪声特性,达到控制声源特性的目的,微喷降噪系统如图 5 所示。相比锯齿型尾喷口等被动控制技术,微喷射流的优势在于能够灵活控制施加时机,当飞机飞离机场区域后即可停止该系统工作,最大程度地避免发动机性能下降。

微喷射流对喷流气动噪声的影响因素包括微喷嘴的结构、布局和工作参数。近年来,针对微喷射流技术的研究,主要集中于获得不同微喷射流条件下的气动噪声频谱特性和指向性特征的变化,研究各种因素与喷流噪声之间的关联性^[9-11]。

C. Thomas^[12]搭建了一套由36个微喷嘴构成的微喷射流系统,对高雷诺数轴对称喷流进行了系统的微喷射流降噪实验,研究了包括微喷射流质量流量率、微喷射流压力等参数对喷流噪声的抑制作用。M. H. Seth和J. G. Ephraim^[13]探讨了把微喷射流降噪技术应用于内外涵道组合喷流来降低喷流噪声的可能性。研究表明:微喷射流喷射入内外涵道喷流之间的剪切层,诱发流向涡,卷走内外涵道喷流之间的空气,得到比常规无微喷射流作用更大的混合效果,从而降低喷流速度和温度,使喷流噪声得到抑制。P. Michael等^[14]用拉瓦尔喷管模拟发动机内涵道的超声速尾喷流,并在喷管尾缘处设置微喷射流系统,对内外涵道尾喷流的剪切层进行充分混合。把近场、远场声学测量的实验结果和没有微喷射流降噪设置的实验数据进行了对比,初步确定了微喷射流对超声速喷流噪声的影响。M. B. Alkisar等^[15]重点研讨了流向涡对轴对称尾喷流的气动声学作用,实验中分别采用微喷射流和锯齿型尾喷管生成流向涡,近场噪声特性分析采用了立体PIV技术。实验结果表明,微喷射流在更大的辐射范围内具有更高的效率。

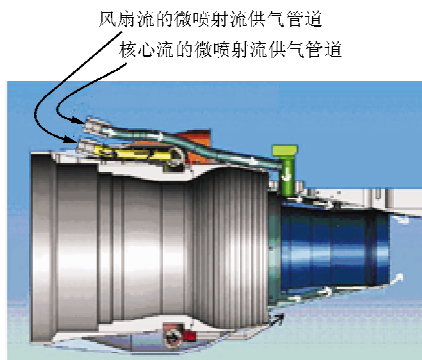


图5 微喷降噪系统示意图

Fig. 5 Schematic diagram of microjet system

国外已经在商用发动机上开展了大量微喷射流研究工作。辛辛那提大学在2007年与GE全球研究中心联合,在亚声速涡轮风扇发动机缩比模型上进行微喷射流降噪技术的试验研究^[16],获得大量的实验数据,预计在2018年前后,微喷射流降噪技术将有可能装备商用发动机。美国军方资助了两个科研项目对军用发动机的微喷射流降噪技术开展研究^[17],其海军试验室对超声速流动的噪声源特性进行系统解读,尤其是对区别于亚声速流动

的宽带激波噪声和啸音的发声机理、传播特性等进行了较为系统的研究^[18]。但在军用战机上采用微喷射流技术尚无明确的时间节点。

国内针对航空发动机微喷射流降噪技术的研究刚刚起步。徐悦^[19]综述了采用微喷射流进行航空发动机尾喷流降噪的国内外研究进展,分析了微喷降噪技术的未来发展趋势;李挺等^[20]分析了国外开展的基础性实验和小尺寸模型实验,并利用CFD方法模拟了微喷射流作用下喷流的温度场、速度场和湍动能分布的变化,结果表明:施加微喷射后尾喷流的湍动能整体下降且分布均匀,湍流噪声得到了较好的抑制。

3.3 自适应循环发动机

自适应循环发动机技术属美国第六代战斗机发动机技术,其技术特点在于涵道数量的增加。除传统涡扇发动机具有的高、低压内外双涵道外,在外涵道的外围增加了可开关的第三涵道。不同飞行阶段第三涵道的工作状态不同,飞机起飞时关闭第三涵道,涵道比减小、核心发动机流量提高,推力增加;巡航阶段打开第三涵道,涵道比增加,油耗降低。由于涵道的增加会使发动机尾喷流整体速度降低,涵道间的湍流混合效应更加明显,因此自适应循环发动机可在巡航阶段降低尾喷流噪声。

美国空军研究实验室的“自适应通用发动机技术”(ADaptive Versatile ENgine Technology,简称ADVENT)计划目标是研发一台小尺寸变循环技术验证机,重点是研制和验证在低涵道比和高推力之间改变发动机循环的能力,达到降低25%油耗和增加30%航程的目的^[21]。随后启动的“自适应发动机技术开发”(Adaptive Engine Technology Development,简称AETD)项目将围绕更大尺寸的核心机,提高自适应发动机技术的成熟水平,并计划装备于美国海军未来的战斗机。目前,针对ADVENT和AETD等自适应通用发动机项目并没有噪声控制的硬性技术指标。但在项目的目标设定上间接体现出噪声控制的设计,如AETD项目计划开发的高效三涵道混合排气系统,在使第三涵道产生较大推力的同时强化了排气的混合效果,有望令未来战机的噪声水平降低超过5 dB。

3.4 喷流噪声预测

喷流噪声预测技术是发动机喷流降噪技术开

发的必要手段,通过在计算机上进行虚拟实验,不但可以对现有喷流降噪方法的效果进行全面评估,更重要的是可以为新型降噪技术的开发提供较可靠的参考依据。目前,喷流噪声的预测方法可归纳为半经验模型方法、计算气动声学(Computational Aeroacoustics,简称 CAA)方法和基于声类比的混合方法(Hybrid Method)。

半经验模型分析方法是理论分析和大量实验数据相结合,在其他预测方法并不成熟的前提下,半经验模型方法是预测喷流噪声的最好的选择。由于汇总了大量现有发动机的噪声数据,在发动机结构和性能参数变化不大的情况下,半经验方法具有很高的可靠性和计算效率。J. R. Stone^[22]提出采用两个经验方程分别对喷流混合噪声和激波相关噪声进行预测,该方法适用于单涵道和双涵道喷管。S. P. Pao^[23]采用参数等效方法将双涵道喷管简化为单涵道喷管,实现双涵道喷管喷流噪声预测。W. E. Zorumski^[24]提出的 ICAO 半经验模型可以实现超临界工作状态下单涵道收敛喷管的喷流噪声预测。J. R. Stone 等^[25]进一步完善了原有半经验模型,引入锯齿型尾喷口对喷流噪声的影响规律。半经验模型方法主要应用于评估飞机的适航噪声,如美国的飞机噪声预测程序(Aircraft Noise Prediction Program,简称 ANOPP)^[26]完全采用了包括上述喷流噪声预测方法在内的半经验噪声预测模型。

随着大规模并行计算技术的发展和计算机运算能力的提高,CAA 方法在喷流噪声预测中发挥了越来越重要的作用。CAA 方法通过直接求解可压缩 N-S 方程获得流场和声场的统一解,不依赖任何简化的声源模型,得到完整的流场和声场信息,且考虑在声波传播过程中流场和声场之间的相互影响,真实反映喷流噪声的产生机理和声传播特性。由于喷流噪声特征尺度具有很大跨度,远场尺度很大而声源尺度非常小,求解中需要采用低耗散低频散的离散格式^[27-28],同时,在计算域的边界处需无反射边界条件保证计算域外的信息不会影响到计算域。但是,完整求解全场的可压缩 N-S 方程需要大量的计算时间,求解规模过于庞大导致 CAA 方法目前很难在工程应用中推广。

基于声类比的混合计算方法,其基本思想是将声的产生和传播分别处理。通过 LES 或者 DES

方法模拟喷流的湍流混合区得到近场声源信息,通过求解 FW-H 方程^[29]或 Kirchhoff 公式^[30]模拟声的传播,从而将声场解从近场扩展到远场。虽然基于声类比的混合计算方法只考虑流动对声波的影响,而未考虑声波对流动本身的影响,但克服了半经验公式预测模型中引入的过多简化。求解模型更接近物理实际,快速获得其远场的噪声特性,有效解决了 CAA 方法计算条件过于苛刻的问题,因此在喷流噪声预测中得到最为广泛的应用。M. Mihaescu 等^[31]采用混合方法对一个双涵道涡轮发动机喷流噪声进行了数值模拟,其中喷流噪声源采用高阶的 LES 方法求解。

4 结束语

舰载机噪声控制是一个复杂的系统工程,必须结合多种技术手段才能取得实质性进展。从噪声源头方面,除坚持开展喷气发动机尾喷流降噪技术研究,探索各种可行的降噪技术手段,还需针对未来舰载机型号建立健全噪声标准,在飞机和发动机设计之初就考虑噪声控制问题;从噪声传播方面,持续改进听力保护装置,提高噪声防护能力;从工作制度方面,通过严格的规章制度限制工作人员接触过量的噪声。

对于尾喷流降噪技术研发,应根据自身技术储备和能力,设立合理的尾喷流降噪技术研发路线图,开展多种降噪技术的研发工作。短期计划通过锯齿型尾喷口实现 3 dB 降噪指标,对现有飞机及其操作、部署、维护和经费投入等影响较小;中期计划通过优化喷管内燃气流动和采用微喷射流技术,实现 5 dB 降噪指标;长期计划通过变/自适应循环发动机研发、推进系统/机体一体化设计技术等实现 10 dB 降噪指标。

参考文献

- [1] Naval Research Advisory Committee. Jet engine noise reduction[R]. A284625, Arlington VA: Naval Research Advisory Committee, 2009.
- [2] Joseph D. Department of navy jet noise reduction project overview[R]. ADA553981, Arlington VA: Office of Naval Research, 2010.
- [3] Krishna V. Noise of fighter aircraft: impact and control [R]. Washington DC: SERDP-ESTCP Technical Symposium and Workshop, 2010.

- [4] Seiner J M, Jansen B J, Ukeiley L S. Acoustic Fly-Over studies of F/A-18 E/F aircraft during FCLP mission[C]. AIAA-2003-3330, 2003.
- [5] Bjorn V S, Albery C B, Shilling R, et al. U. S. Navy flight deck hearing protection use trends: survey results[R]. ADA455117, Maryland; Naval Air Warfare Center Aircraft Div, 2006.
- [6] Herkes W, Nesbitt E, Callender B, et al. The quiet technology demonstrator program: Static test of airplane noise-reduction concepts[C]. AIAA-2007-3670, 2007.
- [7] John M S, Laurence S U, Bernard J J. Noise reduction technology for F/A-18 E/F aircraft[C]. AIAA-2004-2972, 2004.
- [8] Brenda H. Fifty years of fluidic injection for jet noise reduction[J]. International Journal of Aeroacoustics, 2010, 9(1-2); 91-122.
- [9] Zaman K, Podboy G G. Effect of microjet injection on supersonic jet noise[R]. AIAA-2010-4022, 2010.
- [10] Michael P, Dave M, Ephraim G. Micro-jet flow control for noise reduction of a supersonic jet from a practical C-D nozzle[R]. AIAA-2010-3875, 2010.
- [11] Arakeri V H, Krothapalli A. On the use of microjets to suppress turbulence in a mach 0.9 axisymmetric jet[J]. Journal of Fluid Mechanics, 2003, 490: 75-98.
- [12] Thomas C. Effect of microjets on a high-subsonic jet. Parametric study of far-field noise reduction[C]. AIAA-2006-2705, 2006.
- [13] Seth M H, Ephraim J G. Jet noise reduction by fluidic injection on a separate flow exhaust system[C]. AIAA-2007-439, 2007.
- [14] Michael P, Dave M, Ephraim G. Micro-jet flow control for noise reduction of a supersonic jet from a practical C-D nozzle[C]. AIAA-2010-3875, 2010.
- [15] Alkisar M B, Krothapalli A, Lourenco L M. The effect of streamwise vorticity on the aeroacoustics of mach 0.9 axisymmetric jet[C]. AIAA-2005-3045, 2005.
- [16] Seth M H, Ephraim J G. Jet noise reduction by fluidic injection on a separate flow exhaust system[R]. AIAA-2007-439, 2007.
- [17] Kailasanath K, Gutmark E, Steven M. GE global research mechanical chevrons and fluidics for advanced military aircraft noise reduction[R]. SERDP Project WP-1584, 2011.
- [18] Junhui Liu, Kailasanath K. Fluidic injection for noise reduction of a supersonic jet from a practical C-D nozzle[R]. AIAA-2010-4028, 2010.
- [19] 徐悦. 航空发动机尾喷流气动噪声微喷降噪技术研究进展[J]. 航空科学技术, 2011(2): 52-54.
Xu Yue. Research progress on aeroengine jet noise reduction by microjet[J]. Aeronautical Science and Technology, 2011(2): 52-54. (in Chinese)
- [20] 李挺, 额日其太. 采用微喷射流技术抑制民用涡扇发动机排气噪声[C]//大型飞机关键技术高层论坛暨中国航空学会2007年学术年会论文集, 北京: 中国航空学会, 2007: 1-8.
Li Ting, Eri Qitai. Civil turbofan engine exhaust noise suppression based on microjets[C]//The 2007 academic annual meeting of Chinese Society of Astronautics and Aeronautics, 2007: 1-8. (in Chinese)
- [21] Richard K S. Characteristics of future military aircraft propulsion systems[C]. AIAA-2013-0466, 2013.
- [22] Stone J R. Interim prediction method for jet noise[R]. NASA TMX-71618, 1974.
- [23] Pao S P. A correlation of mixing noise from coannular jets with inverted flow profiles[R]. NASA TP-1301, 1979.
- [24] Zorumski W E. Aircraft noise prediction program[R]. NASA TM-83199, 1982.
- [25] Stone J R, Krejsa E A, Clark B J. Jet noise modeling for coannular nozzles including the effect of chevrons [R]. NASA CR-212522, 2003.
- [26] Kontos K B, Kraft R E, Gliebe P R. Improved NASA-ANOPP noise prediction computer code for advanced subsonic propulsion systems[R]. NASA CR-202309, 1996.
- [27] Lele S K. Compact finite difference scheme with spectral-like resolution [J]. Journal of Computational Physics, 1992, 103(1): 16-42.
- [28] Tam C K, Webb J C. Dispersion-relation-preserving finite difference scheme for computational acoustics[J]. Journal of Computational Physics, 1993, 107(2): 262-281.
- [29] Williams J E F, Hawkings D L. Sound generated by turbulence and surfaces in arbitrary motion [J]. Philosophical Transaction of the Royal Society, 1969, 264 (1151): 321-342.
- [30] Farassat F, Myers M. Extension of kirchhoff's formula to radiation from moving surface[J]. Journal of Sound and Vibration, 1988, 123(3): 451-460.
- [31] Mihaescu M, Gutmark E, Fuchs L. Computational aeroacoustics of the coaxial flow exhaust system of a gas turbine engine[R]. ASME 2007-GT-28193, 2007.

作者简介:

徐悦(1979—),男,博士,高级工程师。主要研究方向:飞机噪声控制。

马洁萍(1982—),女,硕士,工程师。主要研究方向:航空战略研究。

张涛(1987—),男,硕士,工程师。主要研究方向:气动噪声计算分析。

(编辑:张杰)