

文章编号:1674-8190(2020)01-001-09

# 喷流噪声声源识别与声源机理分析方法进展

翟超慧,刘妍琛,杜永乐

(西北工业大学 航空学院,西安 710072)

**摘要:** 喷流噪声是航空气动噪声的主要来源,会造成严重的环境污染和健康威胁。缺乏对湍流涡如何产生噪声辐射这一物理过程的深刻理解,是难以设计出高精度噪声预测方法和高效降噪装置的根本原因。本文总结公开发表文献中喷流噪声的声源识别与声源机理分析的研究进展和局限。从噪声由湍流脉动产生这一因果律出发,指出未来研究仍需要对噪声和湍流脉动建立合理的物理模型和控制方程,进行合理的分离,并将噪声脉动表示为背景湍流的广义函数,从动力学角度揭示非定常湍流涡演化产生噪声辐射的物理机理。

**关键词:** 气动噪声;喷流噪声;声源识别;声源机理分析

中图分类号: V211.1; [O355]

文献标识码: A

DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.2020.01.001

开放科学(资源服务)标识码(OSID):



## Progress of the Identification of Noise Sources and Analysis of Noise Source Mechanisms in Jets

ZHAI Chaohui, LIU Yanchen, DU Yongle

(School of Aeronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

**Abstract:** Jet noise is the dominating component of aircraft aerodynamic noise, and causes severe environmental pollution and health threats. Yet lack of a fundamental understanding of how turbulent eddies generate noise radiation poses great challenges in designing accurate noise prediction methodologies and efficient noise reduction devices. The progresses and limitations of the studies on the turbulent noise source identification and noise source mechanisms in open literature are reviewed. Judging by the cause-effect reasoning that the turbulent fluctuations generate acoustic perturbations, it seems promising to develop physically more accurate models and governing equations to separate the acoustic and turbulent fluctuations in future research. By explicitly formulating the former as the generalized function of the latter, the dynamic process how turbulent eddies generate noise radiations is revealed.

**Key words:** aerodynamic noise; jet noise; noise source identification; source mechanism analysis

## 0 引言

高速气流流经航空器各部件时均可产生噪声

辐射,主要气动噪声现象包括起落架噪声、机翼及增压装置噪声、发动机风扇噪声、燃烧噪声、尾喷流噪声等<sup>[1-2]</sup>。其中,由发动机尾喷管高速喷出的射

收稿日期:2019-03-21; 修回日期:2019-06-14

基金项目:国家自然科学基金(11772262);中央高校基本科研业务费(3102018zy002)

西北工业大学研究生创新创业种子基金(ZZ2018049);翼型叶栅空气动力学国防科技重点实验室基金(614220103010317)

通信作者:杜永乐,yongle.du@nwpu.edu.cn

引用格式:翟超慧,刘妍琛,杜永乐. 喷流噪声声源识别与声源机理分析方法进展[J]. 航空工程进展, 2020, 11(1): 1-9,19.

ZHAI Chaohui, LIU Yanchen, DU Yongle. Progress of the identification of noise sources and analysis of noise source mechanisms in jets[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2020, 11(1): 1-9,19. (in Chinese)

流是航空器(尤其是先进战斗机)起飞、运载火箭发射时最主要的噪声源<sup>[3-4]</sup>。巨大的噪声辐射不仅对机场周围居民造成严重的噪声污染,还对长时间、近距离工作的地勤人员带来严重的健康威胁(在 2010 年,美国政府对航母甲板上的地勤人员仅因听力损伤而支付的补贴就高达 14 亿美元,其中还不包括治疗费用<sup>[5]</sup>)。因此,自 20 世纪 50 年代航空科技兴起以来,美、欧等都投入了大量资源研究航空气动噪声,尤其是喷流噪声的预测、声源机理和噪声抑制,但仍远未达到可接受的水平,在未来 10 年内实现整体噪声降低 10~20 dB 的目标仍面临巨大的挑战<sup>[6-7]</sup>。

虽然由于实际产业需求等原因,我国的气动噪声研究略有滞后,但国内高校和航空航天院所已对上述主要航空气动噪声现象开展了一系列卓有成效的实验和数值模拟研究<sup>[8-14]</sup>。我国正在研制的民航大飞机欲进入国际市场,必须满足日益严苛的民航噪声规范。而发展高性能航空发动机、航母舰载机的过程中,也必须深入研究喷流噪声的抑制措施,以降低对地勤人员的健康危害。

本文以主要喷流噪声为例,总结声源识别方法与声源机理分析的研究进展,其中相关理论方法也适用于其他噪声现象。首先总结三大类噪声源识别和声源机理方法的优势、不足以及典型的应用,然后分析已有研究在理论基础上的局限,最后对噪声源识别方法进行总结和展望。

## 1 噪声源识别和声源机理分析的现状

目前国内外喷流噪声研究所取得的共识是:在高速喷流与低速环境气体剧烈掺混而形成的剪切层中,各种尺度的非定常湍流涡是远场噪声的主要来源,绝大部分湍动能因粘性耗散而迅速转换为内/热能,只有一小部分扰动邻近气流以声波的形式向远场传播<sup>[15-16]</sup>。其中,大尺度湍流涡的噪声辐射呈各向异性,是相对于喷管轴线下游方向  $30^\circ \sim 60^\circ$  极角内低频噪声辐射的主要来源;小尺度湍流涡的噪声辐射近似各向均匀,是各极角处高频噪声的主要来源。高速喷流中的激波与湍流相互作用还会产生主要向上游传播的强烈宽频激波噪声(Broad-band Shock-associated Noise),可在一定条件下进一步激起初始剪切层的不稳定性,二者的反馈可引发更剧烈的单频啸声(Screech Tone)。

此外,湍流声源随喷流高速输运,故噪声辐射呈现明显的方向性和多普勒效应,并因近场极大的流场梯度而产生明显的折射。

基于这些对喷流噪声的理解,通常有两大类抑制噪声的方法。第一类方法通过改变喷管外形或施加外部激励而直接改变湍流声源的强度,如扰流片(Tab)<sup>[17]</sup>、锯齿尾缘(Chevron)喷管<sup>[18-20]</sup>、微喷射流、等离子体激励器等。其中微喷射流(Micro-jet)<sup>[21-23]</sup>通过侵入高速喷流产生强烈的尾迹涡,加速高速喷流与低速环境气体的掺混,使大尺度湍流涡更快耗散为小尺度涡,并进一步耗散热能,从而降低低频噪声;等离子体激励器(Plasma Actuator)<sup>[24]</sup>在喷管出口处局部注入动能和热能扰动初始剪切层,从而控制不稳定扰动模式增长,抑制大尺度湍流涡的噪声辐射。第二类方法则通过改变噪声在传播过程中的空间分布,从而降低到达接收者位置的噪声幅值,此类方法包括斜切(Beveled)喷管<sup>[25-26]</sup>、背负式发动机布局<sup>[27]</sup>等。

这些已有研究定性指出了什么样的湍流结构可有效地产生噪声辐射,初步解释了降噪装置的基本原理。然而国内外众多实验结果均表明,不当的尾喷口及降噪装置设计不仅难以获得理想的降噪效果(如锯齿尾缘抑制了低频噪声,却往往伴随着高频噪声的增加),甚至可能带来严重的推力损失和复杂的附加机构<sup>[28]</sup>;而微小的喷管几何外形、外部激励的频率和周向启动方式等改变仅带来湍流剪切层微小变化,却显著改变远场噪声频谱<sup>[18,24,29-30]</sup>,诸多声源理论均难以揭示这些微小的流动变化与远场噪声的准确联系。即使可快速、准确地预测出微小流动差异带来的噪声改变,所识别的声源强度和分布却大有不同。有学者指出,只有对喷流剪切层中湍流涡如何产生噪声辐射这一物理过程有深刻的理解,才能设计出高效的降噪装置。

应当指出的是,过去的研究中还发展了多种其他的噪声源识别/分析方法,例如基于因果律的流-声相关性(Flow-acoustic Correlation)分析。如果近场某湍流脉动是远场某观测点处噪声的真正来源,那么二者之间有极强的相关性,否则二者间几乎不存在相关性。J. Panda 等<sup>[31-32]</sup>用分子瑞利散射(Molecular Rayleigh Scattering)技术测定近场温度、密度和雷诺应力各分量与不同极角处远场

噪声的相关性,结果表明沿流向超音速输运的大尺度有序湍流涡结构是向下游传播的噪声的主要来源,同时近场一阶及三阶雷诺应力扰动  $\rho' \bar{u} \bar{u}$ 、 $\bar{\rho} \bar{u} \bar{u}'$ 、 $\rho' u' u'$  相对于二阶项而言有更强的与远场噪声的相关性,且密度扰动与远场噪声有强相关性。常见的声源模型均假定密度为常值,这一假设与实验观察相悖。

本文仅讨论可从完整流场  $q$  中定量识别辐射脉动  $q_a$  或辐射声源  $s(q_a)$  的分析方法,因其有助于建立噪声源强度和声扰动的准确联系,从而揭示声源的分布和物理机理。需要重申的是,在声学背景下,本文所指的背景流动  $q_d$  为完整流场  $q$  中去除声扰动  $q_a$  的部分,即  $q_d = q - q_a$ 。在不引起误解的情况下,下文将背景流动简称为流动,它可进一步被分解为定常均匀流  $\bar{q}_d$  和非辐射脉动  $q'_d$  (Non-radiating Fluctuations, 或湍流脉动 Turbulent Fluctuations), 即  $q_d = \bar{q}_d + q'_d$ 。

### 1.1 基于远场噪声频谱的反演方法

远场噪声仅由辐射声源产生,因此,分析远场噪声频谱,即可反演出近场可能存在的辐射声源分布。此类方法包含声反射镜 (Acoustic Mirror) 法和麦克风阵列 (Microphone Array) 法。

声反射镜早在二战前已在防空预警中被用于定位来袭敌机<sup>[33]</sup>。其原理是:从远焦点处(或无穷远处)声源产生的声波,经椭圆(或抛物)面反射,同时到达近焦点,从而形成相长干涉;而其他位置声源产生的声波由于路径不同形成相位差异,以及背景噪声由于其随机相位,均产生相消干涉。因此,置于近焦点处的麦克风所记录的声信号正比于远焦点处声源强度。然而实际应用中,声反射镜不易识别移动声源。

自 1970 年以来,信号采集和分析技术的发展促成了更精细的、基于类似原理的、用麦克风阵列定位和识别噪声源的方法<sup>[34]</sup>。此类方法预先假定噪声源的模型(如单极子 Monopole、偶极子 Dipole、波包 Wavepacket<sup>[35]</sup>等)及分布,通过压力波动方程(即远场噪声传播的控制方程)建立单位强度声源与其远场声辐射的联系。依据声波(在均匀背景流场中)到达阵列中各麦克风的路径和时滞的不同,对阵列中各麦克风的声压信号进行加权处理。麦克风阵列及信号处理的设计使得“虚拟焦

点”处声源产生的声辐射得到最大输出(相长干涉),而其他位置声源产生的声波以及背景噪声产生极小输出(相消干涉)。由此,阵列中麦克风声压信号的分析结果可测定(相对)声源强度的分布。

应用麦克风阵列记录远场声辐射, J. Billingsley 等<sup>[36]</sup>发展了声场透镜 (Acoustic Telescope) 方法, M. J. Fisher 等<sup>[37]</sup>发展了 Polar Correlation 方法测定发动机喷流中各频率声源的分布,指出了相对于高频噪声的声源而言,低频噪声的声源位于更下游位置,且在更广的空间范围内呈现相关性; D. Papamoschou 等<sup>[38]</sup>用简单波束成形 (Beamforming) 方法测量了各频率噪声的声源分布,并通过测量该噪声源与近场流动的相关性 (Coherence) 分析了各频率声源的输运速度,证明了大尺度湍流结构在喷流中更广的空间范围内具有强相关性,它们是在噪声辐射极大值方向的主要噪声源;徐康乐等<sup>[11]</sup>采用多种 Beamforming 方法测定了民机起落架的声源分布,指出主起落架小舱门与大舱门、主支杆间的缝隙所产生宽频噪声是主要来源; G. P. Howell 等<sup>[39]</sup>、T. Ahlefeldt<sup>[40]</sup>测量了客机整机在飞行状态下的噪声源分布。

D. Papamoschou 等用简单波束成形 (Beamforming) 方法测量的麦克风声压信号的自功率谱密度,可表示等效声源的强度分布,如图 1 所示<sup>[38]</sup>,可以看出:在喷管出口下游较广的区域内,低频噪声源均有较高的幅值,而较强的高频声源则集中于靠近喷管出口处。这种噪声源强度分布与 M. J. Fisher 等<sup>[37]</sup>采用 Polar Correlation 方法测量结果所得的结果一致。

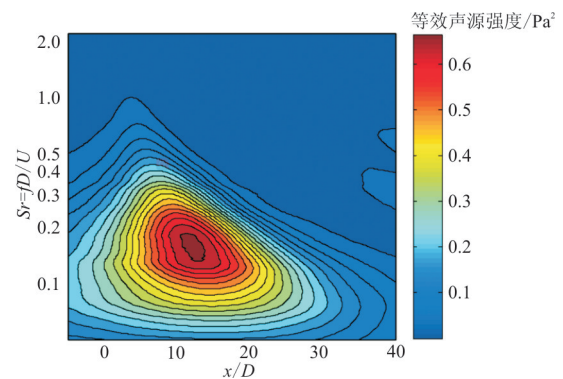


图 1 波束成形法测量  $M=1.75$  等效声源强度图  
Fig. 1 Noise source intensity of a  $M=1.75$  jet measured by beamformed microphone array



然而,应用麦克风阵列识别喷流噪声源的方法存在诸多局限性。首先,Beamforming 方法所采用的麦克风阵列分布和信号处理算法均依赖于指定的声源模型,故该方法显然只能反演出预设声源模型所对应的声源强度。正如 J. E. Ffowcs-Williams<sup>[41]</sup>指出,对给定的远场声场而言,其声源往往并非唯一,所有可产生与真实声场分布相符的声源模型及强度分布,均可被视为合理的声源。Y. Du等<sup>[42]</sup>也用简单 Beamforming 方法分析了喷流噪声源,指出基于单极子声源模型反演出的声源分布也呈现波包声源模型的特征。因此,所测定的声源只能被称为“等效声源”,而非“真正的声源”。J. Freund<sup>[43]</sup>用 DNS 方法计算了 Lighthill 应力不同分量的声辐射,证实了不同的分量存在相长或相消的相互干扰,而从远场反演近场噪声源的方法显然难以探测到这类声源间的干涉现象。

其次,对于不同的声源模型,其辐射声场分布和传播路径也不同,麦克风阵列的设计和信号处理方法也理应不同。理论分析和实验测量均表明,空间分辨率强烈依赖于麦克风阵列的孔径、阵列中麦克风的分布、声波的频率等,而众多的麦克风阵列设计、声学 Beamforming 算法则旨在提高对不同频率声源的空间分辨率、考虑噪声在非均匀背景流场中的折射、抑制背景噪声干扰等<sup>[34]</sup>。例如,较强的旁瓣可能被错误地识别为噪声源。为降低旁瓣幅值,可对麦克风阵列中各麦克风的位置(即声信号到达各麦克风的路径和时滞,对应麦克风阵列的指向因子)进行优化,所得的优化麦克风阵列分布如图 2 所示<sup>[34]</sup>。

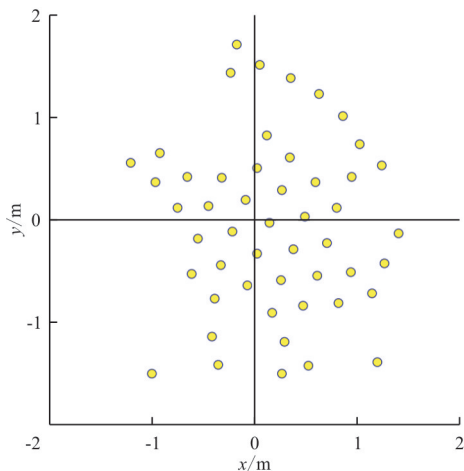
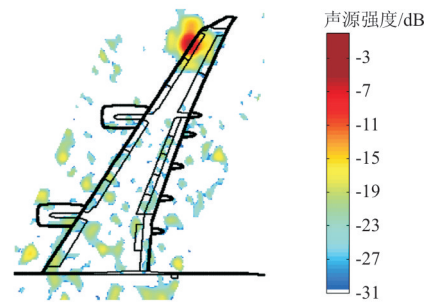


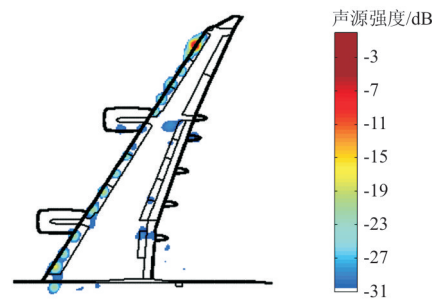
图 2 优化的麦克风阵列中麦克风的分布

Fig. 2 Locations of microphones in an optimized array

同时,考虑到背景噪声等对自功率谱(Auto-spectrum)函数可能有较强贡献,可在 Beamforming 算法中仅使用互功率谱(Cross-spectrum),并进一步通过迭代算法消除旁瓣。采用传统 Beamforming 算法和消除旁瓣的 CLEAN-SC 算法所得的无量纲化的互功率谱密度,可表示相对声源强度的分布如图 3 所示<sup>[34]</sup>,可以看出:优化后的 Beamforming 算法更准确、清晰地识别了前缘缝翼处的湍流声源位置和强度。



(a) 传统波束成形方法



(b) CLEAN-SC 方法

图 3 空客 A340 波束成形方法测量声源强度分布图

Fig. 3 Relative noise source intensity of Airbus A340 measured by two beamforming methods

最后,预设噪声模型通常作为压力波动方程的源项(单一量纲),以建立声源与远场声场分布的联系,而实际喷流噪声源是剪切层中包含密度、压力以及速度脉动等分量的复杂湍流脉动。

目前如何建立二者的联系尚无共识,因此尽管该方法可以合理识别噪声源(相对)强度的分布,但却难以揭示声源的物理机理。

## 1.2 基于声比拟理论的近场声源过滤方法

由于喷流剪切层中非定常湍流涡是远场噪声辐射的来源,因此,对近场流动脉动进行过滤也可以识别辐射声源。该方法以声比拟理论为基础,若

过滤出的噪声源可产生与真实的远场声场相同的噪声频谱,即可被认为是合理的声源。

声比拟理论是过去 70 多年来气动噪声预测、噪声源识别、以及声源机理分析中使用最广泛的工具。各种声比拟理论均考虑声扰动在参考背景流动(又称流场基础解)中的传播,将 NS 方程进行巧妙地重组,使其左端项为描述“声扰动”(以密度、压力等相对于参考背景流动的扰动为代表)传播的线性算子,右端项对应等效声源。如 M. J. Lighthill<sup>[44-45]</sup>考虑了由湍流脉动引起的声波在静止、均匀空气介质中的传播,指出以密度(或压力)扰动代表的声波满足:

$$\frac{\partial^2 \rho'}{\partial t^2} - c_0^2 \frac{\partial^2 \rho'}{\partial x_i \partial x_j} = S(x, t) = \frac{\partial T_{ij}}{\partial x_i \partial x_j} \quad (1)$$

式中:  $T_{ij} = \rho u_i u_j - \tau_{ij} + (p' - c_0^2 \rho') \delta_{ij}$ ;  $c_0$  为静止均匀的参考背景流的音速。

此后, O. M. Phillips<sup>[46]</sup>、J. E. Ffowcs-Williams 等<sup>[47]</sup>、G. M. Lilley<sup>[48]</sup>、M. E. Goldstein<sup>[49]</sup> 等进一步发展了声比拟理论,不同程度地描述了随非均匀流场输运的运动声源效应、声源与声源之间的干扰、非均匀流场对噪声的折射等。

当声比拟方程的格林函数(Green's Function)可以精确获得时,格林函数法提供了声扰动方程的精确解。因此,格林函数  $G(x, t | y, \tau)$  实际提供了一种可从近场等效的声源中过滤出对远场声场有贡献的时间-空间结构(即辐射声源)的工具。如果 Lighthill 方程的解为  $p'(x, t) = \int_{t_0}^t \int_V S(y, \tau) G(x, t | y, \tau) dy d\tau$ , 傅里叶分析表明,狄拉克函数  $\delta(|k| - |\omega|/c_0)$  或中心位于  $|\omega|/c_0$  的高斯型过滤函数  $W(k, \omega)$  即可分离出各频率一波数范围内的辐射声源<sup>[50]</sup>。

S. Sinayoko 等<sup>[51]</sup>简化了 M. E. Goldstein<sup>[49]</sup> 提出的声比拟理论,分析了一种  $M_j = 0.9$  的亚音速喷流,其流场及声扰动由喷管出口处两种不同频率的激励扰动初始剪切层而产生,其声辐射集中于激励频率的差值所对应的频率,如图 4 所示<sup>[51]</sup>(中上:主要声辐射频率的完整解;左侧从上至下:定常平均流背景流、“声”扰动解、及对应声源;右侧:非常常背景流、“声”扰动解、及对应声源。结果表明:对不同的参考背景流动,分解出的近场“声扰动”和“辐射声源”也不同。)

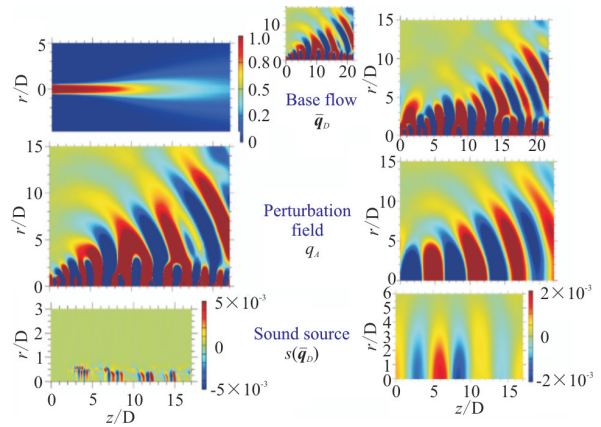


图 4  $M_j = 0.9$  亚音速喷流的流动和噪声分解

Fig. 4 Subsonic jet flow and noise decomposition at  $M_j = 0.9$

当以定常平均流为声比拟方程的基础解(或背景流动)时,近场扰动解和辐射声源均远大于声扰动,可见扰动解中含有可观的非辐射脉动。但以自由空间格林函数设计声源过滤算子,并用 Butterworth 型过滤函数反向分离出的“非辐射脉动”作为声比拟方程的基础解(或背景流动)时,则辐射声源具有与声扰动相似的幅值,并呈现单一主要频率、以及更大的空间范围内的单一主要模态。S. Sinayoko 等<sup>[51]</sup>的计算结果证明,尽管两种“声源”分布完全不同,但将其代入声比拟方程,均能获得一致的远场声场解,而后者显然更清晰地描述了近场大尺度扰动产生辐射声波的物理过程。

此类近场声源过滤方法的准确性和唯一性有极大的局限,而这些不足之处大多由声比拟理论的根本缺陷引起<sup>[52]</sup>。

首先,方程左端项并非描述真正的声扰动的传播,因为  $\rho'$  (或  $p'$ ) 仅仅是完整密度(或压力)相对于预设平均/定常值(甚至可为任意值)的扰动,尽管其值在远场声传播区可被合理地视为声扰动,但在声源区及非线性声传播区却同时包含辐射和非辐射脉动。同时,声比拟理论方程的右端项也并非真正的“噪声源”,因其同时包含流动扰动和声扰动,表示为

$$T_{ij} \approx \rho u_i u_j = (\rho_d + \rho_a)(u_{i,d} + u_{i,a})(u_{j,d} + u_{j,a})$$

其次,由于对背景流动的定义不同,各声比拟理论中左端线性算子和右端等效声源不尽相同,因此所获得的“声源”也不完全一致。图 4 清晰地证明了这一点,这也是既有声源特征和分析方法存在

争议的主要来源之一。

最后,与流场扰动类似,声扰动实际仍对应密度、压力和三个速度分量这五个独立的扰动变量;以密度(或压力,速度势等)为标量函数的声比拟理论仅可合理地描述声扰动在远场均匀背景流中的传播,但无法准确描述在近场声源区和非线性声传播区中流动-声波的相互干扰。

### 1.3 基于流动/噪声分离的分析方法

上述方法建立在假定完整流场解  $q$  可分为背景流动  $q_d$  及声扰动  $q_a$ ,即在  $q=q_d+q_a$  的基础上,通过对背景流动和声传播分别构建特定的控制方程,来获取流动和声场解。该方法最初被应用于单向耦合的 CFD/CAA 算法(即不考虑声场对流场的干扰),利用湍流脉动和声扰动在流动物理和特征尺度上的显著差异,采用各自最优的数值方法,来提高流动噪声的预测精度和效率。

考虑到湍流脉动与声扰动的强耦合性,构建流动和噪声控制方程需要对二者作合理的假设。由于声扰动为非线性背景流动的函数且声扰动具有极低的幅值,因此以背景流动解为参考值,对完整 NS 方程进行线性化并略去高阶小量,即可得到声扰动的控制方程  $\ell_{q_d}(q_a)=S(q_d)$ ,其中  $\ell$  为线性算子, $S(q_d)$  为声源。这也是过去研究中建立声扰动方程(如声比拟理论)的基础。然而由于声扰动具有极低的幅值,近场背景流动几乎等同于完整流场解( $q \approx q_d$ ),背景流动方程几乎等同于完整的 NS 方程。因此此类方法的难点在于构建完备、准确的近场流动控制方程  $\mathfrak{N}(q_d)=0$ ,其中  $\mathfrak{N}$  为非线性算子。

对完整流场解的扰动按时间或空间尺度进行分离是一种常用的建立小扰动控制方程的方法。D. I. Blokhintsev<sup>[53]</sup> 发展了所谓的“最广义的流致噪声的线化方程”,将完整解分解为在预设时间(或空间)尺度内的平均流及其对应的小扰动,对完整 NS 方程进行时间(或空间)平均获得平均流的控制方程,再将此分解代入完整 NS 方程并忽略高阶非线性项可得声扰动控制方程。短时平均方法<sup>[54]</sup> 将低频声波计入背景流动,同时由于时间尺度的不确定性,无法完整准确地分离流动和噪声现象。M. J. Lighthill<sup>[45]</sup>、G. M. Lilley 等<sup>[48]</sup> 的声比拟理论可视为一种将流动分解为长时平均流及其对应扰

动的方法。虽然在远场声传播区该分解是合理的,但在近场声源区,所有流动和声扰动解都被计入扰动方程,因此无法分离背景流动和噪声,这也是基于此类声比拟理论的声源识别和分析方法的根本缺陷之一。

将完整流场解的扰动分解为平均流、(大尺度和小尺度)湍流扰动、激波所致扰动和声扰动的分离方法还被用于发展多种声源模型和噪声预测技术,例如湍流噪声模型<sup>[55]</sup>、宽频激波噪声模型<sup>[56]</sup> 等。这种分离方法没有严格的理论支持,也不依赖于特定的时间和空间尺度。其声扰动控制方程为从 NS 方程导出的小扰动方程,以定常解描述声传播的介质,以非声扰动为源项,而噪声源模型为基于湍流和激波结构统计特征的相关性函数。在假设合理的条件下,对特定的噪声分量获得了相对满意的快速预测结果。显然,对噪声源机理的深刻理解有助于设计更准确的噪声模型,提高噪声预测的精度,但反过来该方法对揭示噪声源机理却几无裨益。

对特定的低速气动噪声现象,若考虑到流场及声场的不同物理特征,还可以对流场与声场做特定的假设,从而得到各自的控制方程。如 J. C. Hardin 等<sup>[57]</sup>、J. H. Seo 等<sup>[58]</sup> 假定流场满足不可压流动方程,仅有声场含密度波动;声传播控制方程为从 NS 方程导出的小扰动欧拉方程,以不可压流动解的函数为声源项。由于声波本质是在背景流中传播的稀疏/压缩波,因此当假设近似成立时,即可进行流动/噪声分离。W. De Roeck 等<sup>[59]</sup> 假定流场为不可压、有旋、有向量势场,而声场为可压、无旋、有标量势场,分别建立有源(需已知的、与流场解无关的声源项)泊松方程,当获取其对应的流、声场速度扰动后,可通过线性化方程解析声压及密度扰动,进而从全流场扰动解获取流场的压力扰动。

可见,这些方法在所适用的流动速度范围和分离的准确性上有极大的局限性。首先,湍流脉动也是可压的。J. C. Hardin 等<sup>[57]</sup> 通过低速流的等熵条件,将与不可压流的压力扰动对应的一部分密度脉动计入“修正”的流动解;J. H. Seo 等<sup>[58]</sup>、W. De Roeck 等<sup>[59]</sup> 将密度扰动全部计入声场。因此,仅对低速流动可以获得近似合理的流动/噪声分离结果,如  $Ma=0.1$  低速空腔流动<sup>[57]</sup>、 $Ma=0.3$  低速圆柱绕流<sup>[57]</sup>、及  $Ma=0.3$  声/涡干扰模型问题<sup>[59]</sup>。



其次,湍流声源的模态分析困难。在近场声源区,声扰动方程的源项是流场解的时间、空间导数项,各频率及空间模态的声源项仅可通过信号后处理方法进行识别。过去的研究借助傅里叶分析、小波分析(Wavelet)、POD(Proper Orthogonal Decomposition)等提取各频率等效声源和声辐射的流向、周向模态,描述了不同尺度的湍流结构对不同极角位置噪声频谱的贡献<sup>[42,60-61]</sup>。然而,这些分析依赖预定的,缺乏明显物理意义的时、空间尺度或基函数,也缺乏准确的控制方程建立其与远场声辐射的联系,因此难以深入揭示噪声源的物理机理,尤其是准确预测微小外形或扰动改变带来的噪声频谱的差异。

## 2 已有研究的理论基础和局限

为验证所识别声源的合理性、揭示噪声在已知介质中产生和传播的物理规律,必须建立声扰动控制方程,以描述声源与噪声辐射的准确联系。同时,考虑到噪声是由非定常背景流动扰动邻近空气而产生的微小能量辐射这一事实,还期望建立背景流动控制方程,将其解的函数作为声扰动方程的源项。因此,将完整流动分解为背景流动和声扰动在数学上是可行的,从因果律角度是合理的。是否对声扰动和背景流动的特征和区别有清晰、合理的认识,决定了控制方程适用的流场区域、及其作为声源识别与声源机理分析工具的准确性。

具有独立的声扰动方程,是上述三类分析方法的相同之处。在建立声扰动方程的过程中,已有研究都直接或间接地使用了完整流动可分解为背景流动和声扰动这一假设。事实上,在远场声传播区,不同研究均认为背景流动为定常均匀流,所有扰动分量均为声扰动;但在近场声源区,由于湍流声源的非线性、相长或相消的复杂干扰,以及流-声耦合性,对背景流动和声扰动的定义和划分却存在争议。研究发现:(a) 压力波动方程(第一类方法)和多种声比拟理论(第二类方法)均将声扰动视为完整流场解中相对于当地长时平均值的扰动,这种划分方法仅在远场声传播区有效,所识别的声源仅可被称为“等效声源”,而非真正声源;(b) M. E. Goldstein<sup>[62]</sup>提出的声比拟理论(第二类方法)、从NS方程导出的简化小扰动方程(第三类方法)则将声扰动视为完整流场解中相对于满足某特定条

件的参考背景流动(如 S. Sinayoko 等<sup>[51]</sup>过滤出的非辐射脉动, J. C. Hardin 等<sup>[57]</sup>所述的低速不可压缩)的扰动。但当参考背景流动不满足特定条件时,其近场扰动解仍包含可观的非辐射脉动,所识别的声源也并非真正的声源。

是否建立了独立的背景流动控制方程,是上述方法的不同之处。由于声扰动相对于背景流动具有极低的幅值,因此背景流动方程几乎等同于完整NS方程,这是构建背景流动控制方程的困难所在,也是过去研究中虽然所谓的“声源项”仍包含声扰动(如声比拟理论),却能合理预估远场噪声频谱的原因。在上述三类方法中:第一类方法依赖声扰动方程建立未知强度的假定声源模型与远场声辐射的联系,从远场声辐射反演声源强度;第二类方法则依据格林函数反向设计过滤算子,从近场完整流动解中提取非辐射扰动作为声源。这两类方法均无特定的动力学控制方程解析背景流动和辐射声源,因此只是从运动学(Kinetic)角度回答了“近场可能存在什么样的湍流声源,以致可产生观察到的噪声辐射”这一问题。第三类方法则构建了背景流动的控制方程,将其解的函数置于声扰动方程的右端作为声源项,因此两组控制方程从动力学(Dynamic)角度揭示“为什么近场湍流脉动的相互作用可以形成这样的辐射声源,进而产生观察到的噪声辐射”这一最本质的噪声源物理机理的问题。

## 3 结束语

总的来说,有效地抑制发动机喷流噪声依赖于对噪声源机理的深刻理解,而诸多既有分析方法只可获得近似的等效声源,而非实时的、真正的辐射声源。同时,既有研究虽然试图将噪声辐射表达为近场流场脉动的函数,但并未合理分离近场完整流场脉动中同时存在的噪声辐射及其产生该噪声辐射的背景湍流,故未能建立合理的背景流动的控制方程以描述湍流脉动相互作用形成辐射声源的动力学过程。缺乏实时的、真正的声源,及准确的背景流动和声扰动的控制方程,正是导致我们难以深刻理解噪声源机理的根本原因。

噪声和湍流脉动同为完整流动的脉动量,且二者间存在复杂的非线性相互作用。尽管当前研究对二者能否合理、完整地分离存在争议,然而从噪声由湍流脉动产生这一因果律出发,准确识别辐射

声源、深入分析声源物理机理,需要厘清声扰动和背景流动的特征和区别,对二者均构建合理的控制方程。过去的研究几乎完全回避或未能有效解决这些问题,以致所获得的声源分布不尽相同,对声源机理的认识也存在争议。未来的研究中,通过对声扰动及产生此声扰动的背景湍流构建合理的物理模型和控制方程,可望发展出准确的噪声源识别和声源机理分析方法,深入揭示喷流剪切层中非定常湍流涡产生噪声辐射的物理机理,为更精确的声源模型和更高效的降噪装置设计奠定理论基础。

### 参考文献

- [1] 乔渭阳. 航空发动机气动声学[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2010.  
QIAO Weiyang. Aero-engine aeroacoustics[M]. Beijing: Beihang University Press, 2010. (in Chinese)
- [2] SUN X, JING X, WANG X. Aeroacoustics: fundamentals and applications in aeropropulsion systems[M]. Shanghai: Shanghai Jiao Tong University Press, 2017.
- [3] SHIVASHANKARA B N, BHAT T R S. Outlook on jet noise[C]//5th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference and Exhibit. Bellevue: AIAA, 1999: 1841.
- [4] 徐悦, 马洁萍, 张涛. 舰载机尾喷流降噪技术研究进展[J]. 航空工程进展, 2013, 4(2): 139-144.  
XU Yue, MA Jieping, ZHANG Tao. Advances in jet noise suppression technology of carrier-based aircraft[J]. Advances in Aeronautical Sciences and Engineering, 2013, 4(2): 139-144. (in Chinese)
- [5] Committee NRA. Report on jet engine noise reduction[EB/OL]. [2019-03-21]. <http://www.doc88.com/p-9827651181301.html>.
- [6] Persistence. X-noise[EB/OL]. [2019-03-21]. <http://www.xnoise.eu/home/>.
- [7] NASA(GRC). Making future commercial aircraft quieter[EB/OL]. [2019-03-21]. <https://www.nasa.gov/centers/glenn/about/fs03grc.html>.
- [8] 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.  
SONG Wenping, YU Lei, HAN Zhonghua. Status of investigation on airframe noise computation[J]. Advances in Aeronautical Sciences and Engineering, 2010, 1(2): 125-131. (in Chinese)
- [9] 杨党国, 李建强, 蒋卫民, 等. 不同马赫数下长深比对空腔声学特性的影响[J]. 工程力学, 2011, 28(12): 221-225.  
YANG Dangguo, LI Jianqiang, JIANG Weimin, et al. Investigations on aeroacoustic characteristics inside cavities influenced by length-depth ratios at different Mach numbers[J]. Engineering Mechanics, 2011, 28(12): 221-225. (in Chinese)
- [10] 胡宁, 郝璇, 苏诚, 等. 基于分离涡模拟的起落架气动噪声研究[J]. 空气动力学学报, 2015, 33(1): 99-106.  
HU Ning, HAO Xuan, SU Cheng, et al. Aeroacoustic study of landing gear by detached eddy simulation[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2015, 33(1): 99-106. (in Chinese)
- [11] 徐康乐, 陈迎春, 江渊, 等. 基于相控麦克风阵列的民机主起落架气动噪声源识别技术研究[J]. 空气动力学学报, 2015, 33(4): 523-529.  
XU Kangle, CHEN Yingchun, JIANG Yuan, et al. Aerodynamic noise source detection for main landing gear based on phased microphone array technique[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2015, 33(4): 523-529. (in Chinese)
- [12] LI X, GAO J. Numerical simulation of the generation mechanism of axisymmetric supersonic jet screech tones[J]. Physics of Fluids, 2005, 17(8): 1-7.
- [13] 卢清华, 陈宝. 基于 LES 方法的增升装置气动噪声特性分析[J]. 空气动力学学报, 2016, 34(4): 448-455.  
LU Qinghua, CHEN Bao. Analysis of aeroacoustics characteristics of high lift device using LES method[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2016, 34(4): 448-455. (in Chinese)
- [14] SUN X, WANG X, DU L, et al. A new model for the prediction of turbofan noise with the effect of locally and non-locally reacting liners[J]. Journal of Sound and Vibration, 2008(1): 50-68.
- [15] TAM C K W. Jet noise: since 1952[J]. Theoretical and Computational Fluid Dynamics, 1998, 10(1): 393-405.
- [16] TAM C K W. Supersonic jet noise[J]. Annual Review of Fluid Mechanics, 1995, 27: 17-43.
- [17] SAMIMY M, ZAMAN K B M Q, REEDER M F. Effect of tabs on the flow and noise field of an axisymmetric jet[J]. AIAA Journal, 1993, 31(4): 609-619.
- [18] CALLENDER B, GUTMARK E, MARTENS S. Far-field acoustic investigation into chevron nozzle mechanisms and trends[J]. AIAA Journal, 2005, 43(1): 87-95.
- [19] TURNER T L, CABELL R H, CANO R J, et al. Development of a preliminary model-scale adaptive jet engine chevron[J]. AIAA Journal, 2008, 46(10): 2545-2557.
- [20] 何敬玉, 李晓东. 锯齿型喷口抑制热喷流噪声的实验研究[J]. 推进技术, 2015, 36(2): 167-174.  
HE Jingyu, LI Xiaodong. Investigation into hot jet noise reduction mechanisms of chevron nozzles[J]. Journal of Propulsion Technology, 2015, 36(2): 167-174. (in Chinese)
- [21] MORRIS P J, MC LAUGHLIN D K, KUO C W. Noise reduction in supersonic jets by nozzle fluidic inserts[J]. Journal of Sound and Vibration, 2013, 332(17): 3992-4003.
- [22] HENDERSON B. Fifty years of fluidic injection for jet noise reduction[J]. International Journal of Aeroacoustics, 2010, 9(2): 91-122.
- [23] 徐悦. 航空发动机尾喷流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 & Technology,



- 2011(2): 52-54. (in Chinese)
- [24] SAMIMY M, KIM J H, KASTNER J, et al. Active control of a Mach 0.9 jet for noise mitigation using plasma actuators[J]. *AIAA Journal*, 2007, 45(4): 890-901.
- [25] VISWANATHAN K, SHUR M, SPALART P R, et al. Flow and noise predictions for single and dual-stream beveled nozzles[J]. *AIAA Journal*, 2008, 46(3): 601-626.
- [26] VISWANATHAN K, SPALART P R, CZECH M J, et al. Tailored nozzles for jet plume control and noise reduction[J]. *AIAA Journal*, 2012, 50(1): 2115-2134.
- [27] MORGENSTERN J, NORSTRUD N, SOKHEY J, et al. Advanced concept studies for supersonic commercial transports entering service in the 2018 to 2020 period[C]//28th AIAA Applied Aerodynamics Conference. US: AIAA, 2013: 1-10.
- [28] 庄家煜, 李晓东. 喷流噪声控制方法实验研究[J]. *工程热物理学报*, 2008, 29(4): 587-590.  
ZHUANG Jiayu, LI Xiaodong. An experimental study of jet noise suppression methods[J]. *Journal of Engineering Thermophysics*, 2008, 29(4): 587-590. (in Chinese)
- [29] CALLENDER B, GUTMARK E, MARTENS S. Near-field investigation of chevron nozzle mechanisms[J]. *AIAA Journal*, 2008, 46(1): 36-45.
- [30] HENDERSON B, BRIDGES J, BRANCH A. An MDOE investigation of chevrons for supersonic jet noise reduction[C]//76th AIAA Aeroacoustics Conference. Sweden: AIAA, 2010: 1-18.
- [31] PANDA J, SEASHOLTZ R G. Experimental investigation of density fluctuations in high-speed jets and correlation with generated noise[J]. *Journal of Fluid Mechanics*, 2002, 450: 97-130.
- [32] PANDA J. Experimental investigation of turbulent density fluctuations and noise generation from heated jets[J]. *Journal of Fluid Mechanics*, 2007, 591: 73-96.
- [33] DrPhysics. Natural philosophy[EB/OL]. [2019-03-21]. <http://drphysics.com/>.
- [34] SIJTSMA P. Acoustic beamforming for the ranking of aircraft noise[EB/OL]. [2019-03-21]. <http://citeseerx.ist.psu.edu/viewdoc/download?doi=10.1.1.878.4016&rep=rep1&type=pdf>.
- [35] JORDAN P, COLONIUS T. Wave packets and turbulent jet noise[J]. *Annual Review of Fluid Mechanics*, 2012, 45: 173-195.
- [36] BILLINGSLEY J, KINNS R. The acoustic telescope[J]. *Journal of Sound and Vibration*, 1976, 48(4): 485-510.
- [37] FISHER M J, HARPER-BOURNE M, GLEGG S A L. Jet engine source location: the polar correlation technique[J]. *Journal of Sound and Vibration*, 1977, 41(1): 23-54.
- [38] PAPAMOSCHOU D, MORRIS P J, MC LAUGHLIN D K. Beamformed flow-acoustic correlations in a supersonic jet[J]. *AIAA Journal*, 2010, 48(10): 2445-2453.
- [39] HOWELL G P, BRADLEY A J, MC CORMIC M A, et al. De-dopplerization and acoustic imaging of aircraft fly-over noise measurements[J]. *Journal of Sound and Vibration*, 1986(1): 151-167.
- [40] AHLEFELDT T. Microphone array measurement in European transonic wind tunnel at flight Reynolds numbers[J]. *AIAA Journal*, 2016, 55(1): 1-13.
- [41] FFWCS-WILLIAMS J E. *Noise mechanisms*[M]. US: Springer, 1974.
- [42] DU Y, MORRIS P J. The separation of radiating and non-radiating near-field pressure fluctuations in supersonic jets[J]. *Journal of Sound and Vibration*, 2015(2): 172-187.
- [43] FREUND J. Turbulent jet noise: shear noise, self-noise, and entropic contributions[C]//8th AIAA Aeroacoustics Conference and Exhibit. US: AIAA, 2002: 2002-2423.
- [44] LIGHTHILL M J. On sound generated aerodynamically I: general theory[J]. *Proceedings of Research Society*, 1952, 222: 564-587.
- [45] LIGHTHILL M J. On sound generated aerodynamically II: turbulence as a source of sound[J]. *Proceedings of Research Society*, 1954, 224: 1-32.
- [46] PHILLIPS O M. On the generation of sound by supersonic turbulent shear flows[J]. *Journal of Fluid Mechanics*, 1960, 9(1): 1-28.
- [47] FFWCS-WILLIAMS J E, HAWKINGS D L. Sound generated by turbulence and surfaces in arbitrary motion[J]. *Philosophical Transactions of the Royal Society of London*, 1969, 264(1): 321-342.
- [48] LILLEY G M. On the noise from jets[C]//1974 Noise Mechanisms Conference. US: [s. n.], 1974: 1-7.
- [49] GOLDSTEIN M E. A generalized acoustic analogy[J]. *Journal of Fluid Mechanics*, 2003, 488: 315-333.
- [50] GOLDSTEIN M E. On identifying the true sources of aerodynamic sound[J]. *Journal of Fluid Mechanics*, 2005, 526: 337-347.
- [51] SINAYOKO S, AGARWAL A, HU Z. Flow decomposition and aerodynamic sound generation[J]. *Journal of Fluid Mechanics*, 2011, 668: 335-350.
- [52] FEDORCHENKO A T. On some fundamental flaws in present aeroacoustic theory[J]. *Journal of Sound and Vibration*, 2000, 232: 719-782.
- [53] BLOKHINTSEV D I. *Acoustics of a nonhomogeneous moving medium*[R]. [S. l.]: NACA Technical Memorandums, 1946.
- [54] BASTIN F, LAFON P, CANDEL S. Computation of jet mixing noise due to coherent structures: the plane jet case[J]. *Journal of Fluid Mechanics*, 1997, 335: 261-304.
- [55] MORRIS P J, FARASSAT F. Acoustic analogy and alternative theories for jet noise prediction[J]. *AIAA Journal*, 2002, 40(4): 671-680.
- [56] MORRIS P, MILLER S A E. Prediction of broadband shock-associated noise using reynolds-averaged navier-

- ation of resistance of fracture capacity for SUS304L of liquefied natural gas insulation system under cryogenic temperatures using ABAQUS user-defined material subroutine[J]. *Materials and Design*, 2013, 50: 522-532.
- [40] LILJEDAHL C D M, FITZPATRICK M E, ZAN-ELLATO O, et al. Effect of temperature on the residual stresses in an integral structure with a crack-retarding patch[J]. *Strain*, 2011, 27: 293-298.
- [41] DAS P, SINGH I V, JAYAGANTHAN R. Crack growth simulation of bulk and ultrafine grained 7075 Al alloy by XFEM[J]. *International Journal of Materials and Product Technology*, 2012, 44(4): 252-276.
- [42] MANJUNATH G L, SURENDRAN S. Dynamic fracture toughness of aluminium 6063 with multilayer composite patching at lower temperatures [J]. *Ships and Offshore Structures*, 2013, 8(2): 163-175.
- [43] TRANTINA G G, JOHNSON C A. Probabilistic defect size analysis using fatigue and cyclic crack growth rate data: ASTM-STP798[R]. [S.l.]: ASTM, 1983.
- [44] WALKER E K. The effect of stress ratio during crack propagation and fatigue for 2024-T3 and 7075-T6 aluminum: ASTM-STP462[R]. [S.l.]: ASTM, 1970.

#### 作者简介:

刘牧东(1990—),男,博士,工程师。主要研究方向:直升机结构疲劳和损伤容限设计。

(编辑:丛艳娟)

#### (上接第 9 页)

- stokes computational fluid dynamics[J]. *AIAA Journal*, 2010, 48(4): 2931-2944.
- [57] HARDIN J C, POPE D S. An acoustic/viscous splitting technique for computational aeroacoustics[J]. *Theoretical and Computational Fluid Dynamics*, 1994, 6: 323-340.
- [58] SEO J H, MOON Y J. Perturbed compressible equations for aeroacoustic noise prediction at low Mach numbers [J]. *AIAA Journal*, 2005, 43(6): 1716-1724.
- [59] DE ROECK W, BAELMANS M, DESMET W. Aerodynamic/acoustic splitting technique for computation aeroacoustics applications at low-Mach numbers[J]. *AIAA Journal*, 2008, 46(3): 463-475.
- [60] HILEMAN J I, THUROW B S, CARABALLO E J, et al. Large-scale structure evolution and sound emission in high-speed jets: real-time visualization with simultaneous acoustic measurements[J]. *Journal of Fluid Mechanics*, 2005, 544: 277.
- [61] KOPIEV V F, BELYAEV I V, FARANOSOV G A, et al. Adaptation of the azimuthal decomposition technique to jet noise measurements of an aircraft engine in the ground tests [C] // 21st AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference. US: AIAA, 2015: 1-21.
- [62] GOLDSTEIN M E. A generalized acoustic analogy [J]. *Journal of Fluid Mechanics*, 2003, 488: 315-333.

#### 作者简介:

翟超慧(1995—),女,硕士研究生。主要研究方向:计算声学。  
刘妍琛(1994—),女,硕士研究生。主要研究方向:流动稳定性。  
杜永乐(1979—),男,博士,副教授。主要研究方向:计算流体力学、气动声学、流动稳定性。

(编辑:丛艳娟)