

# 航空发动机尾喷流微喷降噪技术研究进展\*

## Research Progress on Aeroengine Jet Noise Reduction by Microjet

徐悦 / 中国航空研究院航空数值模拟技术研究应用中心

**摘要:** 微喷降噪技术是最具潜力的航空发动机尾喷流气动噪声主动控制技术之一。本文回顾了采用微喷流进行航空发动机尾喷流降噪的国内外研究进展, 阐述了微喷降噪技术的未来发展趋势。

**关键词:** 航空发动机; 尾喷流; 噪声控制; 微喷流

**Keywords:** aeroengine; jet; noise suppression; microjet

### 0 引言

尾喷流气动噪声是航空发动机最主要的噪声源之一, 尤其是在飞机起飞和降落过程中, 尾喷流噪声是影响飞机适航性和舱内舒适性的关键因素。目前, 喷流噪声抑制技术的研究已经取得了较大的进展。如在发动机尾缘处采用chevron型喷口等已成功应用于空客A380和波音787飞机的设计中。但此类被动控制技术存在一个突出的缺点, 即当尾喷流噪声不是主要噪声源(如巡航

状态)时, 特殊的喷口型面会产生推力损失, 从而降低发动机的工作性能。微喷降噪技术是近年来逐渐得到重视的喷流噪声主动控制技术, 它是使微喷流和发动机尾气发生强烈的耦合作用, 使射流波系, 尤其是湍流混合区结构发生显著变化, 从而改变噪声场特性, 达到降噪的目的, 微喷降噪系统的示意图见图1。相对于被动控制技术, 微喷降噪技术的优势是能够灵活控制微喷流的施加时机, 避免不必要的发动机性能下降。

### 1 国外研究发展历程

在过去50年中, 为了有效抑制尾喷流气动噪声源, 各国研究人员开展了大量微喷降噪的研究工作。在喷流气动噪声的早期研究中, 由于微喷降噪能够迅速降低喷流的速度和温度, 并能够改变喷流速度场的分布, 因此很快就展现出强大的吸引力。按时间顺序, 微喷降噪研究可分为如下三个发展阶段:

#### 1.1 20世纪50~60年代

1952~1960年, 微喷降噪技术处于

还很难达到, 除了前面提到的计算时间的问题外, 还有一个重要的原因就是CFD的鲁棒性。鲁棒性要求CFD对任何构型都能够给出满意的结果, 包括复杂外形的网格生成和计算两个方面。目前来看, 针对翼型和翼身组合体的计算程序和软件发展得相对比较成熟, 但是针对全机构型特别是三维增升装置, CFD还很难准确给出自动的网格生成和流场求解, 以及给出准确的气动力计算结果, 因此完善CFD的鲁棒性也是今后CFD发展的一个重要方向。

### 3 结论

本文简述了气动优化设计发展的

一些情况, 并简要说明了其与CFD的关系, 最后提出了气动优化设计对CFD的需求, 即需要CFD求解问题时具有较高的效率、具有较高的精确性、具有较强的鲁棒性, 为今后CFD和气动优化设计的发展提供一些参考。

AST

### 参考文献

- [1] 方宝瑞主编. 飞机气动布局设计[M]. 北京: 航空工业出版社.
- [2] F.T.Johnson, E.N.Tinoco, N.J.Yu. Thirty years of development and application of CFD at Boeing commercial airplanes [R]. AIAA, 2003-3439.
- [3] Song Wenping, Xu Ruifei, Han

Zhonghua. Study on the improved Kriging-based optimization method for aerodynamic design [C]. 27th Congress of the International Council of the Aeronautical sciences Nice France, September 2010.

[4] 熊俊涛, 乔志德, 韩忠华. 基于响应面法的跨声速机翼气动优化设计[J]. 航空学报, 2006, 27(3).

[5] 许瑞飞. 基于近似技术的翼型气动优化设计方法研究[D]. 西北工业大学硕士论文, 2010.

### 作者简介:

许瑞飞, 助理工程师, 主要从事气动力计算和设计的相关技术研究。

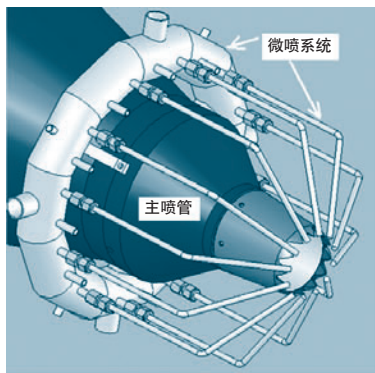


图1 微喷降噪系统示意图



图2 微喷降噪试验

初始研究阶段,人们刚刚开始了解喷流气动噪声产生的原理以及如何进行气动噪声控制。1952年,Lighthill提出了经典的噪声强度与速度的八次方定律<sup>[1]</sup>。在此基础上,Powell指出喷流速度的变化对辐射噪声的影响,首次提出了可以采用微喷技术改变喷流速度分布,从而降低喷流气动噪声<sup>[2]</sup>。

最早的微喷降噪试验之一是1958年美国Langley研究中心的Kurbjun等人在喷气式发动机上进行的喷水降噪试验<sup>[3]</sup>,图2所示为包括发动机和微喷水系统在内的试验现场。在该试验中,由于是一个独立的环形喷水设备安装在喷气发动机尾喷口之后,所以不能安装到飞机上,而且试验结果发现喷水只对降低低频噪声有效。

这一时期的研究工作由于普遍采用大量水作为工作介质,喷流降噪系统无法安装到飞机上,用于飞行使用。因此,当时认为在飞机上采用喷流降噪技术并无发展前景。

## 1.2 20世纪70~80年代

在此期间,由于技术手段并没有根本性的改进,所以微喷降噪技术研究进展仍然十分有限。随着超声速运输计划的实施,研究重点集中到了飞行状态的高速喷流气动噪声降噪技术

的研究上。这一阶段还开展了一些流体喷射对尾喷流速度场影响的初步研究,这些工作为后续的微喷降噪的机理研究奠定了基础。

70年代初,利用微喷技术改变喷流速度场分布的理论研究在一定程度上得到了拓展,确定了喷流低噪声辐射的最优化速度分布,但是没能建立起微喷系统参数和喷射后的喷流速度场之间的关系<sup>[4]</sup>。另外,由于微喷系统和花瓣式尾喷口都能够强化尾喷流的混合,于是有人尝试用这两种降噪方法作用下的尾喷流特性之间的关系定义最优化的低噪声流场特性<sup>[5]</sup>。此外还有研究结果认为,必须采用大流率的喷射流体工作介质才能够获得比花瓣尾喷口更好的降噪效果,因此在实际的飞机上使用微喷降噪技术仍然缺乏足够的吸引力。

## 1.3 20世纪90年代至今

随着计算流体力学分析方法以及粒子图像测速仪、相控阵技术等的应用,90年代中后期至今,人们对尾喷流流场特性、喷射混合过程及微喷降噪效果等都有了更充分的理解。

这一阶段研究表明,由于飞机可携带的水量有限,质量流率比只能控制在远低于100%的水平,同时有效降低喷

流噪声就必须使用大流率的水,因此通过喷水进行飞行中的降噪不太可行。相比而言,在飞机上有可能使用压缩机引射气体作为飞机上的喷射介质,而空气的喷射质量流率远远小于水,所以到目前为止,针对飞行中降噪的大多数研究都集中于气体喷射(主要为空气)。

微喷流对喷流气动噪声的影响取决于微喷嘴的布局、性能参数、目标噪声源的特性以及主喷流的类型。90年代以来的大量研究工作目标研究微喷嘴的构型、尺寸、入射角、偏转角、压力、动量通量以及流速等对辐射喷流噪声的影响。针对亚声速和超声速状态下的单喷管流动及内外涵道流动的微喷降噪研究也取得了初步的成果,总结出了降噪程度和主要影响噪声辐射的喷射参数之间的部分关联关系<sup>[6]</sup>。

由于各国采用的喷流参数和试验条件的差异,很难笼统概括出流场变化和声辐射变化的统一规律。另外,将流场和声测量相结合的研究开展得很少,还很难充分理解气态喷流对喷流噪声的影响以及建立流场和声学特性之间的关联。时至今日,人们对微喷降噪技术的机理、方法等方面的理解总体上仍然非常有限。

## 2 国内研究现状

近年来,我国开始重视发动机尾喷流的噪声控制问题,尤其在微喷降噪方面的研究还处于起步阶段,参与的研究人员和取得的成果都有限。徐悦等人应用模型实验方法开展了一定数量的喷流噪声控制实验,对超声速射流的噪声辐射特性和微喷降噪效果进行了初步的评估<sup>[7]</sup>,并在理论方面修正了Kandula喷射降噪机理模型,得到了微喷系统和燃气的质量流率比的最优值<sup>[8]</sup>。

\*国家自然科学基金资助项目 (10904178)

### 3 微喷降噪技术的发展趋势

#### 3.1 主动与被动控制技术相结合

随着以微喷降噪为代表的尾喷流气动噪声主动控制技术的日趋完善,把主动和被动控制技术集成到一套降噪系统下,实现飞机在整个飞行过程中的综合降噪,已成为目前的前沿研究领域之一。主动、被动控制技术综合应用具有诸多优势:当对飞行性能的要求高于噪声要求时,可以暂时停止主动控制;在巡航状态下如果需要考虑降低机上人员的接收噪声,就可以采用主动与被动控制技术相结合,实现少量的降噪;在起飞、降落等特定时段采用主动技术,而在整个飞行过程中采用被动技术。主动、被动控制技术的综合应用可避免单一使用被动技术带来的发动机推力损失,并最大程度发挥主动控制技术的灵活性。

#### 3.2 数值模拟技术在微喷降噪中的应用

随着计算机技术的飞速发展,计算流体动力学、数值计算声学等先进的计算机仿真方法被引入微喷降噪技术的研究中。采用数值模拟技术能够在大型计算机集群上真实再现微喷流与发动机尾喷流相互作用的复杂耦合过程,观测到普通物理试验无法获得的复杂流动和声学现象,更好地探寻和掌握微喷降噪技术的工作机理。从工程应用的角度看,数值模拟技术可节约大量的研发成本,缩短研发周期,为短时间内将微喷降噪技术装备于型号发动机提供了最为有效的技术途径之一。

目前,除了美国、俄罗斯、法国等国开展了微喷降噪的数值模拟研究外,中国航空研究院航空数值模拟技术研究应用中心也已经展开了初步的探索。

#### 3.3 向型号发动机的技术转移

经过多年的研究和努力,世界各国

已经开展了大量微喷降噪技术研究工作,然而目前所取得的研究成果绝大部分仅限于高速单喷管尾喷流的微喷降噪机理研究。

随着微喷降噪理论的日趋完善,将微喷降噪技术应用于型号发动机的时机已经到来。如美国辛辛那提大学从2007年就联合GE全球研究中心,开始在亚声速涡轮风扇发动机缩比模型上进行微喷降噪技术的试验研究<sup>[9]</sup>。随着研究重点向航空工程应用的转移,预计在3~5年内,微喷降噪技术有可能实现在型号发动机上的装备。

#### 3.4 民技军用的转化

多年来,微喷降噪技术的研究主要集中在民用飞机的适航性。然而,高性能战斗机的发动机尾喷流具有明显的超声速特性。有效降低超声速喷流噪声,改善航线工作人员工作条件也成为了最迫切的目标。

微喷降噪的民技军用近一两年刚刚起步。以美国海军研究实验室为代表的军方开展了初步的研究工作<sup>[10]</sup>,主要对超声速流动的噪声源特性进行了系统的解读,尤其是区别于亚声速流动的宽带激波噪声、啸音的发声原理、传播特性等进行了系统的研究,初步获得了微喷降噪的规律性结论。

### 4 结束语

随着全球化的发展和绿色航空概念的推广,未来对飞机适航性和舱内舒适性的要求将会越来越严格,如何发展更为有效的航空噪声控制技术,必须得到航空从业者的高度重视。

AST

#### 参考文献

[1] Lighthill, M. J. On sound generated aerodynamically[C]. Proc. Roy. Soc.A.211, 1952.

[2] Powell, A. The influence of the exit velocity profile on the noise of a jet[C]. Aero. Quart. IV, 1954.

[3] Kurbjun, M. C. Limited investigation of noise suppression by injection of water into exhaust of afterburning jet engine[R]. NACA RML57L05, 1958.

[4] Mel'nikov, B. N., Tokarev, V. I., Shmakov, I. P. Snizhenie shuma turbulento strui metodom vduva vtorichnogo vozdukha[R]. Samoletostroenie i Tekhnika Vozdushnogo Flota, No.18, Translated as NASA TTF-13,667, 1971.

[5] Davis, M. R. Variable control of jet decay [J]. AIAA, 1982, 20(5).

[6] Brenda Henderson. Fifty years of fluidic injection for jet noise reduction [J]. International J. of Aeroacoustics, volume 9 • number 1 & 2, 2010.

[7] 刘占卿, 徐悦. 火箭发动机气动噪声辐射特性实验研究[J]. 宇航学报, 2009, 30(4).

[8] 徐悦. 火箭发动机喷水燃气射流降噪研究[J]. 航空动力学报, 2010, 25(4).

[9] Seth M. Harrison, Olaf H. Rask, Ephraim J. Gutmark. Jet noise reductions by fluidically enhanced chevrons on separate flow exhaust systems[R]. AIAA, 2009-850.

[10] Junhui Liu, K. Kailasanath. Fluidic injection for noise reduction of a supersonic jet from a practical C-D nozzle[R]. AIAA, 2010-4028.

#### 作者简介:

徐悦, 博士, 高级工程师, 主要从事航空噪声数值模拟与控制技术研究。