

# 流体振荡器：一种有前途的非稳态激励器

## Fluidic Oscillator : a Promising Unsteady Actuator

■ 王士奇 / 中国航发研究院

现代飞行器设计向着隐身、高机动、飞发一体的方向飞速发展，航空发动机也向着超高推重比、超高增压比、超高推进效率的方向快速演进，传统的被动式控制手段已经难以满足未来发展的需求，而基于流体振荡器的主动流动控制技术已显示出相当的潜力，极可能成为未来航空航天及空气动力学的重大突破性技术。

主动流动控制技术已经被证明能够显著降低流动阻力、提高升力、增强掺混、降低噪声，并提升经济性和舒适性，因此在新型飞行器及其动力的发展中具有广阔的应用前景。主动流动控制需要通过特定形式的激励器来引入外界扰动和能量注入，与稳态吹气/吸气方法相比，基于周期性非稳态激励的主动流动控制方法效率更高，以附加动量系数来计算，其效率可以提升两个数量级，这一点已在各领域的应用研究中得到了验证。这些周期性非稳态的扰动由各种激励器产生，比较典型的激励器有合成射流激励器、等离子体激励器等。航空器，特别是航空发动机的工作条件恶劣，不仅所需的激励能量高，对零部件的可靠性要求也极高，结构简单、可靠性高且控制效率高的激励器成为非稳态流动控制推向应用的基础。

### 流体振荡器的概况

流体振荡器起源于20世纪60年代，刚开始是作为流体逻辑部件中的放大器，由于其振荡频率和流量有直接关系，所以也被广泛用作流量计。

近年来，对流体振荡器的研究主要集中在作为流动控制激励器的应用方面。

流体振荡器产生的振荡射流完全依靠其自身内部的流体特性，在稳态的进口压力下，即可在出口产生自激发、自维持的振荡射流，不含任何活动部件或电磁部件，因此，与合成射流、等离子体等传统非稳态激励器相比，具有可靠性高、安全性高、鲁棒性高、抗电磁干扰能力强的优势（见表1）。另外，由于其工作速度快（亚声速到超声速）、频带宽（几十到几千赫兹）、尺寸小（毫米级），因此，将其内部流道与流动边界结构一体化设计后，只

产生极低的附加质量。总的来说，流体振荡器能够以被动控制的结构形式，实现非稳态主动激励的控制收益。

目前，基于非稳态激励的主动流动控制技术转向实际应用的障碍主要在于飞行器、航空发动机等应用场景中的高速、高温的恶劣使用环境、极高可靠性/安全性的使用要求以及轻质、高效的设计需求。但是，通过将流体振荡器与现有飞机/发动机部件进行一体化设计，并利用发动机内的高压气源，就能够克服以上障碍，从而解决主动流动控制技术应用的可靠性和安全性问题，加速主动流动控制技术在飞机和发动机中的工程应用。

表1 流体振荡器与其他类型流动控制激励器的特性对比

分类	激励器类型	控制效率			可靠性/安全性		
		气源消耗	速度范围	频率范围	活动部件	电磁部件	
稳态激励	稳态抽气/吹气	大	宽	—	无	无	
非稳态激励	传统激励器	电磁阀控制脉冲	小	宽	窄	有	有
	合成射流激励器	无	窄	宽	有	有/无	
	等离子体激励器	无	窄	宽	无	有	
	新型激励器	流体振荡激励器	小	宽	宽	无	无

\* 基金项目：先进航空动力创新工作站（HKCX2019-01-016、HKCX2020-02-028）；航空动力基金（6141B09050399）

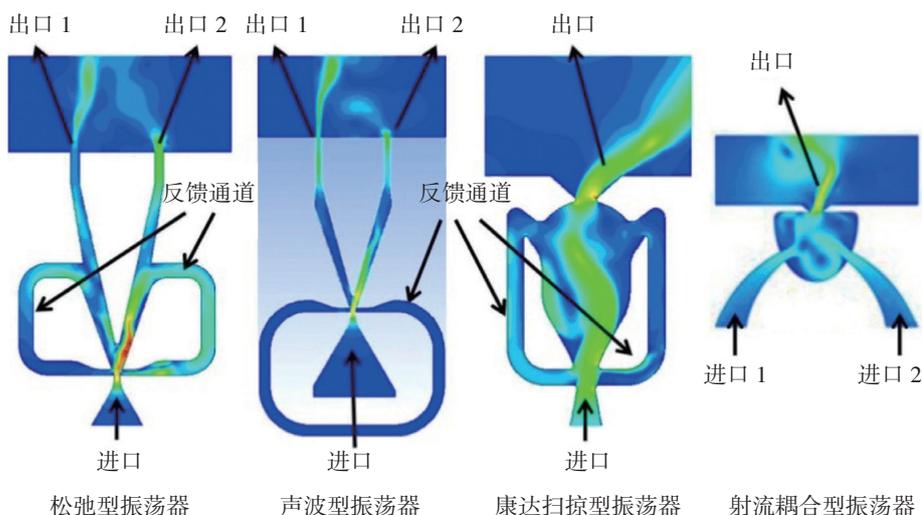


图1 4种不同构型的流体振荡器

松弛型和声波型振荡器含有两个出口，在稳态的进口条件下，每个出口处都沿出口通道方向形成了脉冲式的振荡射流，即射流的方向不变，其射流速度大小发生周期性变化。而康达扫掠型和射流耦合型振荡器只有一个出口，在稳态的进口条件下，主流动在出口处的速度绝对值不发生变化，但是其方向在一定的角度范围内以一定的频率摆动，形成扫掠式的振荡射流。典型康达扫掠型流体振荡器的内部流动自激偏转过程如图3所示，其内部有两个反馈通道，流体进口沿向上方向进入，由于康达效应，主流靠着隔板壁面流动，由于出口喷孔的限流作用，部分流体进反馈通道回流至控制喉道，填充了分离泡，促使分离泡不断长大，从而将主流推向另一反馈通道，周而复始，在喷孔处形成了扫掠式振荡射流。

### 流体振荡器的研究现状

自2004年起，美国先进流体公司就开始联合伊利诺伊大学和普渡大学，首先将流体振荡器应用于主动流动控制领域。随后，GE公司德国研究中心、以色列特拉维夫大学、法国图卢兹大学等研究机构相继进行了

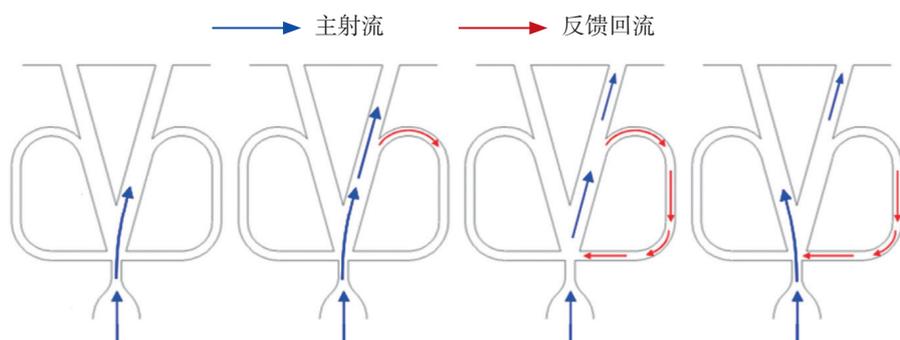


图2 松弛型流体振荡器以及其主流切换过程

### 流体振荡器的分类和工作原理

根据产生射流类型的不同，流体振荡器可以分为两大类：一类为脉冲射流振荡器，另一类为扫掠射流振荡器。根据其控制射流振荡过程的原理不同，流体振荡器又可以分为松弛型振荡器、声波型振荡器、康达扫掠型振荡器和射流耦合型振荡器，分别如图1所示。

松弛型、声波型和康达扫掠型振荡器均只有一股进口的主射流，其工作原理都是依靠射流的康达效应，主射流失稳后贴向侧壁，部分流体又通过反馈通道，最终重新作用到主射流上，并使其产生振荡现

象，如图2所示。而射流耦合型振荡器具有两股进口射流，这两股射流在耦合腔内经过复杂的耦合掺混过程后，在唯一的出口处形成振荡射流。

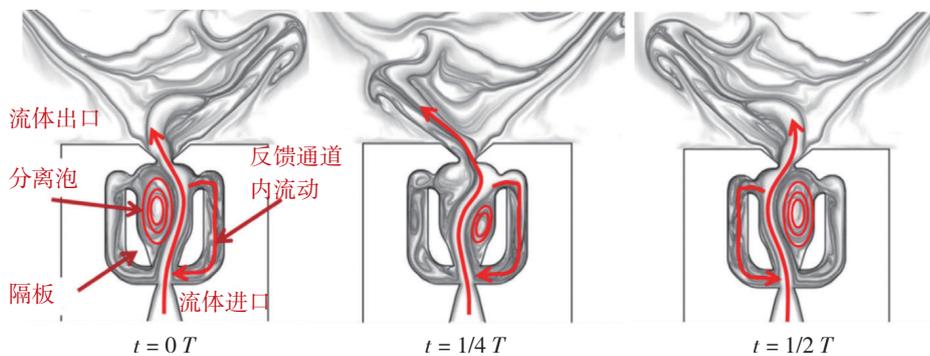


图3 扫掠式流体振荡器周期性流动

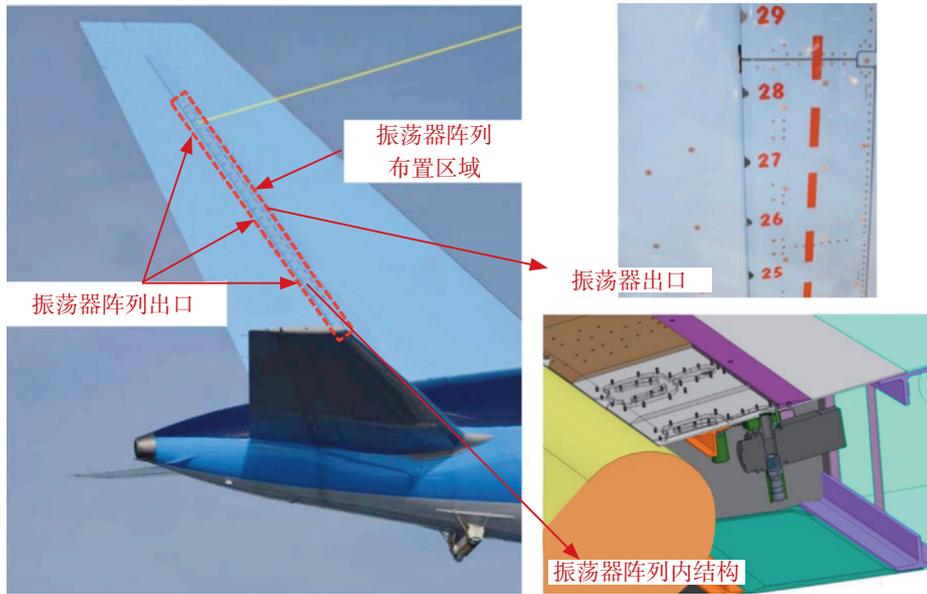


图4 流体振荡器阵列在波音757垂直尾翼方向舵上的飞行测试

不同构型流体振荡器的相关基础性研究。2012年，在美国国家航空航天局（NASA）兰利研究中心介入相关的研究工作之后，流体振荡器的应用发展研究进入了快车道。2015年，波音公司联合NASA将流体振荡器阵列应用于波音757飞机的垂尾舵面控制，并成功进行了飞行试验，如图4所示。2019年，佐治亚理工大学将流体振荡器应用于控制S形进气道内部的高亚声速和跨声速分离流动。2020年，北大西洋公约组织（北约）的AVT239项目将流体振荡器应

用于无舵面无人飞行器MAGMA的襟翼前缘激励，并进行了飞行试验。以上应用研究均验证了流体振荡器作为高效、高可靠性主动控制激励器的应用发展潜力。

### 流体振荡器在航空发动机的应用前景

航空发动机存在着大量流动分离现象，如S形进气道内的流动分离，压气机和涡轮内的角区分离、吸力面分离流动和叶顶间隙泄漏流动，压气机中介机匣内的流动分离等，这

些流动分离现象降低了发动机的整体效率和工作稳定性，限制了燃气涡轮发动机性能的进一步提升。采用主动流动控制技术，能够进一步提高燃气涡轮发动机的设计性能和使用性能，提高压比和效率，大幅改善稳定工作范围，同时降低燃油消耗。

在先进航空动力创新工作站的支持下，自2020年开始，中国航发研究院联合多家科研单位，初步探索了流体振荡器在航空发动机多种部件上的应用可行性。例如，将流体振荡器用于控制大折转角S形流道内的分离流动，在 $Ma0.4$ 的进口工况条件下，使用0.6%的激励流量，就使出口截面处的总压损失和总压畸变减小了20%左右，如图5所示；将流体振荡器用于控制压气机静子角区分离、转子叶顶二次分离流动，从而探索实现压气机主动扩稳的新途径，如图6所示；将流体振荡器用于控制涡轮叶片的吸力面分离，可以有效改善涡轮叶片在非设计点时的分离特性，如图7所示；将流体振荡器用于控制气动矢量喷管的气流偏转，相比传统的直射流，可使消耗的激励流量降低50%，如图8所示。

同时，利用流体振荡器产生的非稳态射流，能够有效提高喷射介

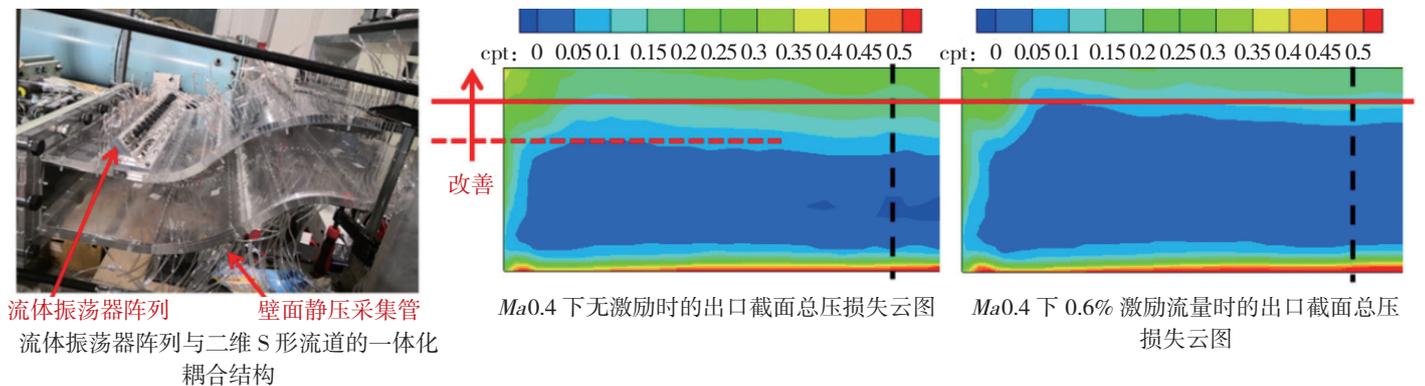


图5 流体振荡器用于控制大折转角S形流道内的分离流动



流体振荡器与平面叶栅端壁的一体化耦合结构 流体振荡器与转子机匣的一体化耦合结构

图6 流体振荡器用于压气机主动扩稳

质与环境流体的掺混作用，因此除了流动控制领域，将流体振荡器作为一种新型燃料喷射装置，通过高频非稳态喷射，可以有效提高燃料的空间散布均匀度，如图9所示。基于此，中国航发研究院还率先提出并探索了此新型燃料喷射装置在航空发动机主燃烧室和加力及冲压燃烧室内的应用方案。

### 结束语

流体振荡器能够以被动控制的结构形式，获得主动控制的收益，且其控制高亚声速、跨声速分离流动的应用潜力已经得到了验证，有望成为促进主动流动控制技术从实验室走向工程应用的关键技术之一。鉴于基于流体振荡器的主动流动控制技术对航空发动机各主要部件的设计可能带来

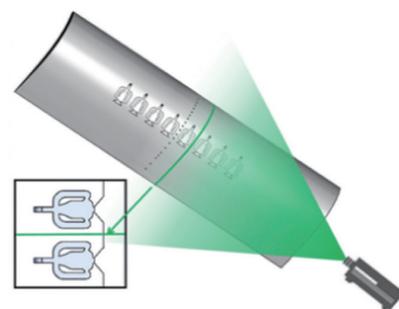


图7 流体振荡器与低压涡轮的一体化耦合结构

的重大影响，有必要全面探索流体振荡器在航空发动机各个部件中应用潜力，形成针对航空发动机高速、高温、复杂流动环境下的微型流体振荡器设计能力，甄别有较大应用前景的研究方向，推动基于流体振荡器的主动流动控制在航空发动机的应用实现。

**航空动力**

(王士奇，中国航发研究院，高级工程师，从事航空发动机总体性能工作)



流体振荡器与二维气动矢量喷管的一体化耦合结构

新型气动矢量喷管测试

射流矢量偏转的纹影效果图

图8 将流体振荡器用于控制气动矢量喷管的气流偏转



新型燃料喷射装置产生的平均液雾场

新型燃料喷射装置产生的瞬态液雾场

图9 新型燃料喷射装置

### 参考文献

- [1] Smith D R , Warsop C . Nato avt-239 task group: innovative control effectors for manoeuvring of air vehicles -introduction and overview[C]// AIAA Scitech 2019 Forum, 2019.
- [2] Wozidlo R , Ostermann F , Schmidt H J . Fundamental properties of fluidic oscillators for flow control applications[J]. AIAA Journal, 2019, 57(3):978-992.
- [3] Lin J C , Andino M Y , Alexander M G , et al. An overview of active flow control enhanced vertical tail technology development[C]// AIAA Aerospace Sciences Meeting, 2015.
- [4] Gregory J , Tomac M N. A review of fluidic oscillator development[C]// 43rd Fluid Dynamics Conference, 2013.