第 29 卷 第 2 期
1999 年 5 月 25 日

力 学 进 展
ADVANCES IN MECHANICS

Vol. 29 No. 2
May 25, 1999

分离流动激振控制的实验研究 *

董宇飞[1,2] 魏中磊[1]

[1] 北京大学湍流国家重点实验室, 北京 100871

[2] 中科院力学所, 北京 100080

摘 要 综述了二维后向台阶、翼型以及轴墩称钝体等典型分离流动激振控制的实验研究. 分析了激振控制分离流动的作用机理, 得到了一个具有普适性的最佳激振频率范围. 另外, 介绍了目前常用的激振手段, 并对其发展方向进行了展望.

关键词 分离流动, 剪切层, 激振, 控制

1 引 言

1948 年, Schubauer & Skcramstad[1]研究平板边界层时发现, 适当频率和强度的声波可以增强边界层动量交换, 改变转捩过程. 这是利用激振方法改变流场结构的最早工作之一. 当时, 这项工作并没有引起人们的重视, 在很长一段时间里, 激振仅仅被作为研究转捩过程的辅助手段[2,3], 并没有形成用其控制流动的思想.

70 年代初期, Brown & Roshko[4]发现二元湍流混合层中存在有大尺度拟序结构. 这些大尺度的拟序结构在湍流动量交换和能量交换中起着重要作用. Oster[5]以及 Wygnanski[6]等人在混合层中引入非定常扰动, 发现一定的扰动下, 混合层大尺度结构更加明显, 流动混合增强. Ho C. M. 等[7,8]仔细分析了其中的原因, 指出, 混合作用的增强是激振促进自由剪切层中二维展向涡配对融合的结果. 通过对自由剪切层的研究, 人们逐渐认识到激振控制湍流运动的潜力, 并将其用于分离流动等复杂流动的控制.

流体从固壁表面分离在许多流动结构中都是不可避免的. 尽管分离流动可以提高热量质量的传输以及混合的效率, 但由于它的非定常性, 往往造成流体机械以及飞行器性能恶化, 效率降低. 因此, 加深对分离流动物理过程的认识, 发展分离流动的控制技术, 一直是广大科学工作者关注的焦点课题. 由此发展起来的非定常激振技术表现出很强的应用潜力. 与其它方法相比, 激振具有下列特点: (1) 着眼于处理湍流结构; (2) 利用较少的能量达到控制分离的目的; (3) 通过控制分离旋涡的发展改善流体机械性能, 提高效率.

目前, 常用的激振控制手段有以下几种: 周期性吸吹气[9,10], 条带加热[11], 机械振动[12~18], 声激励[19~31].

收稿日期: 1997-03-13, 修回日期: 1998-06-08

*国家自然科学基金资助项目

© 1994-2010 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved. http://www.cnki.net

经过科研工作者多年的努力，采用激振手段控制分离流动已成功地运用于许多领域. 本文将对几种典型分离流动激振控制的实验研究进行综述，并介绍作者的一些工作.

2 典型分离流动激振控制的实验研究

2.1 二维后向台阶

Roos 首先研究了振动平片对后向台阶分离再附剪切层中大涡结构的影响[12]. 如图 1 所示，振动片安装在分离点附近，其产生的非定常激振（振幅小于上游附面层厚度的 1 %）可以控制流体的运动. 激振作用下，分离再附剪切层的结构发生了改变. 剪切层中流体的湍流度大大增强，涡的形成加速，分离泡的再附长度大大减小（约 1，2 个台阶高）. 激振对平均速度剖面有副作用，特别是在湍流分离的情况下，激振效果更明显. 当激振频率等于剪切层不稳定频率时激振效果最佳，再附长度 X_r 缩短了 1/3 左右. 激振对层流剪切层和充分发展湍流剪切层有类似的控制效果. 但在转捩区，由于层流分离和湍流分离交替发生，两种剪切层不稳定频率不同，所以激振效果较差.

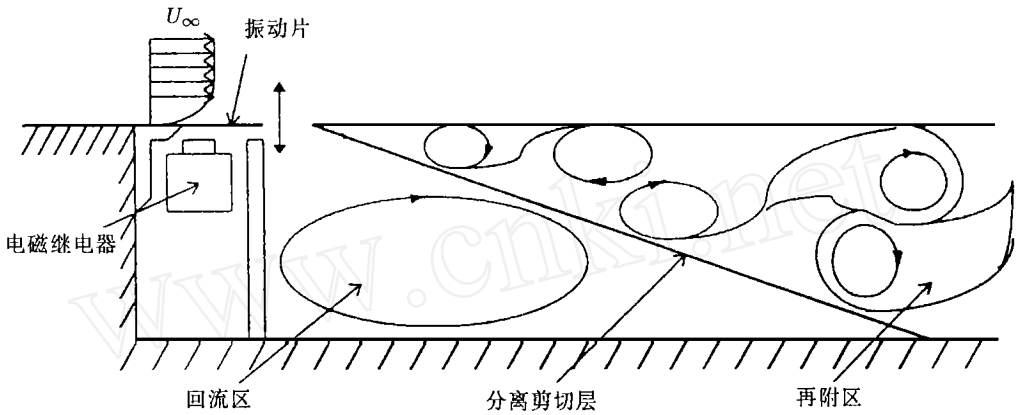

图 1 平片振动控制后向台阶分离流动[12]

Bhattacharigee 等[19]采用声激励手段控制后向台阶分离再附剪切层的演化发展(图 2). 实验发现,激振明显改变了分离剪切层内涡之间的相互作用. 用与离散小涡的通过频率相同的声波与分离涡层共振,可以促进配对过程,增大涡层散布而缩短再附长度. 当激振频率 St 为 0.2 ～ 0.4 时,分离剪切层的发展演化速度大大加快. 该 St 数频率与自然状态下观察到的平面混合层的

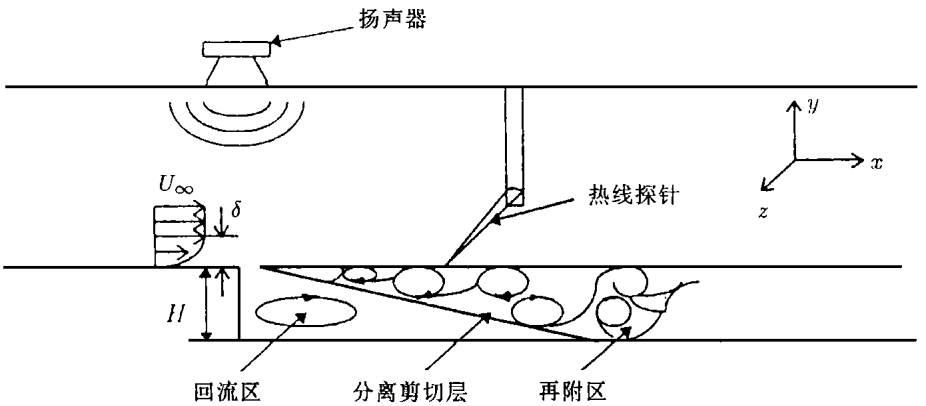

图 2 声激励控制后向台阶分离流动[10]

频率相近. 无量纲最佳激振控制频率在很宽一段 Re 数范围内不变表明激振机制与流动条件和

© 1994-2010 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved. http://www.cnki.net

边界层性质无关. 激振状态下,平均速度剖面变化加快,湍流脉动加大,再附长度减小 10 %. 他们估计采用别的激振手段可能使再附区减小得更多.

Katz 等[32]通过实验证明了湍流分离下可获得与层流分离相同的激振控制效果,否定了激振主要依靠控制转捩过程起作用的看法.

2.2 翼型

给定翼型的最大升力受边界层分离的限制. 当攻角超出限制时,分离剪切层形成大尺度不稳定尾流,导致升力突然减小,阻力增加. 商业飞机一般使用涡发生器控制边界层的分离,涡发生器后面的强流向涡通过增进自由层和边界层之间的混合增加动量和能量的交换. 这套装置工作效果很好,但有一个严重的问题,即要受到高阻力的惩罚. 为此,许多研究者努力寻找其它有效的方法.

Collins & Zelenevitz[20,21]最早观察到入射声波可以推迟乃至消除翼型的分离. Ahuja 等[22,23]在此基础上系统研究了采用声激励手段控制机翼湍流分离. 研究结果表明,声激励可使机翼表面分离点从距前缘 10 %的弦长位置推迟到 60 %,从而导致升力增加,阻力减小. Zaman 等人[24]进一步研究了外加声激励与分离流场的相互作用后(Re 为 $4\times10^4\sim1.4\times10^5$),指出:声激励是通过引进速度脉动而不是通过用声压增加裹携起作用的. 该结果与 Paterka &Richardson[25]和 Blevins[26]的完全一致. 实验发现,在很宽的一段低频区内小振幅的激振可以消除层流分离,但在低 Re 数接近设计攻角的情况下会降低机翼的性能. 高频激振可以消除前缘大尺度涡的周期脱落. 在后驻点附近采用大振幅的激振可以大大提高升力,但是在大振幅情况下,风洞共振对结果的影响很大. 另外,他们发现,外部声激励频率只是与风洞共振频率相关时才起作用,并且为了获得满意的效果需要高声压. 因此,外部声激励不适于实际应用.

为了克服这些工作缺点,Hsiao F 等[27]对此进行了改进. 采用声从壁面狭缝中入射,即所谓内部声激励方法控制流动分离(图3). 他们的模型是 $NACA63_3$-018翼型,实验雷诺数

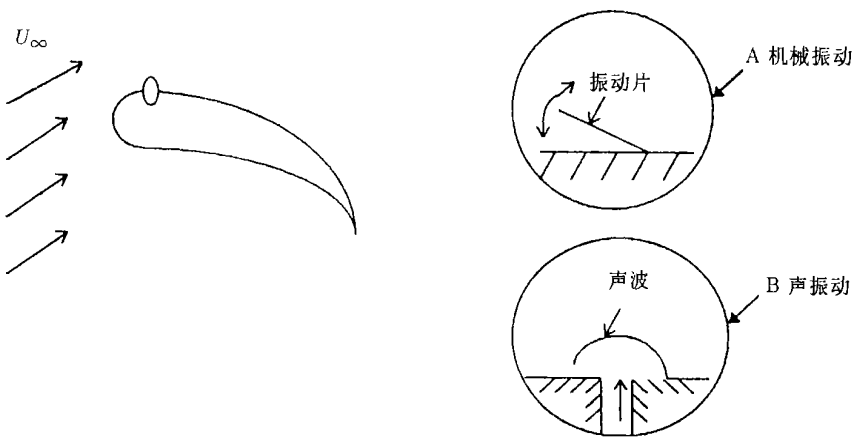

图 3 翼型分离流动激振控制

Re 为 $6.3\times10^3\sim5.0\times10^5$. 在内部激振作用下,流动混合和动量输运增加,在翼型表面产生了一个大的负压区. 这个负压区导致的直接后果是升力增加和尾迹速度亏损减小,气动性能(升/阻比)在很大攻角范围内得到改善. 在工作 Re 数范围内,当激振从自然分离点引入,激振频率锁在剪切层不稳定频率上时,激振效果最佳,气动性能大大改善. 最佳激振频率(St)在 1.0 到 3.0 之间. 它表明内部声激励方法最佳激振频率只依赖剪切层的不稳定频率,与风洞共振频率无关.

© 1994-2010 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved. http://www.cnki.net

虽然许多研究中发现,适当频率的声波辐射可以抑制翼型表面分离,但是其中机理并不清楚.这是因为涡扰动被声激励激发的感受性过程很难理解. Nishioka &Morkovin[33]曾提出有效感受性的概念解释不稳定涡场.他们认为,不是外加激励声波的波长而是其它与旋涡扰动尺度相当的特征尺度在某一流动条件下被激发. Goldstein[34]理论分析了外加声波扰动与被激发的涡的波长的关系.

Nishioka 等[28]对流动不稳定性及其对声激励的响应进行了实验研究及线性理论分析($Re = 4 \times 10^4$).他们指出,分离剪切层不稳定性是理解声波控制分离的有利工具.一旦声波产生与之匹配的不稳定涡场,不稳定性随即产生,剪切层开始形成离散的涡.换言之,声波通过感受性过程能控制旋涡的尺度和强度.当涡及与之相联系的流动结构真能提高通向壁面的必要的流量通量时,分离即被抑制.

他们的研究包括 3 方面内容:(1)声激励引起的旋涡最大强度;(2)最有效抑制分离的空间结构;(3)自然生成的旋涡与声波引起的旋涡在尺度和强度上可能的不同.一般来说,声波进入角落使流体元加速,由于壁面的无滑移条件就会产生涡.涡场尺度与压力梯度是相关的,因此为了在锐缘上得到最佳感受性,他们让声波从翼型表面沿法向入射.实验发现,锐缘机翼在攻角 $\alpha = 2°$ 下即出现分离泡.剪切层是极端不稳定的,放大小扰动形成离散的涡.尽管流动是高度不平行的,小振幅扰动的增长与基于所测速度分布的线性不稳定性理论的计算结果完全吻合.自然发展的离散涡促进了裹携与混合,当他们的尺度与分离泡的高度匹配时即形成再附.当攻角大于 8°时,分离泡随攻角的增加而变大.由于尺度不匹配,自然发展的涡变得无效了(促进混合与再附的效果差了).另外,自然发展的涡与薄剪切层的厚度是一致的,与它距壁面的高度无关.在机翼前缘,声激励激发离散涡的效果十分明显,可识别的有效涡最大平均脉动速度与频率关系密切.低频时(50 Hz)平均脉动速度大于 $0.4\,U_\infty$,高频时(800 Hz)平均脉动速度大约为 $0.1\,U_\infty$.适当频率和尺度的涡可以增进分离剪切层的再附.通过控制前缘分离,与涡相关的最大脉动速度可达到主流速度的 30 % ～ 40 %.对于攻角 14°的情况,强涡可使分离泡尺寸减小 1/3.

除了声激励外,襟翼振荡也是提高机翼性能的重要手段之一. Koga 等[13]用振荡襟翼控制楔形体拖出的涡层,获得了局部升力面上平均压力系数增加 100 %,分离泡再附长度最大减小 50 %的结果.他们认为这种方法比声涡共振的效果要好.

Nagib 等[14]对 Koga 等的实验进行了分析.他们发现了两种机制:在低频($St < 0.04$)下,襟翼拖出的尾涡层对分离涡层有调制作用,引起高能主流与滞止流间的动量交换,导致分离泡周期性地脱出,其大小为基于分离区高度的无量纲频率.而在高频下,襟翼振荡引起高能离散涡的形成和脱落,他们称为形成涡机制.这时共振在离散涡列与分离涡层间进行,特征尺度是基于襟翼高度的无量纲频率.频率太高时,相继形成的涡靠得太近,衰减太快,激振效果恶化.

Nelson, Koga & Eaton[15]实验研究了二维襟翼产生的非定常分离流动的主动和被动控制方法.所谓被动控制方法,所加扰动是恒定的,不依赖于时间,没有能量的介入;而主动控制方法,所加扰动是随时间变化的,要从流动中带走或注入能量.被动控制是在分离线的上游或分离线处引入二维和三维扰动,由于襟翼上分离线是固定的,被动控制下,非定常涡仍然存在,但定常分离状态下压力恢复大大增加;使用周期性吸吹气方法(主动控制方法)除定常分离状态下能加快压力恢复外,还能减小非定常涡负压峰值的 40 %,延迟峰值 14ms.除此之外,作者还提出了一个简单估测非定常涡位置及环量的模型,与由速度分布得出的结果非常吻合.

Yu 等[16]实验研究了利用平片振动手段提高机翼的涡升力.模型采用 NACA 0012 翼型,大攻角,振动平片位置可调.实验表明,选择适当的平片位置和振动频率,通过平片非定常激振产生的脱

© 1994-2010 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved. http://www.cnki.net

落涡,可成功的控制机翼产生的集中涡.例如:攻角 $\alpha = 14°$ 时,如果振动片的平均方向角 $\beta = 20°$,振动幅值 $\bar{A} = 15°$,振动频率 $f = 20$ Hz,机翼的平均升力可提高 50 %($Re = 1.9 \times 10^5$).

周期性吸吹气也是控制机翼分离流动的重要手段之一.随着短距离红外制导导弹的发展,近距离空战有了巨大的变化,特别强调机动性,这就引起了人们对飞机"超机动性"(supermaneuverability)的兴趣.三角翼有攻角 α 时,其锐前缘会产生分离,形成强剪切层.剪切层螺旋缠绕在翼型两边各形成一对大涡,与涡相关的低压可产生额外的升力,通常被称为非线性升力或涡升力,该升力在大攻角下非常重要. Gad-El-Hak[9,10,35~37]对此进行了深入研究.他发现,三角翼前缘会产生一系列离散的小涡,这些涡以可重复的频率脱落.它们的轨迹是机翼产生的分离泡的边缘包络,两个小涡会合并形成一个大涡,类似于自由剪切层的演化发展.有感于混合层的控制,他们采用周期性吸吹气的方法控制离散涡的脱落与合并.流动显示表明,周期性吸吹气大大改变了翼型负压面的剪切层,加入较小振幅的亚谐波扰动可增进配对过程,产生更有组织的大涡.激振状态下,流场的速度、雷诺应力、功率谱都发生了改变.

Deng 等[38]在机翼前缘区域通过脉冲加热,平片振动以及周期性吸吹气三种激振手段来控制三角翼产生的边缘涡(detached edge vortex).实验发现,在三角翼下表面引入适当频率具有一定功率的热脉冲,可大大减弱边缘集中涡.当平片振动频率小于自然涡脱落频率时,激振对集中涡没有影响.但是,随着平片振动频率的增加,平片产生的涡系会相互合并,并进入集中涡,使集中涡增强.另外,他们发现了一个有趣的现象:三角翼左侧平片振动加大时,不仅使左边的主涡增大,右边的涡也增大了.

机翼大攻角运动时,自身的周期振动也可有效地控制流动的分离和再附.崔尔杰[39]总结了平均攻角为 20°的二维机翼呈周期振动时的实验结果,给出了平均升力系数 C_L 与振动幅值 $\bar{A}$ 和折合频率 k (reduced frequency)的关系.结果表明,非定常作用在提高涡升力方面有很大的潜力.

激振除可提高机翼升阻比外,还可减弱或消除升力随攻角 α 变化的迟滞性[17],以及升力随模型分离状态、风速变化的迟滞性[18].

前面讨论的均为二维情况,都难以避免端面的影响.下面介绍 2 种准三维分离流动激振控制实验研究.

2.3 轴对称平头钝体

Sigurdson[29], Kiya[30], 董宇飞[31]先后采用声激励手段控制轴对称平头钝体前缘分离流动.结构示意图如图 4 所示,作为激振源的低频扬声器(Woofer)安装在轴对称平头钝体的内部,实验中声波通过模型前缘固定分离线附近的环形缝隙与外面的流体发生作用.3 个实验的研究侧重点不同.

Sigurdson[40,41,29]将轴对称平头钝体前缘分离泡大尺度旋涡脱落与二维圆柱旋涡脱落进行了类比.两者不同的是,前者强加了对称性,而后者是不对称的.但两者的涡脱落频率 f_{ex},流体特征宽度 h (对于分离流动来说是分离泡的高度,对于尾流来说是其宽度的一半)及分离点流体的速度 U_s 之间都存在关系

$$\frac{f_{ex} \cdot h}{U_s} = 0.08 \tag{1}$$

Levi[42]曾提出过一个"广义的 Strouhal 律"来描述振动频率 f,流体来流速度 U_∞ 和典型流动宽度 d 之间的关系

$$\frac{f \cdot d}{U_\infty} = 0.16 \tag{2}$$

该情况广泛适用于各种流动现象,如尾流、射流、激波、空穴流(cavity flow)、涡破碎、表面波

© 1994-2010 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved. http://www.cnki.net

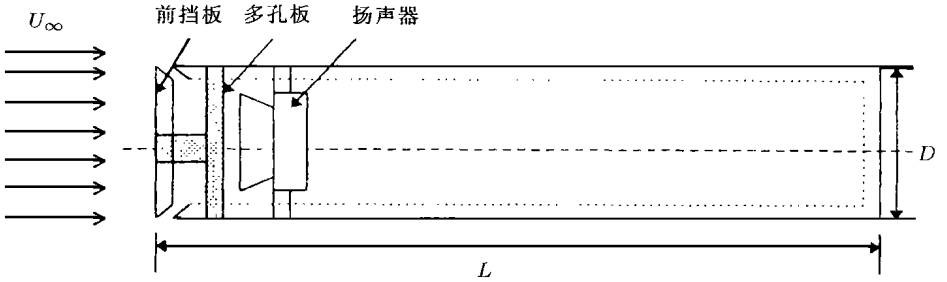

图 4　轴对称平头钝体前缘分离流动声振控制结构示意图

和内波等,因为 $d = 2h$,(1)式与(2)式是一致的.

Sigurdson 的实验表明,当喇叭以低于分离剪切层初始 $K-H$ 不稳定频率激振时,再附长度,分离泡的高度以及分离点处的压力,壁面的平均压力都减小了.在 $f_{ex} \cdot D/U_\infty$ 为 2.0～3.0 的范围内阻力最小,激振效果最佳($Re = 1.32 \times 10^5$).

Kiya[30]研究了不同频率和振幅的声激励对轴对称平头钝体前缘分离流动的影响,实验雷诺数为 10^5 的量级.实验发现,激振振幅小于主流速度 10 %的情况下,激振频率为分离泡大尺度旋涡脱落频率的 2～4 倍时,分离泡再附长度最小;当激振频率为 $K-H$ 不稳定波频率的一半时,分离泡再附长度达到最大;当激振频率大于 $K-H$ 不稳定波频率的两倍时,分离泡的再附长度与激振无关.当激振振幅达到主流速度的 14 %～20 %时,分离泡几乎消失了.Kiya 将分离泡视为一个自激反馈系统,给出了激振频率 f_m 与此激振频率下分离泡再附长度 X_{rm} 及来流速度 U_∞ 之间的关系

$$\frac{f_m \cdot X_{rm}}{U_\infty} = 0.5 \tag{3}$$

作者[31,43]在 $Re = 2.8 \times 10^3 \sim 1.0 \times 10^5$ 的范围内研究了声激励对不同 Re 数下轴对称平头钝体前缘分离流动的作用.研究表明,声激励的作用效果与激振源的位置,声激励频率及振幅的大小有关.扰动从分离线引入激振效果最好,频率的影响大于振幅的影响.一定频率的声激励可以使层流分离状态下的分离泡消失,使湍流分离状态下的分离泡减小.对于湍流分离状态,最佳激振频率范围与 Re 数无关,$St_{\max}$ 为 0.67～1.6.声激励的最佳激振效果与 Re 数成反比,Re 数越高,再附长度最大减小程度越小.

声激励的作用效果与锁频现象关系密切,最佳激振频率空间锁频范围最大.声激励作用下,分离剪切层内流体的湍动能和 Reynolds 应力增加,流体的湍流扩散能力和混合能力提高.相应地,分离剪切层抵抗逆压的能力增强,再附提前.此外,分离剪切层的发展演化加快,导致分离剪切层变薄,其中心线贴近模型表面,分离泡高度降低.

作者重点讨论了分离剪切层与声激励之间的相互作用,以及声激励的控制机理.分离剪切层对外加声激励的响应情况十分复杂,但归纳起来主要有 3 种情况:

- 响应频率选择外加激振频率的基频,$f_r = f_e$ (f_e 在 f_n 附近)
- 响应频率选择外加激振频率的高倍谐波,$f_r = mf_e$ ($f_n > 2 f_e$)
- 响应频率选择外加激振频率的亚谐波,$f_r = f_e/2$ ($f_e > 2 f_n$)

一般情况下,声波在传播过程中是衰减的.如点源发出的三维球面波在空间的传播过程中是以 $1/r^2$ 的速率衰减的,从缝隙中传出的声波可近似的看成是二维柱面波,它是以 $1/r$ 的速度衰减的.但是外加声激励在分离剪切层中传播时会被放大,这是声激励能控制分离流动的重要因素.声激励被放大有 2 个因素:(1)分离剪切层的不稳定性;(2)声激励与分离剪切层的非线性共振作用.

© 1994-2010 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved.　http://www.cnki.net

2.4 轴对称流线型钝体

流线型轴对称钝体是工程上常见的几何形状,如枪弹、鱼雷等,对其尾迹进行控制有着重要的实际意义.作者[31,44]采用声激励手段进行了尝试,流场结构示意图如图5所示.研究表明,外加声激励可以改变轴对称流线型钝体尾部回流区的大小,既可以使其减小,又可以使其略微有所增大.在 St 为 0.67 ～ 1.4 的范围内,外加声激励可最大程度的减小回流区长度. 声激励状态下,尾缘附近分离剪切层流体的湍动能和 Reynolds 应力增大,流体的混合增强,分离剪切层的演化发展加快.分离剪切层的中心线向轴线靠近,回流区减小,尾迹变窄.这一结果为工程减阻展示了光明的前景.

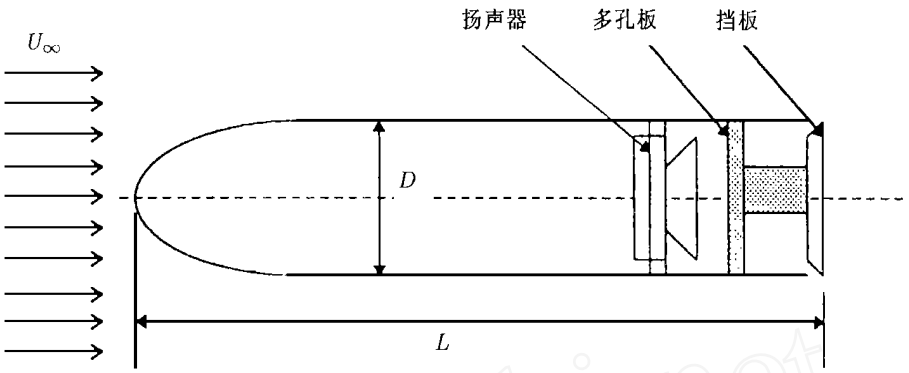

图5 轴对称流线型钝体尾流声振控制结构示意图

3 湍流分离状态最佳激振控制频率

董宇飞[31]发现,湍流分离状态下轴对称平头钝体前缘分离流动的最佳激振控制频率 St 为 0.67 ～ 1.6 ,与 Re 数无关.该结果是否具有一定的普适性呢?表1是轴对称平头钝体前缘分离流动声振控制的最佳频率范围.

表1 激振控制分离流动的最佳 St 数

研究者	模型	激振方法	控制效果	St
Kiya[30]	轴对称平头钝体	声振	分离泡最大减小	2.6 左右
Sigurdson[29]	轴对称平头钝体	声振	阻力最大减小	2.2 ～ 3.6
作者[31]	轴对称平头钝体	声振	分离泡最大减小	1.0 ～ 2.5

表1表明,对于同一模型—轴对称平头钝体,最佳激振频率范围基本一致.不同几何形状的模型结果又怎么样呢?表2是不同几何形状模型分离流动激振控制的实验研究结果.

表2表明,最佳激振控制频率范围与模型的几何形状有关.圆管入口的最佳 St 数在 2.6 左右;轴对称平头钝体的最佳 St 数在 1.6 左右;后向台阶的最佳 St 数在 0.3 左右;翼型(楔形体)的最佳 St 数在 1.5 左右.能否通过选取一个适当的特征尺度得到一个普适的最佳激振控制频率范围呢?表3是采用自然状态下分离泡的再附长度作为特征长度尺度(对于翼型采用弦长),自由来流速度作为特征速度尺度,估算而来的最佳激振控制频率范围.

由表3发现,虽然实验条件各不相同,实验模型千差万别,但以自然状态分离泡再附长度为特征长度(翼型采用弦长)得到最佳激振控制频率(St)范围十分相近.它表明以自然状态分离泡再附长度为特征尺度得到的最佳声激励控制频率范围具有广泛的普适性.考虑到激振方式、模型、流场等实验条件的不同及测量误差等因素,可以推测不同实验条件和模型的分离流动,

© 1994-2010 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved. http://www.cnki.net

表 2　激振控制分离流动的最佳 St 数

模型	激振方法	控制效果	最佳 St 数	研究人员
后台阶	声振、平片振动	分离泡最大减小	0.3 左右	Roos , Eaton 等
轴对称平头钝体	声振	分离泡最大减小	1.6 左右	作者 ,Kiya 等
翼型(楔形体)	平片振动	C_l/C_d 增大	1.5 左右	Zaman ,徐等
圆管入口	平片振动	分离泡增大减小	2.6 左右	Sutton 等

表 3　激振控制分离流动的最佳 St 数

研究者	模型	激振方法	控制效果	St
Bhattacharigee[19]	后向台阶	声振	分离泡最大减小	1.4 ～ 2.8
Roos[12]	后向台阶	平片振动	分离泡最大减小	2.1 左右
Kiya[30]	平头钝体	声振	分离泡最大减小	2.6 左右
Sigurdson[29]	平头钝体	声振	阻力最大减小	2.2 ～ 3.6
徐诚[18]	楔形体	平片振动	C_l/C_d 最大	0.7 ～ 2.0
Zaman[24]	翼型	声振	C_l/C_d 最大	0.26 ～ 1.8
Hsiao[27]	翼型	声振	C_l/C_d 最大	1.0 ～ 3.0
Sutton[45]	圆管入口	平片振动	C_l/C_d 最大	2.6
作者[31]	平头钝体	声振	分离泡最大减小	1.0 ～ 2.5
作者[31]	流线型钝体	声振	分离泡最大减小	0.67 ～ 1.6

激振效果与 St 数的关系是类似的,无量纲最佳激振控制频率(特征长度为自然状态下分离泡的再附长度(翼型采用弦长))在 2.0 左右,具有普适性.

4　结束语

近年来,激振技术得到了迅速的发展,被广泛应用于各个领域. Williams & Zhao[46]利用激振改变非流线体旋涡脱落频率,减小压差阻力; Koga 等[13]采用振荡襟翼,提高机翼的气动性能; Shadow & Wilson[47]用声激励的方法增进混合,提高燃烧效率; Williams & Huang[48]发现激振可以抑制压气机的喘振,增大工作范围; Takei & Masuda[49]用声激励的方法,Ding & Zhang[50]用非定常激振控制扩压器中的分离,提高扩压器的性能;Blevins[26]用声激励的方法控制圆柱涡脱落,抑制气动噪声;Cooper 等[51]采用声激励手段促进平板上面的流体运动,增强混合,等等. 所有实验结果表明,作为一种行之有效的控制手段,激振技术有着广阔的应用前景.

前面涉及的激振手段,如声激励,襟翼振动,振动片,条带加热等都需要设计专门的激振装置. 还有一些方法,则不需要专门的激振装置. 比如:在分离点附近让局部壁面作适当的切向振荡,就可以推迟、缩小、甚至消除分离,这个机理与不稳定性和转捩无关. 绕自身的轴作旋转振荡的圆柱是切向振荡壁的一个典型例子,振荡对尾涡形态有重大影响. 在足够低的 Re 数下,适当的频率和足够大的角振幅可以完全消除尾涡对. 在较高的 Re 数下, Karman 涡街的结构会因振荡而显著改变[52,53].

80 年代后期,随着微机械工艺技术的发展,制造微米尺度的传感器和制动器已成为可能. 这些微型传感器和制动器与信号调节处理电路集成后,可形成执行分布式实时控制的微电子机械系统(MEMS),为流体控制开辟了一条新的途径. 目前, MEMS 已尝试着用于流动控制中[54～58],并取得了一定的成功. 可以预见,MEMS 在流动控制中将发挥越来越大的作用.

© 1994-2010 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved.　http://www.cnki.net

参 考 文 献

1 Schubauer G B, Skcramstad H K. Laminar boundary layer oscillation and transition on a flat plate. NACA Rept 909, 1948

2 Archibald F S. The laminar boundary layer instability excitation of an acoustic resonance. *J Sound and Vibration*, 1975, 38: 387 ～ 402

3 Shapiro P. The influence of sound upon laminar boundary layer instability. Acoustics and Vibrations Laboratories Report No83458-83560-1, MIT, 1977

4 Brown G L, Roshko A. On density effects and large structure on turbulent mixing layers. *J Fluid Mech*, 1974, 64:775 ～ 816

5 Oster D, Wygnanski I, Fielder. The forced mixing layer between parallel streams. *J Fluid Mech*, 1980, 123: 91 ～ 131

6 Wygnanski I J, Petersen R A. Coherent motion in excited free shear flows. *AIAA J*, 1987, 25(2): 201 ～ 213

7 Ho C M, Huang L S. Subharmonics and vortex merging in mixing layers. *J Fluid Mech*, 1982, 119: 443 ～ 473

8 Ho C M, Huerre P. Perturbed free shear layers. *Ann Rev Fluid Mech*, 1984, 16: 365 ～ 424

9 Gad-El-Hak M, Blackwelder R F. Control of the discrete vortices from a delta wing. AIAA86-1915

10 Gad-El-Hak M. Flow control. *Appl Mech Rev*, 1989, 42:261 ～ 292

11 Gharib M, Stuber K W. Experiments on the forced wake of an airfoil. *J Fluid Mech*, 1989, 208: 225 ～ 255

12 Roos F W, Kegelman J T. Control of coherent structures in reattaching laminar and turbulent shear layers. AIAA85-0554

13 Koga D J, Reisenthel P H, Nagib H M. Passive and active device-Controlled unsteady flow fields. Workshop on Unsteady Separated Flow, Colorado, Aug, 1983

14 Nagib H M, Reisenthel P H, Koga D J. On the dynamical scaling of forced unsteady separated flows. AIAA85-0553

15 Nelson C F, Koga D J, Eaton J K. Control of the unsteady separated flow behind an oscillating two-dimensional flap. AIAA89-1027

16 Yu X T et al. An experimental study on the aerodynamic response, induced by a harmonically oscillating sheet in front of a wing. Beijing Institute of Aerodynamics report. 1987 (见: Tong B G, Cui Er J. Review of some developments on shear flow control studies in China. AIAA89-1002)

17 Neuburger D, Wygnanski I. The use of vibration ribbon to delay separation on two-dimensional airfoils. AFCSR workshop on unsteady separated flow, Clarade Springs, Col, 1987

18 徐诚. 激振控制分离流动的实验研究. [博士论文]. 南京航空航天大学, 1991

19 Bhattacharigee S, Scheelke B, Trout T R. Modification of vortex interactions in a reattaching separated flow. AIAA85-0555

20 Collins F G, Zelenevitz J. Influence of sound upon separated flow over wings. *AIAA J*, 1975, 13(3): 408 ～ 410

21 Collins F G. Boundary-layer control on wings using sound and leading-edge serrations. *AIAA J*, 1981, 19(2): 129 ～ 130

22 Ahuja K K, Whipkey R R, Jones G S. Control of turbulent boundary layer flows by sound. AIAA83-0726

23 Ahuja K K, Burrin R H. Control of flow separation by sound. AIAA84-2298

24 Zaman K B M Q, Bar-Sever A, Mangalam S M. Effect of acoustic excitation on the flow over a low-Re airfoil. *J Fluid Mech*, 1987, 182: 127 ～ 148

25 Peterka J A, Richardson P D. Effects of sound on separated flows. *J Fluid Mech*, 1969, 37: 265 ～ 287

26 Blevins R D. The effect of sound on vortex shedding from cylinders. *J Fluid Mech*, 1985, 161: 217 ～ 237

27 Hsiao F, Liu C, Shyu J, Wang M. Control of wall-separated flow by internal acoustic exicitation, AIAA89-0974

28 Nishioka M, Asaiand M, Yoshida S. Control of flow separation. AIAA89-0973

29 Sigurdson L W. The structure and control of a turbulent reattaching flow. *J Fluid Mech*, 1995, 298:139 ～ 166

30 Kiya M, Shimizu M, Mochizuki O. Sinusoidal forcing of a turbulent separation bubble. *J Fluid Mech*, 1997, 342:119 ～ 140

31 董宇飞. 轴对称钝体分离流动特性及其控制. [博士论文]. 北京大学, 1996

32 Katz T, Nishri B, Wygnanski I. The delay of turbulent boundary layer seperation by oscillatory active control. AIAA89-0975

33 Nishioka M, Morkovin M V. Boundary layer receptivity to unsteady pressure gradients: Experiments and Overview. *J Fluid Mech*, 1986, 171: 219 ～ 261

34 Goldstein M E. Scattering of acoustic waves into Tollmien-Schlichting waves by small streamwise variations in surface geometry. *J Fluid Mech*, 1985, 154: 509 ～ 529

35 Gad-El-Hak M, Blackwelder R F. On the discrete vortices from a delta wing. *AIAA J*, 1985, 23: 961 ～ 962

36 Gad-El-Hak M, Ho C M. Unsteady vortical flow around three dimensional lifting surfaces. *AIAA J*, 1986, 24(5): 713 ～ 721

37 Gad-El-Hak M. Unsteady separation on lifting surface. *Appl Mech Rev*, 1987, 40: 441 ～ 452

38 Deng Y G, Zhou M D, et al. An experimental study on detached vortex control for a delta wing. Workshop on unsteady effects and vortex control, Beijing, 1987 (见: Tong B G, Cui Er J. Review of some developments on shear flow control studies in China. AIAA89-1002)

39 Cui E J. The aerodynamic amplification effect in unsteady motion. Beijing Institute of Aerodynamics report, 1985 (见: Tong B G, Cui Er J. Review of some developments on shear flow control studies in China. AIAA89-1002)

40 Sigurson L W, Cimbala J M, Roshko A. Controlled excitation of a separated flow. *Bull Am Phys Soc*, 1981, 26(9):1275

41 Sigurson L W, Roshko A. The large-scale structure of a turbulent reattaching flow. *Bull Am Phys Soc*, 1984, 29(9): 1542

© 1994-2010 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved. http://www.cnki.net

42 Levi E. A universal strouhal law. *J Engng Mech*, 1983 ,109(3) : 718 ～ 727
43 Dong Y F, Wei Z L, Xu C. The influence of acoustic excitation on wake flow behind an axisymmetric body. In: Proceedings of the 1st Sino-Japan Workshop of Turbulence Flow. Tsinghua Univ, Beijing, China, Oct 20 ～ Nov 1, 1994. 299 ～ 320
44 Dong Y F, Wei Z L, Xu C, Jiang X Q. Experiments on active control of separation bubble of an axisymmetric bluff-body by acoustic excitation. In: Proceeding of 2nd Sino-Japan Workshop on Turbulence Flows, Beijing, China, Nov 1 ～ 3, 1996
45 Sutton E P, Evans G P, McGuinness M D, Svehla K M. Influence of wall vibrations on a flow with boundary layer separation at a convex edge. In: IUTAM Symposium on Unstaedy Turbulent Shear Flows, Toulouse, 1981
46 Williams F, Zhao B C. The active control of vortex shedding. *J Fluids and Structures*, 1989, 3: 115
47 Shadow K C, Wilson K J. Interaction between acoustics and subsonic ducted flow with dump. AIAA84-053
48 Williams F, Huang X Y. Active statilization of compressor surge. *J Fluid Mech*, 1989, 204: 245 ～ 262
49 Takei N, Masuda S. Acoustic control of turbulent separation in a two-dimensional diffuser. In: Proc 2nd ETC, Berlin, 1988
50 Ding C, Zhang S Y. Control of separation in diffusers using forced unsteadiness. AIAA89-1015
51 Cooper P I, Sheridan J C, Flood G J. The effects of sound on forced convection over a flat plate. *Int J Heat Fluid Flow*, 1986, 7: 61 ～ 68
52 Tokumaro P, Dimotakis P. Rotary oscillation control of a cylinder wake. AIAA89-1023
53 Wu J M, Mo J D, Vakili A D. On the wake of cylinder with rotational oscillations. AIAA89-1024
54 Gad-el-Hak M. Innovative control of turbulent flows. AIAA93-3268
55 McMichael J M. Progress and prospects for active flow control using microfabricated electro-mechanical systems (MEMS). AIAA96-306
56 Ho C M, Tai Y C. MEMS and its applications for flow control. *J Fluids Eng*, 1996, 118: 437 ～ 447
57 Ho C M, Tung S, Dee G B, Tai Y C, Jiang F, Tsao T. MEMS-A technology for advancements in aerospace engineering. AIAA97-545
58 Ho C M, Tai Y C. Micro-electro-mechanical systems (MEMS) and fluid flows. *Annu Rev Fluid Mech*, 1998, 30: 579 ～ 612

REVIEW ON EXPERIMENTAL INVESTIGATION OF CONTROL OF SEPARATION FLOW

Dong Yufei[1,2] Wei Zhonglei[1]
[1] State Key Lab for Turbulence Research, Peking University, Beijing 100871
[2] Institute of Mechanics, CAS, Beijing 100080

Abstract Experimental investigations of control of separation flows of several typical geometry configurations have been reviewed, such as, 2D backward facing step, airfoil, axisymmetric bluff body, etc. Mechanism of excitation controlling separation flow was analyzed, and a universal dimensionless forcing frequency range of the optimum excitation was attained.

In addition, some forcing methods were introduced, and the prospects to their developments were presented.

Keywords separation flow, shear layer, excitation, control

© 1994-2010 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved. http://www.cnki.net