

空泡流非稳态现象的流动控制¹⁾

顾 巍 何友声

(上海交通大学工程力学系, 上海 200030)

摘要 处于跨临界阶段的空泡流必然导致强烈的周期性冲击和振动. 空泡流的激振来源于空泡云的周期性大规模脱落. 空泡云的形成和发展与流动的边界层效应有着强烈的相关性, 且空泡末端的局部流动直接影响空泡流的整体稳定性. 本试验在 NACA16012 水翼表面粘附一条展向 1 mm 厚 10 mm 宽的挡流条, 尝试以干扰水翼上表面局部流动的方法来影响整个空泡流的形态及其流动稳定性, 最终在一定的空泡数范围内抑制了空泡流激振现象, 并从试验研究的角度探索了空泡云脱落的机理.

关键词 空泡流, 非稳态, 回射流, 空泡云

引 言

非稳态现象可简单划分为周期性非稳态和随机性非稳态. 无论是水下高速运动的物体还是大型水利设备, 空化现象的存在势必引起不同程度的振动、冲击和噪声, 其中以周期性的非稳态现象最具危害性. 空泡流的非稳态周期性现象主要表现为空泡流的低频振荡和大规模的空泡云脱落. 长时间的空泡云脱落会加剧物体表面的空蚀, 长期的空泡流振荡会使结构提早发生疲劳, 对于高速运动物体会影响其控制稳定性, 甚至导致灾难性的颤振和动力学失稳. 所以, 随着非线性科学的发展, 稳定性控制问题逐渐成为理论研究的热点. 虽然非稳态流动理论本身尚未成熟, 但各类特殊的控制技术却在一定程度上有效地解决了大量的工程实际问题.

流动控制一直是流体力学研究的重点之一, 如圆柱体尾流振荡的诱发和抑制问题曾受到了极大的关注. 空泡流的周期性振荡问题亦是如此, 通过对头体形状的优化设计来推迟空泡初生是比较常用的主动控制方法. Arakeri & Acosta^[1] 和 Holl, Carroll^[2] 利用绊流丝使半球头轴对称体的流动提前发生湍流转捩, 从而推迟了空化的初生. 然而, 对空泡周期性振荡的控制, 在 90 年代刚起步, 原因在于始终未掌握导致空泡云脱落的机理. Tanimura 与 Kato 等^[3] 利用凹槽和薄长条减弱水翼的压力脉动, 并认为薄长条阻挡了空泡末端产生的回射流. 但由于尚未明确掌握导致空泡流周期性振荡的机理, 对空泡云脱落的抑制措施始终未能有所突破.

作者 1998 年高速摄影的研究^[4,5] 发现, 非稳态空泡流具有明显的涡流特征, 并呈开放式尾流形态. 特别是在较大攻角状态下, 空泡涡流从水翼前缘传播至空泡末端并积聚和增强, 最后猝发瞬时快速逆向回流致使空泡云脱落和前缘附着空泡脱体溃灭. 其中的瞬时快速逆向回流便是通常所认为的回射流. Le^[6] 和 Franc^[7] 在水翼试验中发现, 回射流的发生与空泡厚度有关.

本文通过对非稳态空泡流周期性振荡特征频率的研究发现, 空泡的非稳态特性与边界层流动有密切的关系, 而空泡内部的局部流动将直接影响空泡流的整体形态和非稳态特征. 本试验

1999-08-15 收到第一稿, 2000-06-19 收到修改稿.

1) 国防科技预研基金资助项目 (98J14.3.5.JW0303).

尝试以在适当位置布置挡流条来干扰空泡内部局部流动的方法间接影响空泡流的发展形态，从而在一定的空泡数范围内有效地抑制或改变了空泡流的振荡。同时，此项试验研究结果也间接地证实了回射流对空泡云脱落所产生的作用，并对空泡云脱落机理作出了新的解释。

1 试验设备与模型及其测量原理

1.1 空泡水洞与试验模型

本文的试验工作是在上海船舶运输科学研究所的 K15 空泡水洞中进行的。该水洞最大流速可达 12m/s，并配有减压箱和除气装置，空泡数最低极限可达 0.2。水洞工作段长为 2.5m，经过 LDV 检测具有良好的二维流场特性，中截面的湍流度保持在 0.5% 以下。试验中所有的水动力参数都由微型计算机通过安装在水洞中的各类传感器实时监控，测量相对误差小于 1%。水洞的结构见图 1，无空化状态下的垂直于水洞试验段轴线方向的固有频率为 44 Hz。

在整个试验过程中，流速在 4m/s~8.5m/s 的范围内调整。用 Van Slyke 型空气含量仪对水体的含汽量进行测定，其相对含汽量 α/α_s 控制在 0.28~0.33 之间。本试验的雷诺数变化范围为 $4.36 \times 10^5 \sim 5.82 \times 10^5$ 。

在试验中，空泡数的定义为

$$\sigma = \frac{P_\infty - P_v}{\frac{1}{2}\rho U^2} \tag{1}$$

其中 P_∞ 为水洞试验段中心线的压力， P_v 为水温下的饱和蒸汽压， ρ 为水的密度， U 为来流速度。

本试验选用的 NACA16012 水翼试验模型用黄铜制造，表面经过抛光处理，弦长 200mm，展长 600mm，与水洞观测窗齐平水平安装。通过观测窗表面的角度刻度盘，水翼的攻角可以任意调节，在整个水翼试验中将攻角分别设定为 2°、5° 和 8°。在水翼上表面沿展向粘附一条长为 600mm 宽 10mm 厚 1mm 的有机玻璃长条 (以下简称为挡流条)，展向中心线距离水翼前缘位置分别为 35% 和 75% 弦长，安装见示意图 2。

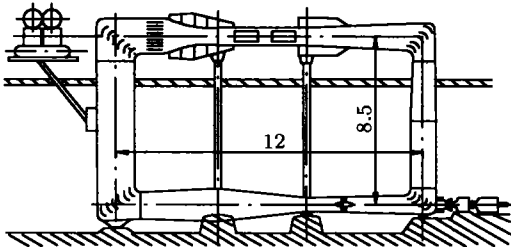


图 1 K15 空泡水洞结构示意图
Fig.1 Schematic structural diagram of K15 cavitation tunnel

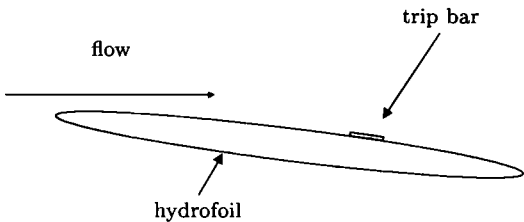


图 2 挡流条在水翼上表面的安装
Fig.2 Installation of a tripping bar on the upper surface of a hydrofoil

1.2 振动测量系统及其原理

根据水洞的结构特点，本试验采用振动测量的方法来获得空泡流周期性自然振荡的特征频率。水翼的振动主要是由空泡云大规模脱落而使水翼表面压力的交替变化所致，其中以升力的脉动最为剧烈。通过测量由升力脉动而引起的结构振动可以间接而精确地获得空泡流的振荡频率。振动测量采用 B&K 4370 加速度传感器，其安装见图 3(a)。加速度传感器利用磁铁吸附在一块平整的 500g 高碳钢铸块上，平稳地固定在水洞上方的有机玻璃观测窗之上，其中心位置

在零攻角机翼的尾缘下游 200 mm 处. 加速度传感器的信号传送至 B&K 2626 电荷放大器, 经过带通滤波器 (50 Hz 低通) 由计算机采集.

空泡是一种单极子噪声源, 空泡的体积脉动将必然产生强烈的辐射噪声. 试验同时安装了 B&K 8100 水听器测量空泡流的低频噪声 (50 Hz 以下), 其信号采集系统与振动信号测量相同. 水听器安装在空泡云最可能发生的位置附近的观察窗外, 见图 3(b).

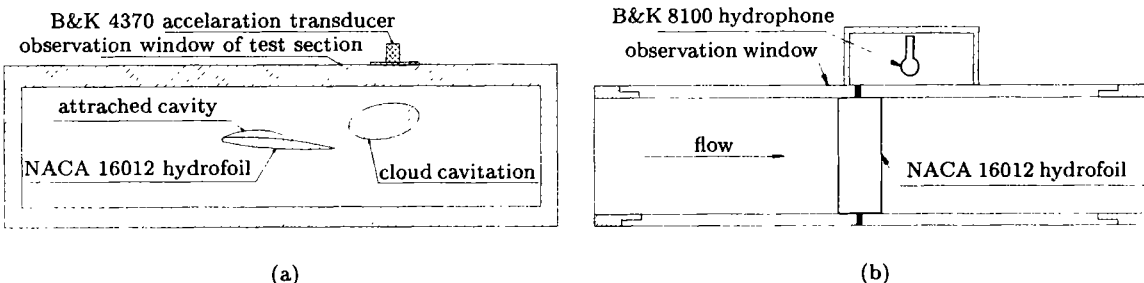


图 3 水听器 (a) 与加速度传感器 (b) 的安装
Fig.3 Installation of acceleration transducer (a) & hydrophone (b)

1.3 试验步骤

为了研究挡流条对空泡流非稳态特性的影响, 试验中分别在距离水翼前缘 35% 和 75% 弦长两个位置安装挡流条. 试验中以固定流速而调节水洞压力来获得所需要的空泡数. 首先测量无挡流条空泡流振荡的振动频谱, 然后再测量在相同来流条件下安装有挡流条的水翼振动, 从而对非稳态现象发生的临界范围内的特征频率进行比较. 同时, 还对 5° 和 8° 攻角下处于振荡状态的空泡流进行了 2000 帧/s 的高速摄影, 记录了相应的流动瞬态特征, 有助于对空泡云脱落的动态过程进行分解.

2 试验结果及讨论

为了研究挡流条位置对空泡流振荡的减振效果, 在 2° , 5° 和 8° 攻角下分别在两个弦向位置上单独粘附挡流条, 并进行了振动测量和观察. 由于试验步骤的限制, 挡流条试验与原空泡流自然脱落的试验不可能控制在完全相同的水含汽量条件下进行. 水洞的含汽量直接影响空泡溃灭的压力, 而压力的脉动幅度将表现为升力脉动的幅度变化, 因此在频谱分析中只对特征频率进行比较, 而未涉及脉动幅值的变化.

2.1 对 2° 攻角的挡流条对比试验

关于 2° 状态下无挡流条时水翼空泡流主要表现为泡空泡形态 (初生空泡数为 0.46). 距离前缘约 60% 的上表面被泡空泡覆盖, 而后接续以斑空泡, 整个空泡流动在尾缘处溃灭, 振动频谱呈随机状态. 当流速设定在 $6\text{ m/s} \sim 8.5\text{ m/s}$ 之间、空泡数为 0.33 时, 空泡流发生频率为 $6 \sim 8\text{ Hz}$ 的周期性振荡. 图 4 为 $U = 7\text{ m/s}$, $\sigma = 0.33$ 时的振动频谱, 图 5 为相应的噪声频谱, 图 6(a) 为相应的空泡流态俯视图. 通过比较发现, 振动频谱与噪声频谱的一阶主频是完全一致的. 正如所预料的那样, 噪声源由脱落空泡整体溃灭的体积脉动所激发, 而水翼的强迫振动来自于因空泡周期性脱落而导致的升力交变, 它们在频率上具有一致性, 因此噪声和振动频谱都能够准确地反映空泡流的振荡特性. 当空泡数下降至 0.31 以下后, 流动完全转变为超空泡流状态, 噪声

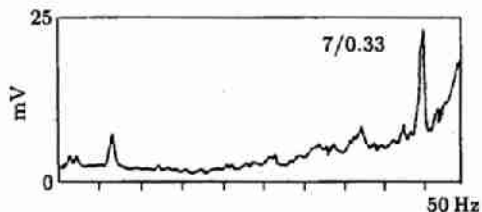


图 4 2° 攻角 NACA16012 水翼振动频谱
($U = 7 \text{ m/s}$, $\sigma = 0.33$)

Fig.4 Vibration spectrum of NACA 16012 hydrofoil at 2 a.o.a. ($U = 7 \text{ m/s}$, $\sigma = 0.33$)

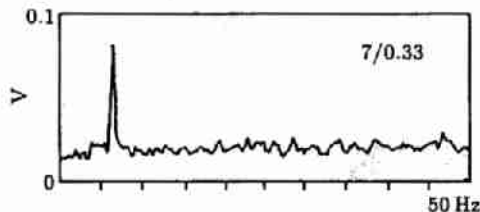
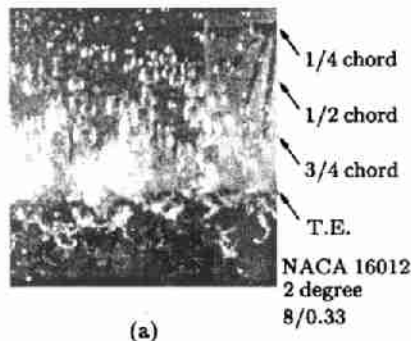
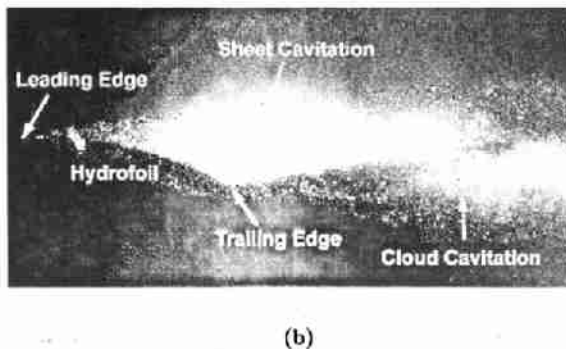


图 5 2° 攻角 NACA16012 水翼噪声频谱
($U = 7 \text{ m/s}$, $\sigma = 0.33$)

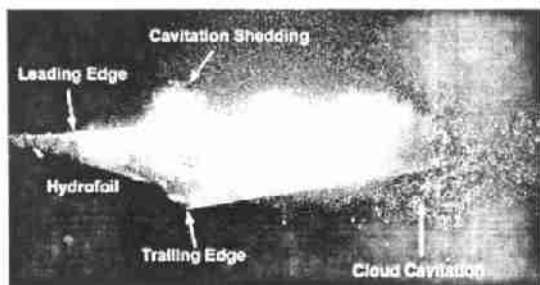
Fig.5 Noise spectrum of NACA 16012 hydrofoil at 2 a.o.a. ($U = 7 \text{ m/s}$, $\sigma = 0.33$)



(a)



(b)



(c)

图 6 非稳态空泡流的各种形态

(a) 2° 攻角 ($U = 7 \text{ m/s}$, $\sigma = 0.33$), (b) 5° 攻角 ($U = 7 \text{ m/s}$, $\sigma = 0.45$), (c) 8° 攻角 ($U = 6 \text{ m/s}$, $\sigma = 1.50$)

Fig.6 Respective patterns of unstable cavitation flow

(a) 2° ($U = 7 \text{ m/s}$, $\sigma = 0.33$), (b) 5° ($U = 7 \text{ m/s}$, $\sigma = 0.45$), (c) 8° ($U = 6 \text{ m/s}$, $\sigma = 1.50$)

和振动频谱中均未发现可识别的特征频率。

对 35% 位置粘附挡流条的空泡流噪声和振动测量以及观察试验发现，初生空泡数提高为 0.50，而泡空泡形态未发生改变，当空泡数达到临界值 0.33 时，空泡流依然发生周期性振荡。75% 位置挡流条的对比试验未发现有效的作用。

2.2 对 5° 攻角的挡流条对比试验

攻角为 5° 的空泡流态在安装了挡流条后，不仅初生空泡数有所提高，而且流动发展形态也有了明显变化， $U = 6 \text{ m/s}$ 的流动形态变化见表 1。

表 1 5° 攻角 NACA16012 水翼的空泡流形态描述

Table 1 Description of cavitation patterns on a NACA16012 hydrofoil at 5° angle of attack

Cavitation number (σ)		Flow status
$U = 6 \text{ m/s}$		
1.5	Cavitation inception	
1.1	Stable sheet cavity with misty cloud cavitation downstream the cavity closure Dimension: from leading edge to 1/4 chordwise position	
0.95	Stable sheet cavity with misty cloud cavitation, accompanied with random partial cavity shedding Dimension: from leading edge to 1/2 chordwise position	
0.85~0.36	Periodic cavity oscillation	
0.29	Cavity oscillation ends to from stable supercavitation flow	

Cavitation number (σ)		Flow status
$U = 6 \text{ m/s}$		
1.9	Cavitation inception	
0.95	Stable sheet cavity Dimension: from leading edge to 3/16 chordwise position No cavity inception on trip bar	
0.85	Stable sheet cavity Dimension: from leading edge to 1/2 chordwise position Cavity covers the trip bar	
0.80	Average cavity length reaches 3/4 chordwise position Cavity oscillates partially in the closure region	
0.45	Cavity oscillated periodically form the edge of trip bar Flow region upstream the trip bar is of bubble cavitation pattern	
0.29	Stable supercavitation flow	

当稳定空泡末端完全覆盖挡流条时，空泡厚度已经高于挡流条的厚度。当空泡数大于 0.85 时，挡流条未被稳定片空泡覆盖，但空泡长度较无挡流条状态要短。

由于空泡末端对下游压力的敏感性，空泡长度发生显著变化，可见挡流条对空泡界面以外的流场也有明显影响。空泡数在 0.85~0.36 范围内时，无挡流条空泡流发生周期性振荡。在无挡流条的情况下， $U = 6 \text{ m/s}$ 空泡数为 0.95 时为稳态空泡， $U = 8 \text{ m/s}$ 空泡数为 0.95 时发生频率为 15.5 Hz 的周期性振荡；在有挡流条的情况下， $U = 6 \text{ m/s}$ 和 $U = 8 \text{ m/s}$ 空泡数为 0.95 时都未发生周期性振荡现象。无挡流条时，当 $U = 6 \text{ m/s}$ 空泡数为 0.85 时空泡流有 4 Hz 的周期性振荡，而在有挡流条的比较试验中未发现振荡现象；当 $U = 6 \text{ m/s}$ 有挡流条空泡流在空泡数为 0.80 时，空泡尾流振荡的特征频率从 4.5 Hz 提高至 7.5 Hz。当空泡数小于 0.80 后，振动频谱中的一阶主频与相应的无挡流条振动频谱无明显区别。5° 攻角水翼空泡流发生周期性振荡的临界范围见图 7，周期性振荡的典型流态见图 6(b)。

无挡流条情况下的空泡始终发生于水翼前缘。但在有挡流条的比较试验中，当空泡数为 0.45 以下时，水翼从挡流条处产生片空泡，前缘至挡流条之间为泡空泡形态，其空泡振荡频率与无挡流条情况几乎是相同的，形成这一现象的原因尚不清楚。

有 75% 位置挡流条试验的振动频谱与原始试验对比未发现变化。

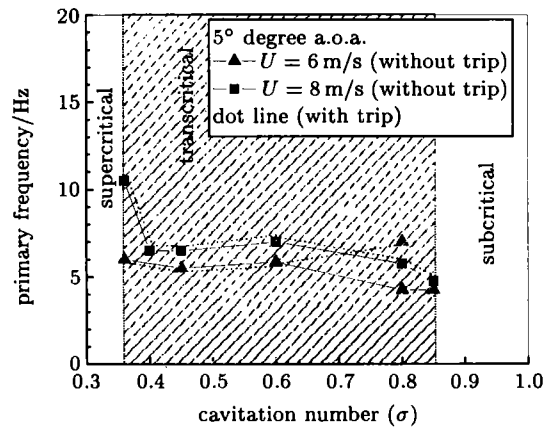


图 7 5° 攻角 NACA16012 水翼空泡流周期振荡跨临界范围

Fig.7 Transcritical range of periodic cavitation fluctuation of NACA 16012 hydrofoil at 5 a.o.a.

2.3 对 8° 攻角的挡流条进行对比试验

攻角为 8° 时，空泡的起始位置始终在水翼前缘，且稳定空泡的最大厚度远大于挡流条的厚度。比较在 35% 和 75% 弦长位置安装挡流条与无挡流条时水翼对比试验振动频谱的测量结果，均未发现振荡频率的变化。8° 攻角水翼空泡流发生周期性振荡的临界范围见图 8，周期性振荡的典型流态与高速摄影图像见图 6(c)。

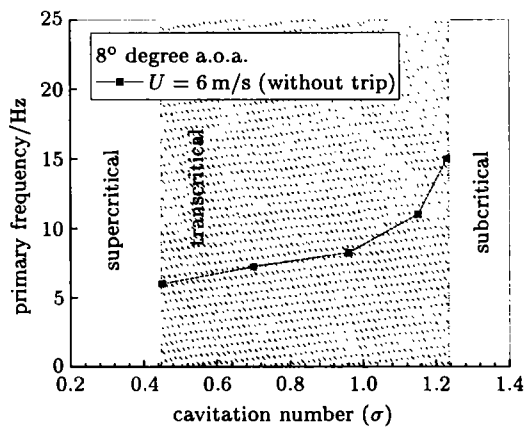


图 8 8° 攻角 NACA16012 水翼空泡流周期振荡跨临界范围

Fig.8 Transcritical range of periodic cavitation fluctuation of NACA 16012 hydrofoil at 8 a.o.a.

3 空泡流振荡机理及控制研究

作者对周期性空泡云脱落的高速摄影研究 [5] 发现，5° 攻角的空泡涡流局限于空泡末端，而 8° 攻角的流态呈整体分离涡流状态。观察发现，虽然导致空泡云脱落的直接原因是紧贴表面逆向快速水流，但整个脱落过程可具体划分为三个连续发展阶段：生长期、孕育期和断裂脱落期。

以 5° 攻角的情况为例，在生长期中，空泡长度有显著的生长过程；在孕育期间，空泡长

以 5° 攻角的情况为例,在生长期中,空泡长度有显著的生长过程;在孕育期间,空泡长度停止增长,但随着前缘的扰动沿空泡界面向下游的传播,在空泡末端发生涡流积聚和增强,空泡底部同时可见局部的逆向回流出现,回流平均速度低于来流速度;在断裂脱落期中,由于空泡末端的涡量积累到一定程度,最终发生空泡的脱落形成空泡云,并在空泡末端底部诱导猝发紧贴物面直达前缘的逆向快速回流,接着前缘附着空泡发生脱体溃灭。大多数试验所发现的回射流发生在孕育期与脱落之间,但前缘附着空泡的脱落发生在空泡断裂之后,空泡云在脱落后随来流向下游运动,而尾缘附近的局部压力远大于水翼前缘的饱和蒸汽压力,因此空泡云在尾缘必然发生整体溃灭。气泡动力学的研究发现,空泡的溃灭将伴随形成微射流和冲击波。虽然在普通高速摄影中无法观察到冲击波,但脱落空泡云整体溃灭所产生的冲击波作用是不可忽略的。试验所观察到的逆向快速回流现象是导致空泡云脱落的直接原因,而空泡云的溃灭冲击波是导致前缘空泡溃灭的根本原因。所以,本研究认为空泡云的脱落是多个机理同时作用的结果,而不仅是先前简单的回射流假设。

对 NACA16012 全湿水翼边界层的数值计算^[6]表明, 2° 攻角水翼负压面上 60% 弦长处发生层流分离,并在尾缘附近转换为湍流边界层。 5° 和 8° 攻角水翼表面在前缘即发生转换,绝大部分表面被湍流边界层覆盖,并在尾缘处形成湍流分离。 2° 空泡流在 $U = 7\text{ m/s}$, $\sigma = 0.37$ 时在约 60% 处出现斑空泡,上游皆为泡空泡,且周期性振荡亦发生在 60% 弦长位置附近。 5° 和 8° 水翼表面的湍流边界层对应于稳定的附着空泡,但空泡长度发展到一定程度之后,前缘转换处的绕流具有足够的发展空间,从而在空泡末端逐渐形成空泡涡流。由此可见,空泡流的非稳态特性与流动的边界层效应密切相关。

虽然在理论上挡流条能够在一定程度上阻挡回射流(即本文中的贴表面逆向快速水流),但试验研究证明了挡流条未能完全消除空泡流非稳态现象,原因在于导致空泡流非稳态现象的根源存在于空泡界面上涡流的形成和发展,而回射流只是非稳态空泡流发展的最后阶段而已。

泡空泡始终呈瞬态特征,片空泡和涡空泡可能发生周期性振荡。片空泡的厚度较小,空泡内部流动局限于壁面附近,而涡空泡在流动空间上充分发展。非稳态现象形成关键在于空泡边界层的特征和空泡末端的流动结构,受空泡脱体点处的流动影响不大,这可从 5° 攻角 $U = 6\text{ m/s}$, $\sigma = 0.85$ 的试验中得到结论。

挡流条安装位置对空泡流非稳态现象控制的效果具有较大的影响。35% 位置的挡流条有效地抑制了某些空泡数范围内的流动振荡,但 75% 位置的挡流条控制试验未达到有效的结果。回射流虽然发源于空泡末端,但空泡末端涡流尺度远大于挡流条的高度,详见 5° 攻角下 $U = 6\text{ m/s}$, $\sigma = 0.45$ 和 8° 攻角 $U = 7\text{ m/s}$, $\sigma = 1.29$ 时的高速摄影照片(图 9 和图 10)。因此,75% 位置的挡流条对流动的控制难以达到预想的作用。观察还发现,回射流出现在空泡的中上游底部,而空泡下游段有大规模的内部回流,其运动空间远高于挡流条厚度。当空泡长度超过挡流条位置后(如图 7 中空泡数 0.6 之后),非稳态现象不受挡流条影响,而此时的挡流条位置正处于回射流向上游运动的中段。

当攻角 5° 时 $U = 6\text{ m/s}$ 空泡数为 0.80 的空泡流振荡频率在安装挡流条后有所提高,可见挡流条的存在不仅对空泡末端位于其安装位置之前的空泡流外流场产生较大的影响,同时在被空泡覆盖时也能够改变空泡流内部的局部流动,使空泡自然振荡频率发生变化,但至今尚不能对空泡内部的流动进行直接探测,数值计算也仅限于对空泡界面外流场的模拟。当攻角为 8° 时,虽然在空泡脱落的过程中也发现了回射流,但非稳态现象的发生和空泡流振荡频率几乎未

发现变化,从而进一步说明了回射流并非导致空泡云脱落的唯一机理。

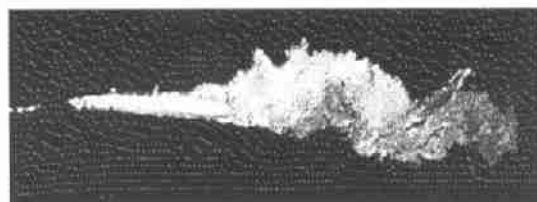


图 9 5° 攻角 NACA16012 水翼空泡云脱落

瞬间 ($U = 6 \text{ m/s}$, $\sigma = 0.45$)

Fig.9 Graphical moment of cloud cavitation shedding

for NACA 16012 hydrofoil at 5 a.o.a. ($U = 6 \text{ m/s}$,

$\sigma = 0.45$)



图 10 8° 攻角 NACA16012 水翼空泡云脱落

瞬间 ($U = 7 \text{ m/s}$, $\sigma = 1.29$)

Fig.10 Graphical moment of cloud cavitation shedding

for NACA 16012 hydrofoil at 8 a.o.a. ($U = 7 \text{ m/s}$,

$\sigma = 1.29$)

4 结 论

空泡流的周期性振荡以及所产生的大规模空泡云脱落将导致强烈的振动和空蚀,空泡流非稳态现象的控制具有广泛的应用背景和研究价值.本试验通过在 NACA 16012 水翼上表面 35% 和 75% 弦向位置安装 1mm 厚 10mm 宽的挡流条空泡流试验,发现局部流动对空泡流整体非稳态周期性振荡具有极大的影响.本试验初步尝试了控制空泡流自然振荡的方法,其中 35% 位置挡流条的效果比较明显,在一定范围内抑制了周期性非稳态现象的发生.虽然回射流被认为对空泡云的最终脱落具有重要作用,却非唯一原因,空泡流边界层的发展状态是导致空泡自然振荡的根本原因,而且脱落后的空泡云在溃灭时所产生的冲击波对前缘附着空泡的溃灭作用也是不可忽略的.

参 考 文 献

- 1 Arakeri VH, Acosta AJ. Caviattion inception observation on axisymmetric bodies at supercritical Reynolds numbers. *Journal of Ship Research*, 1976, 20(1): 40~50
- 2 Holl JW, Carroll JA. Observation of various types of limited cavitation on axisymmetric bodies. *Journal of Fluid Engineering*, 1981, 103(3): 425~433
- 3 Tanimura M, Kato H, Maeda M et al. Mechanism of cloud cavitation and its control. *International Journal of JSME(B)*, 1995, 178: 41~50
- 4 顾巍, 何友声, 胡天群. 小攻角水翼空泡流瞬态和周期现象试验研究. 上海交通大学学报, 1998, 32(8): 85~92 (Gu Wei, He Yousheng, Hu Tianqun. Experimental study on transient and periodic phenomena of cavitating flow for a hydrofoil at small angle of attack. *Journal of Shanghai Jiao Tong University*, 1998, 32(8): 85~92 (in Chinese))
- 5 顾巍. 非稳态空泡流瞬态和周期现象试验研究. [博士学位论文]. 上海交通大学. 1998 (Gu Wei. An experimental study on transient and periodic phenomena of unstable cavitation flow. [Doctoral Dissertation]. Shanghai Jiao Tong University, 1998 (in Chinese))
- 6 Le Q, Franc JP, Michel JM. Partial cavities: pressure pulse distribution around cavity closure. *Journal of Fluid Engineering*, 1993, 115: 249~254
- 7 Franc JP, Michel JM. Attached cavitation and boundary layer: experimental investigation and numerical treatment. *Journal of Fluid Mechanics*, 1985, 154: 63~90

FLOW CONTROL ON UNSTABLE CAVITATION PHENOMENA ¹⁾

Gu Wei He Yousheng

(Shanghai Jiao Tong University, Shanghai 200030, China)

Abstract Periodicity of cavitating flow in transcritical stage results in violent vibration, noise and impact, and also earlierises the fatigue and severes the cavitation erosion. The flow of cavity closure is always in the state of most instability and turbulence, especially it will generate vortical cavitating flow when in transitional status. The excitation of vibration is caused by the large-scale cloud cavitation shedding. The formation and development of cloud cavitation have strong correlation with boundary layer effect. Flow structure in the local region of cavity closure remarkably influences the general stability of cavitation flow. A trip bar, 1 mm in thickness and 10 mm in breadth, was attached on the upper surface of a NACA16012 hydrofoil in the experiment, with which the local flow region could be modified with the changes of the whole cavitation patterns and flow instability. It is found out that, the efficiency of trip bar on the suppression of cavitation fluctuation is affected by the dimension and position of cavitation development. Better effects were acquired when cavity closure is upstream of the trip bar, and cavity is low in thickness dimension. As a result, the self-excited fluctuation of the hydrofoil cavitation flows was suppressed to some extent in a certain range of cavitation number for the trip bar in 35% chordwise position. However the trip bar in 75% chordwise position did not make favorable effect in this test. The generally accepted hypothesis of reentrant-jet is depicted to discuss the mechanism of cloud cavitation shedding. Furthermore, a new explanation based on the experimental results was proposed on trial to explore the real mechanism of the instability of transcritical cavitation flow.

Key words cavitation flow, instability, re-entrant jet, cavitation cloud

Received 15 August 1999, revised 19 June 2000.

1) The project supported by the Pre-investigation Fund of Defense Technology (98J14.3.5JW0303).