

扰动来流下声控机翼分离流动的研究

上海交通大学 钟芳源* * 董国平 罗次申

【摘要】 本文介绍在扰动来流下声控机翼流动的试验装置、低速大攻角时的声控效果以及附面层中流动参数的变化规律, 并由此得出: 随着来流湍流度的增加, 因声激励而产生的附面层中大尺度有序结构涡(LSOSV)的脉动速度幅值 V_L 、湍流度增量 u_a/U_∞ 以及升力系数增益 ΔC_L 均将迅速减小, 而激励声压级有效阈值 SPL_{eff} 则随之逐渐增大。周期性脉动来流在沿机翼附面层流动中急剧衰减, 并对机翼分离流动(包括有或无声控)基本上没有什么影响。

主题词: 分离流动 声学 控制 湍流
分类号: V211.41

声学流动控制所显示出广阔实用前景的领域之一是声控推迟附面层分离和失效, 特别是机翼或叶栅在大攻角下的失速流动^[1-4]。考虑到大多数实际情况下机翼或叶栅的来流常是非均匀和非定常的(如大气紊流团、前列翼片尾迹等), 而在国内外却很少报导, 上海交通大学叶片机气动热力学研究室自 1988 年起开始了“尾迹干扰下声控机翼流动的机理研究”^[5,6]。文献[7]介绍均匀来流下声控机翼分离流动机理研究的结果, 而本文则是通过均匀与扰动、周期性脉动与湍流、以及不同的湍流度的来流下声控机翼分离流动试验结果的比较, 主要讨论扰动来流对声控机翼流动实际效果(机翼攻角特性)的影响, 机理分析以及修正系数的建立。

1 试验装置

如图 1 所示, 试验装置由风洞 1($\varnothing 600$ mm)、收缩喷嘴 2(由 $\varnothing 600$ mm 圆管过渡至 210 mm $\times 360$ mm 矩形口)、扰动支杆 3(40 根 350 mm 长、 $\varnothing 8$ mm 圆柱支杆, 均匀分布在 $\varnothing 200$ mm 的内盘上)、试验机翼 4(C_4 对称翼型, 弦长与翼展均为 150 mm, 并在 $1/2$ 翼展上沿表面开有 No 1 ~ 32 静压孔)、扬声器 5(三个 100 W 高音扬声器音头, 分别通过三根内径为 $\varnothing 32$ 的圆形支管, 联接在一个内径 $\varnothing 100$ mm 的圆形总管上)、试验管道 6(宽 150

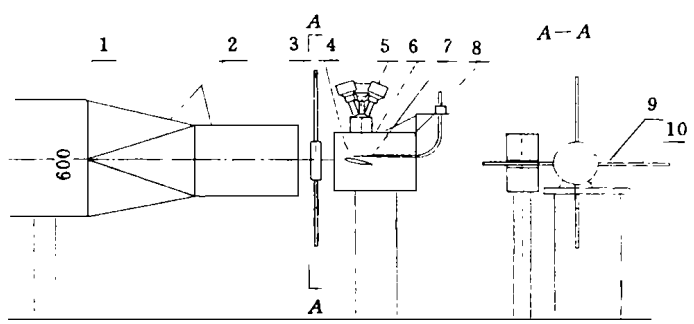


图 1 试验装置简图(1. 风洞 2. 收缩喷嘴 3. 扰动支杆 4. 试验机翼 5. 扬声器 6. 试验管道 7. 热丝探头 8. 座标架 9. 电动机 10. 导轨)

1997 年 3 月收稿, 1997 年 10 月收到修改稿。

* * 男 65 岁 教授 博导 上海交通大学动力及能源工程学院 200030

mm、高 300 mm、长 400 mm)、热丝探头 7(DISA P11) 及其座标架 8、驱动扰动支杆用的电动机 9 及其底座的导轨 10 等组成。试验机翼前缘(另攻角下)和扬声器总管中心线离试验管道 6 进口边的距离分别为 50 mm 和 130 mm。试验管道 6 进口边与收缩管 2 出口边的距离 ΔL_1 选取为 ≤ 280 mm, 以保证试验管道进口流场的均匀和调正试验所需的来流湍流度 u'_{∞}/U_{∞} 值的大小。电动机轴线与试验管道中线的距离 ΔL_2 用来调正扰动支杆的旋转线速度。为消除扰动支杆的鼓风作用的影响, 以保证试验机翼测量截面(指 1/2 翼展上)上流动的二维性质, 选取扰动支杆盘的旋转频率 $f_d = 0.5$ Hz, 相应的支杆尾迹频率 $f_w = 40f_d = 20$ Hz。在这个频率下, 扰动支杆的旋转方向对机翼表面上压力分布也不会产生影响。当 $f_d > 5$ Hz, $f_w > 200$ Hz 以后, 试验机翼流动的三维性质以及支杆旋转方向不同的影响在测量截面上才开始显露。从测量系统得到的机翼表面静压 P_1 、来流总压 P_0 及静压 P_{∞} 、气流方向角 θ , 以及热丝风速仪输出的有效电压 e , $\bar{e}$ 和 $(e^2)^{-2}$ 等原始数据, 经过处理, 即可求出机翼升力系数 C_L 、阻力系数 C_D 、转矩系数 C_M 以及来流和附面层中的时均速度 U_{∞} 和 u 、脉动速度幅值 ΔU_{∞} 和 V 、湍流流动的均方根值 u'_{∞} 和 u' 及其有关频谱。激励声压级及其频率测量则采用 BK2230 声级计。

2 试验结果及其分析

2.1 扰动来流对大攻角下声控机翼流动实际效果(攻角特性)的影响

在图 2 和图 3 上同时列出 $f_d = 0.5$ Hz 低速(来流 $U_{\infty} = 30$ m/s)均匀来流(即无扰动支杆)

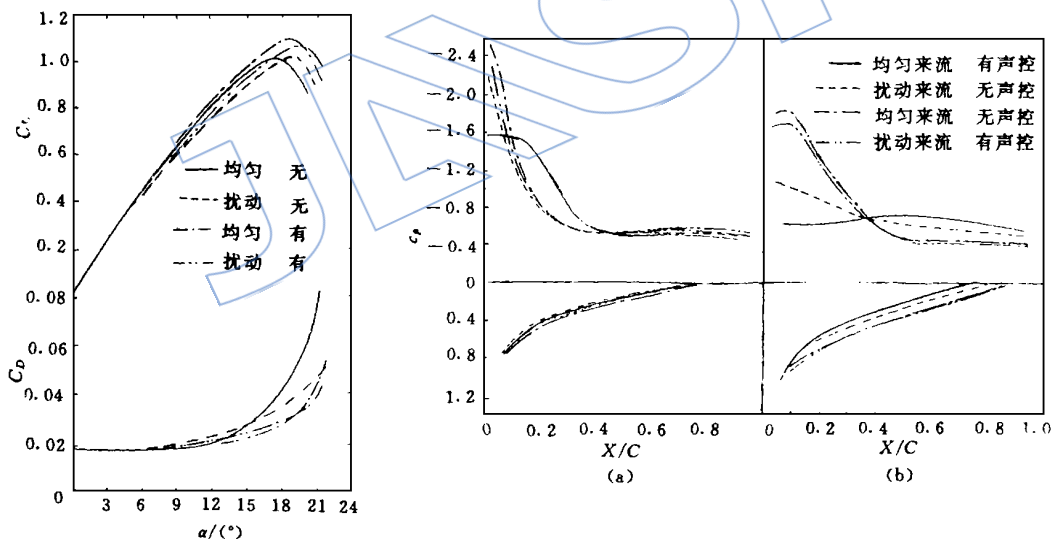


图 3 攻角(a) $\alpha = 15^\circ$ 和 (b) $\alpha = 20^\circ$ 下翼型压力系数 C_p 沿弦长的分布

图 2 C_4 对称翼型攻角特性

或扰动来流(有扰动支杆, 即在某一紊流度下)以及无或有声激励(最佳激励声频率 $f_s = 561$ Hz 和大于激励声压级有效阈值, $SPL = 133$ dB 下)^[5,6] 等四种情况下, 试验机翼升力系数 C_L 和阻力系数 C_D 随攻角 α 的变化曲线(图 2)以及大攻角, 即 $\alpha = 15^\circ$ [图 3(a)] 和 $\alpha = 20^\circ$ [图 3(b)] 下沿试验机翼表面的压力系数 C_p 的分布。从这些图中所示试验结果的比较中可以清楚地看出: (1) 在扰动来流下, 声激励仍能使机翼的攻角特性得到改善(提高升力系数 C_L 、降低阻力系数

C_D), 但是改善程度却远不如均匀来流下的值。(2) 在无声激励条件下, 扰动来流(这里主要指的是紊流来流, 详见 2.3 节)能够稍许提高升力系数峰值 $C_{L\max}$ (相应的攻角却有明显的增加), 并能在大攻角($\alpha > 15^\circ$)下比均匀来流下机翼攻角特性有全面的、明显的改善。但是, 总的说来, 这个改善的品质和程度却远不如声激励对均匀来流下机翼性能的改变。

2.2 扰动来流对大攻角下声控机翼流动中吸力面脱离点附近的附面层中流动参数的影响

与上述两图相同($f_s = 561 \text{ Hz}$, $SPL = 133 \text{ dB}$)情况下, 大攻角($\alpha = 20^\circ$ 和 $f_w = 40 \text{ Hz}$)时机翼吸力面 $x/c = 0.1$ (严重分离流动时分离点附近)处, 附面层中时均流速 u 和湍流度 u'/U_∞ 沿表面垂直方向 Y 的分布分别示在图 4(a)和(b)上。图 5 上则示出离表面 $Y = 5 \text{ mm}$ (附面层中最

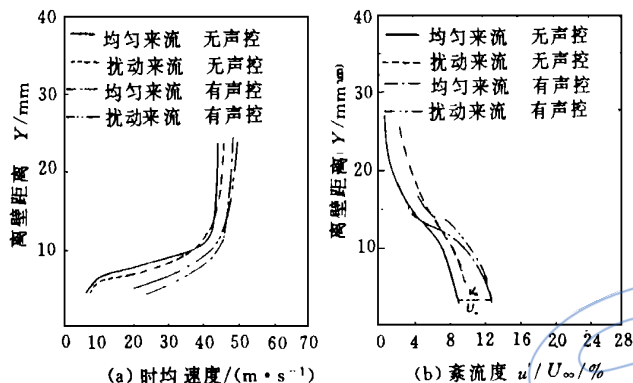


图 4 翼型附面层中时均速度 u (a) 和湍流度 u'/U_∞ (b) 的分布

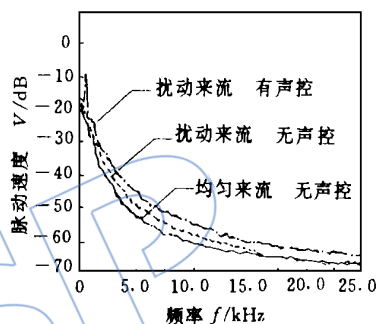


图 5 翼型附面层中脉动速度 V 的频谱

大湍流度附近)和 $x/c = 0.1$ 处的脉动速度的频谱。图 6 示出上述情况下离表面 $Y = 5 \text{ mm}$ 处测得的, 附面层中因声激励而产生的大尺度有序结构涡的脉动速度幅值 V_l [图 6(a)]中表示为与激励声脉动速度幅值 V_a 的比值)和湍流度增量 u_a'/U_∞ [图 6(b)]沿吸力面弦长的变化曲线。从这些图可以清楚地看出: 扰动来流下声控效果减少的原因是由于湍流度增量 u_a'/U_∞ 的减少, 而 u_a'/U_∞ 量减少的直接原因则是声激励产生的大尺度有序结构涡 V_l 量值的减少。在无声激励下扰动来流并不产生大尺度有序结构涡(图 5)也正是扰动来流不能有效抑制或推迟机翼分离流动来显著改善机翼性能的根本原因。

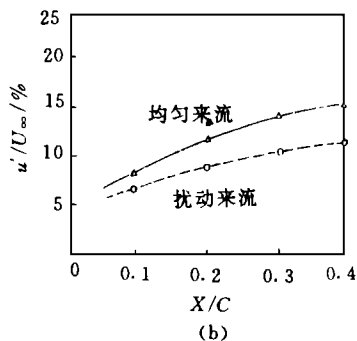
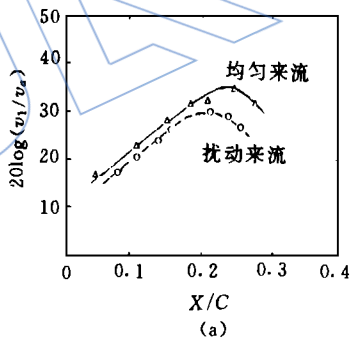


图 6 翼型附面层中大尺度有序结构涡 V_l (a) 和湍流增量 u_a'/U_∞ (b)

变化曲线。从这些图可以清楚地看出: 扰动来流下声控效果减少的原因是由于湍流度增量 u_a'/U_∞ 的减少, 而 u_a'/U_∞ 量减少的直接原因则是声激励产生的大尺度有序结构涡 V_l 量值的减少。在无声激励下扰动来流并不产生大尺度有序结构涡(图 5)也正是扰动来流不能有效抑制或推迟机翼分离流动来显著改善机翼性能的根本原因。

2.3 来流周期性脉动 $\Delta \tilde{U}_\infty/U_\infty$ 和湍流度 u_∞'/U_∞ 对低速大攻角下机翼性能影响的比较

表 1 列出来流周期性脉动 $\Delta \tilde{U}_\infty/U_\infty$ 和湍流度 u_∞'/U_∞ 对低速($U_\infty = 30 \text{ m/s}$)大攻角($\alpha = 20^\circ$)下机翼吸力面($Y = 5 \text{ mm}$, $x/c = 0.1$ 和 0.23)附面层中流动所产生的不同的影响。为了作

全面的比较,表中还同时列出均匀来流以及有或无声激励下对同一测点上的附面层流动的影响。扰动来流的周期性脉动速度幅值 $\Delta \tilde{U}_\infty/U_\infty = 23\%$,频率 $f_w = f_s = 561\text{ Hz}$,湍流度 $u'_\infty/U_\infty = 4.8\%$,远大于均匀来流的 $\Delta \tilde{U}_\infty/U_\infty = 0\%$ 和 $u'_\infty/U_\infty = 0.8\%$ 。这里的激励声的特征参数,按文献[5,6]的推荐,仍选取为激励声压级 $SPL = 133\text{ dB}$ (刚好稍大于有效阈值 $SPL_{eff} = 132.4\text{ dB}$)及最佳频率 $f_s = 561\text{ Hz}$ 。从表中所列数据可以清楚地看出:

表 1 来流周期性脉动 $\Delta \tilde{U}_\infty/U_\infty$ 和湍流度 u'_∞/U_∞ 对低速大攻角下机翼吸力面附面层中流动的影响

来 流 性 质			附面层中流动 ($Y = 5\text{ mm}$)	无 声 激 励		声激励($f_s = 561\text{ Hz}$, $SPL = 133\text{ dB}$)	
				$x/c = 0.1$	$x/c = 0.23$	$x/c = 0.1$	$x/c = 0.23$
均 匀	$\Delta \tilde{U}_\infty/U_\infty(\%)$	0	$V/U_\infty(\%)$	0	0	$V_l/U_\infty = 0.79$	$V_l/U_\infty = 3.7$
	$u'_\infty/U_\infty(\%)$	0.8	$u'/U_\infty(\%)$	7.58	13	11.56	18
扰 动	$\Delta \tilde{U}_\infty/U_\infty(\%)$	23	$V/U_\infty(\%)$	1.1	< 1.0	$V_l/U_\infty = 0.59$	$V_l/U_\infty = 1.76$
	$u'_\infty/U_\infty(\%)$	4.8	$u'/U_\infty(\%)$	8.94	14.17	11.84	18.28

(1) 扰动(包括周期性脉动和湍流)来流不仅无法激励产生大尺度有序结构涡 V_l (可参看图 5),而且其脉动量值在附面层中衰减很快,特别是周期性脉动量 $\Delta \tilde{U}_\infty/U_\infty$ 值,从来流的 23%降至 $x/c = 0.1$ 测点上的 1.1%。

(2) 周期性来流脉动 $\Delta \tilde{U}_\infty/U_\infty$ (即使处于最佳激励声频率 $f_w = f_s = 561\text{ Hz}$ 下)并不能改善大攻角下机翼的升力—阻力的攻角特性。可是,来流湍流度 u'_∞/U_∞ 的增大多少能使附面层中湍流度 u'_∞/U_∞ 有所增加,部分改善了机翼近前缘部(大攻角下附面层分离点附近)的流动,从而在大攻角下获得有所改善的效果(参看图 2 和图 3)。

(3) 与扰动来流影响明显不同,在均匀来流下用声激励大攻角的机翼分离流动,当采用最佳激励声频率 $f_s = 561\text{ Hz}$ 和刚大于有效阈值的激励声压级 $SPL = 133\text{ dB}$ 时,尽管这时相应的激励声振速度幅值 v_a 与来流速度 U_∞ 之比值只有 1.02%,与测点($x/c = 0.23$, $Y = 5\text{ mm}$)上原始(指无声激励时)湍流度 u'_∞/U_∞ 之比值也只有 7.85%,却能在那里激发出大尺度有序结构涡的相对幅值 $V_l/U_\infty = 3.7\%$,并促使那里的湍流度 u'_∞/U_∞ 也由原来(无声激励时)的 13%猛增到 18%,最终消除了附面层分离并导致大攻角下的机翼攻角特性有显著的改善。

扰动来流和声激励时低速大攻角下机翼分离流动所产生的不同性质和不同量级的影响以及其原因分析,在表 1 中已经展示得足够充分了。

2.4 来流湍流度影响的修正系数

由于来流周期性脉动分量 $\Delta \tilde{U}_\infty/U_\infty$ 基本上不影响在低速大攻角下机翼升—阻力系数的攻角特性,这里主要介绍不同的紊流度值的来流对低速大攻角下机翼分离流动声控效果的影响及其修正。试验条件是来流时均速度 $U_\infty = 30\text{ m/s}$,攻角 $\alpha = 20^\circ$,激励声频率 $f_s = 561\text{ Hz}$ (最佳值)、激励声压级 $SPL = 133\text{ dB}$ ($\geq$ 有效阈值^[5-7])。声控效果是以声激励下相对于原来(无声激励)升力系数的增值 ΔC_L 和在特征测点上附面层湍流度的增量 u'_a/U_∞ 来表示,而激励声的主要参数则是以与附面层湍流度增量达到原紊流度的 0.8 倍时相适应的激励声压级^[5,6] SPL_{eff} 作代表。综合诸多试验结果,整理得出如图 7 所示的来流湍流度影响的修正曲线图。

图 7 上半部是升力系数的来流湍流度修正系数 $K_c = \Delta C_L/(\Delta C_L)_0$ 和 $x/c = 0.23$, $Y = 5\text{ mm}$ 特征点上声控下湍流度增量修正系数 $K_u = u'_a/(u'_a)_0$,这里字脚 0 和无字脚分别代表在均匀和扰动(湍流)来流下。由图看出,当来流湍流度 u'_∞/U_∞ 增大时, K_u 值,尤其是 K_c 值,下降十

分剧烈。例如, 当来流湍流度自 0.8% (代表均匀流动) 增至 3% 或 5% 时, 修正系数 K_c 值将从 100% 迅速下降至 78% 或 45%。图 7 下半部是激励声压级有效阈值 SPL_{eff} 随来流湍流度 u'/U_∞ 的增加而增加的试验曲线, 它表明在给定的激励声压级 ($SPL = 133$ dB) 下, 随着来流湍流度 u'/U_∞ 的增加, 激励声压级 SPL 就可能由均匀来流下的大于/等于有效阈值, 而逐渐进入小于/远小于有效阈值 SPL_{eff} 。因此, 如果要求在扰动 (湍流) 来流下维持与均匀来流下相同的声控效果, 如令 $K_c = 1.0$, 即 $\Delta C_L = (\Delta C_L)_0$, 那末, 必须随着来流湍流度 u'/U_∞ 的增加而相应地提高激励声压级 SPL 值。例如, 当来流湍流度自 0.8% (代表均匀流动) 增至 5% 时, 激励声压级有效阈值 SPL_{eff} 自 132.2 dB 增至 134.3 dB, 增加了 2.1 dB。

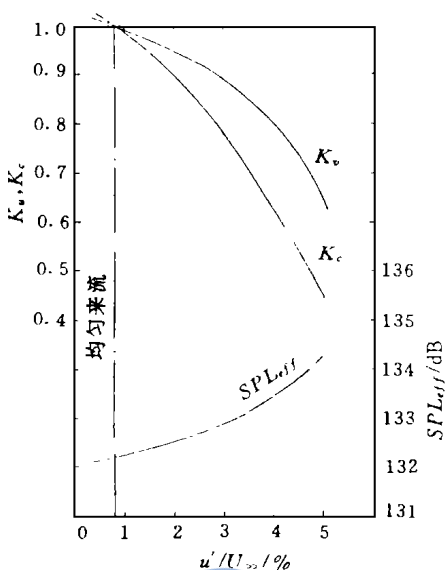


图 7 低速大攻角下翼型声控效果和激励声主要参数随来流湍流度的变化及其修正系数

3 结 论

(1) 扰动来流对低速机翼流动的影响, 主要因素是来流湍流度, 它在大攻角 ($\alpha = 15^\circ \sim 20^\circ$) 下能部分抑制前缘附近的附面层分离, 从而对机翼的升—阻力系数的攻角特性有所改善。来流周期性脉动对低速大攻角下机翼流动, 包括其声控效果, 几乎不产生任何影响。(2) 随着来流湍流度的增加, 机翼吸力面上附面层中紊流度也随之稍有增加, 但是由于声激励而产生的大尺度有序结构涡 Γ 值和随之得到的湍流度增量 u'/U_∞ 却明显地减小。(3) 低速大攻角下机翼流动的声控效果, 以升力系数增量 ΔC_L 表示, 在给定的激励声压级和最佳声频率下, 将随来流湍流度的增加而急剧下降。(4) 按声激励湍流度增量 u'/U_∞ 达到原来 (指无声激励下) 附面层中湍流度 u'/U_∞ 值的 80% 所定义的, 激励声压级有效阈值 SPL_{eff} 将随来流湍流度 u'/U_∞ 的增加而逐渐提高。(5) 如果在扰动 (指湍流) 来流下能保持有与均匀来流下相同的声控效果, 即修正系数 $K_c = \Delta C_L / (\Delta C_L)_0 = 1.0$, 人们必须随着来流湍流度 u'/U_∞ 的增加而相应提高激励声压级。

参 考 文 献

- Colins FG, Zelehevit J. Influence of Sound Upon Separated Flow Over Wings. AIAA Journal, 1975, 13(3):
- Ahuja K K, Whippley R R, Jone G S. Control of Turbulent Boundary Layer Flow by Sound. AIAA Paper №83-0726, 1983
- Ahuja K K, Burrin R H. Control of Flow Separation by Sound. AIAA Paper №84-2298
- Zaman K B M Q, Bar S A, Meungalam S M. Effect of Acoustic Excitation on the Flow Over a Low Re Airfoil. J. Fluid Mech., 1987, 182: 127-148
- 董国平. 尾迹干扰下声控机翼流动的研究: [博士学位论文]. 上海交通大学动力机械工程系, 1991
- Zhong Fangyuan, Dong Guoping, Luo Cishen. Acoustic Control of Separated Flow Over a 2-Dimensional Airfoil in Uniform and Disturbed Incoming Flow. AIAA Paper №96-0156
- 钟芳源, 董国平, 居鸿宾. 均匀来流下声控机翼分离流动机理研究. 航空动力学报, 1997, 12(1): 1-5

FULL- LENGTH PAPERS

ACOUSTIC CONTROL OF SEPARATED FLOW OVER A 2- DIMENSIONAL AIRFOIL AT DISTURBED INCOMING FLOW

Zhong Fangyuan, Dong Guoping, Luo Cishen

(School of Power and Energy Engng. Shanghai Jiaotong University, Shanghai 200030)

ABSTRACT

The effects of disturbed incoming flow on the acoustic control of separated flow over a 2- dimensional low speed airfoil under high incidence have been investigated experimentally, including the benefits of acoustic excitation, the influence of parameters of exciting sound, and the variation of flow parameters in the boundary layer. The testing results indicate that, the flow velocity fluctuation of Large Scale Organized Structure Vorticity (LSOSV) v' and the benefit of turbulence intensity in the boundary layer u' / U_∞ , the benefit of lift coefficient, induced by exciting sound, will rapidly decrease along with the increase of turbulence intensity in the incoming flow. But the effective threshold value of sound pressure level will still enlarge gradually. It is also shown that, because of the rapid attenuation of oscillating velocity amplitude $\Delta U / U_\infty$ along the flow direction at natural flow field without exciting sound, the oscillating incoming flow has no effect on the benefits of acoustic excitation for the low speed 2- dimensional airfoil by and large.

Key Words Separated flow Acoustics Control Turbulence

ANALYSIS OF ENERGY LOSSES FROM STATIC PRESSURE DISTRIBUTIONS ON BLADE SURFACES IN CURVED CASCADES

Wu Jiquan and Wu Guochuan

(2nd Dept. Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016)

Zhong Jingjun, Su Jiexian, Wang Zhongqi

(Energy Science and Engineering College, Harbin Institute of Technology, Harbin 150001)

ABSTRACT

The exit flow field and the static pressure on the blade surface for three sets of different cascades were measured at four incidences of $-5^\circ, 0^\circ, 5^\circ$ and 10° respectively in a low- speed cascade wind tunnel. The three sets were a conventional straight cascade, a positive curved one and a negative curved one. The static pressure distributions on blade surfaces and the energy loss distribution in the exit flow fields have been obtained. The