

均匀来流下声控机翼分离流动机理研究

上海交通大学 钟芳源** 董国平 居鸿宾

【摘要】 介绍均匀来流下声控机翼流动的试验装置、低速大攻角下的声控效果、特征参数的影响,以及附面层中流动参数的变化。文章清楚地展示出声控机翼分离流动的机理,并首次定义了激励声压级第一(最小)和第二(有效)阈值。

主题词: 声学 流动分离 控制问题

分类号: O 357. 1

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上的失速流动^[1-4]。考虑到大多数实际情况下机翼或叶栅的来流都是不均匀的(如大气中存在有紊流团、前列翼片的尾迹等),上海交通大学动力机械工程系热力涡轮机研究所自88年起开展了“尾迹干扰下声控机翼流动的机理研究”^[5]。本文主要介绍均匀来流下声控机翼流动的研究结果。

1 试验装置

试验装置由风洞体($\Phi 600$ mm)、收缩喷口(由 $\Phi 600$ mm圆管过渡至 210 mm $\times$ 360 mm矩形口)、试验机翼(C4对称翼型,弦长与翼展皆为 150 mm,并在 $1/2$ 翼展上沿表面开有 32 个的静压孔)、扬声器(3个 100 W高音扬声器音头,分别通过3根内径为 $\Phi 32$ mm圆形支管联接到1个内径为 $\Phi 100$ mm的圆形总管上)、试验管道(宽 150 mm,高 300 mm,长 400 mm,离收缩喷口出口距离 ΔL_1 为 280 mm,而零攻角下的试验机翼前缘离试验管道进口的间距为 50 mm)、热丝探头(D ISA P11)及其座标架所组成。从测量系统得到的机翼表面静压 p_1 、来流总压 P_0 和静压 p_∞ ,以及热丝风速仪输出的有效电压 e 、 $\bar{e}$ 和 $\sqrt{\bar{e}^2}$ 等原始数据,经过处理,即可求出试验机翼的升力系数 C_L 、阻力系数 C_D 、转矩系数 C_M 以及气流平均速度 U_∞ 和 u 、脉动速度 ΔU_∞ 和均方根值 u' 以及脉动速度频谱等。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 声控对翼型攻角特性的影响

图1示出的是均匀来流速度 $U_\infty = 30$ m/s,激励声压级 $SPL = 133$ dB、激励声频率为 561 Hz下,试验机翼的攻角特性,即升力系数和阻力系数随攻角的变化曲线, C_L 、 $C_D = f(\alpha)$ 的改善(与无声激励下的值的比较)。图2则示出的是大攻角 $\alpha = 20^\circ$ 下,沿弦长的压力系数 C_p 的分布规律在上述相同声激励压力和频率上的改善(图1、2中——均匀来流有声控;—均匀来流,

无声控)。由图 1 结果可以清楚地看出,声激励的效果主要表现在大攻角($\alpha \geq 12^\circ \sim 15^\circ$)区域

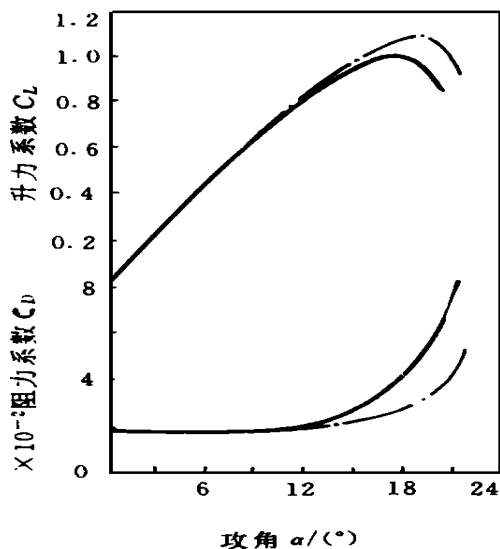


图 1 翼型攻角特性

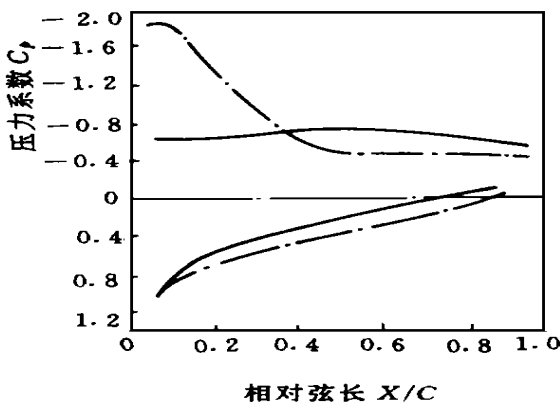


图 2 C_p 沿弦长分布($\alpha = 20^\circ$)

内, 升力系数的改善 $\Delta C_L / C_{L0} = (C_{LS} - C_{L0}) / C_{L0}$ 可望高达 20%。这里字脚 S 指有声激励下, 字脚 O 指原始的, 即无声激励下的值。声激励抑制机翼吸力面上附面层分离, 从而提高升力和降低阻力的实际效果, 从图 2 所示压力系数 C_p 沿弦长分布的变化中得到进一步证实。上述图示表明, 在小攻角($\alpha < 12^\circ \sim 15^\circ$)区域内, 采用声激励机翼流动不会有多大实际效果的, 因为原始(即无声激励下)机翼流动并无严重附面层分度的存在。

2.2 声控特征参数(激励声压级和频率以及流速)的影响

图 3 示出的是在来流速度 $U_\infty = 30 \text{ m/s}$, 攻角 $\alpha = 20^\circ$ 以及给定的扬声器输入电压($V_{IN} = 16 \text{ V}$)下, 激励声压级 SPL 和试验机翼升力系数 C_{LS} 值随激励声频率 f_s 的变化, 而图 4 示出的则

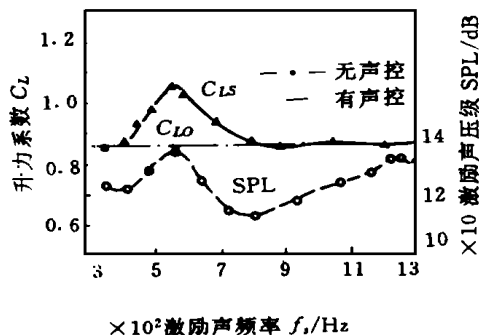


图 3 激励声频率对翼型升力系数的影响

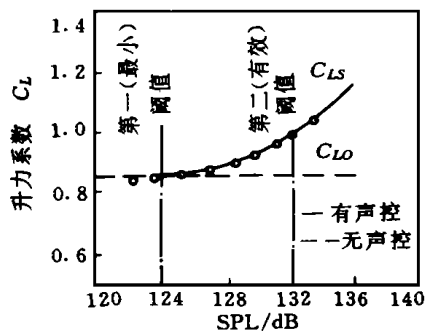


图 4 激励声压级对翼型升力系数的影响

是在给定激励声频率 $f_s = 561 \text{ Hz}$ 下, 升力系数 C_{LS} 随激励声压级 SPL 的变化($U_\infty = 30 \text{ m/s}$, $\alpha = 20^\circ$)。图示在激励声频率 $f_s = 561 \text{ Hz}$ 时, 激励声压级 SPL 达最大值(相当于在试验管道产生横向声共振时的基频下), 声激励下的机翼升力系数 C_{LS} 达到最大值。但是, 当声频率进一步

增大到倍频值附近时, 尽管那时激励声压级 SPL 达到另一个峰值, 而升力系数 C_{LS} 值仍基本上维持与无声激励下的 C_{L0} 值相等。这就是说, 最大的声控效果是与激励声压级 SPL 有关, 但又并不只与激励声压级 SPL 有关。否则, 在倍频值下, C_{LS} 也该相应出现另一个峰值。至于激励声压级 SPL 对升力系数 C_{LS} 的影响呈明显的单调变化曲线(见图 4)。该图显示出激励声压级 SPL 明显地有个阈值, 当小于该阈值时, 激励声对机翼流动不起任何作用^[1-3]。这个在以往文献中早已提及的阈值, 确实是一个十分重要的值, 因为激励声压级必须大于这个值, 否则声控流动将毫无效果的。但是, 这个值又是没有任何实际意义的值, 因为当激励声压级值达到和超过该阈值时, 能够得到的声控效果 $\Delta C_L / C_{L0} \gg 0$ 。为此, 我们建议把该值定义为第一阈值, 也可叫做最小阈值。同时, 还应再定义一个阈值, 把它叫做第二阈值, 或有效阈值 SPL_{eff} 。当激励声压级达到或超过该值, 即 $SPL \geq SPL_{eff}$ 时, 可望获得实际有效的声控效果, 即 $\Delta C_L / C_{L0} \geq 0$ 。

大攻角 ($\alpha = 20^\circ$) 以及声压级 $SPL = 133 \text{ dB} \geq SPL_{eff}$, 声频率处于最佳值 $f_s = 561 \text{ Hz}$ 上, 升力系数比值 C_{LS}/C_{L0} (代表声控效果) 随来流速度 U_∞ , 也就是随雷诺数 $Re_c = U_\infty C / \nu$ 的变化示于图 5 上。显然, 声控效果将随雷诺数 Re 的增加而逐渐减小。反过来说, 为保持相同的声控效果, 即升力系数比值 C_{LS}/C_{L0} , 激励声压级 SPL_{eff} 必须随来流速度 U_∞ , 亦即雷诺数 Re_c 的增大而增大。

2.3 声控对机翼表面(吸力面的脱离点附近)附面层中流动参数的影响

图 6 示出的是来流速度 $U_\infty = 30 \text{ m/s}$, 攻角 $\alpha = 20^\circ$ 下 ($f_w = 40 \text{ Hz}$, $f_s = 561 \text{ Hz}$, $SPL = 133 \text{ dB}$), 试验机翼吸力面沿流动方向 $x/C = 0.1, 0.2$ 和 0.3 位置上, 附面层中平均流速 u 和湍流度 u'/U_∞ 沿附面层厚度 Y 方向上的分布规律, 在声激励 (561 Hz 和 133 dB) 下的变化。图 7 则

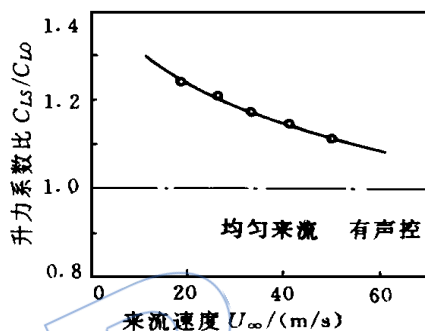


图 5 U_∞ 对升力系数比的影响

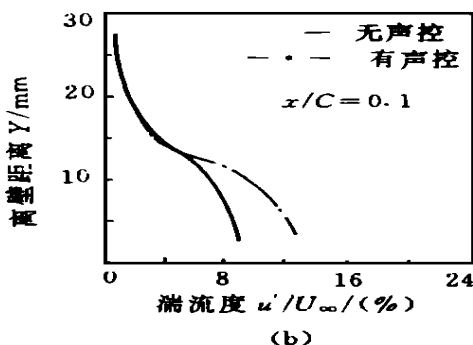
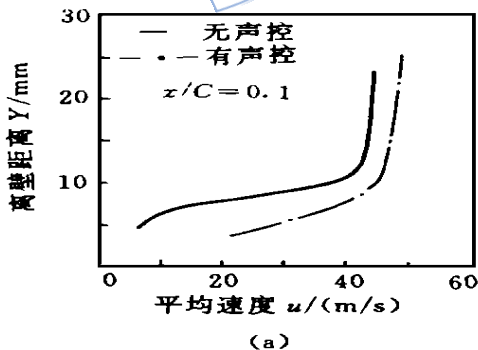


图 6 声激励对翼型吸力面附面层中的 u 和 u'/U_∞ 分布规律的影响

示出离机翼吸力面壁面 5 mm 处(选择以湍流度最大值附近作为代表)实测的、沿流动方向因声激励而诱发的大尺度有序结构涡^[6]的出现、发展和破碎(衰减)以及随之发生的湍流度增量 $u'_a/U_\infty = (u'_s - u'_o)/U_\infty$ 的不断增大 ($U_\infty = 30 \text{ m/s}$, $\alpha = 20^\circ$, $f_w = 40 \text{ Hz}$, $f_s = 561 \text{ Hz}$, $SPL = 133 \text{ dB}$)。这里 u'_o 和 u'_s 分别代表原始(无声激励)和声激励下的实测湍流度值。该两图清楚示出声

控机翼分离流动的机理是: (1) 声激励增强了附面层分离区内的湍流度; (2) 湍流度的增强是由声激励诱发的大尺度有序结构涡的出现以及其增强、破碎而伴随产生的。所有试验中从未出现过不出现大尺度有序结构涡而径自发生附面层中湍流度的增大, 从而抑制附面层分离、改善机翼攻角特性的现象。

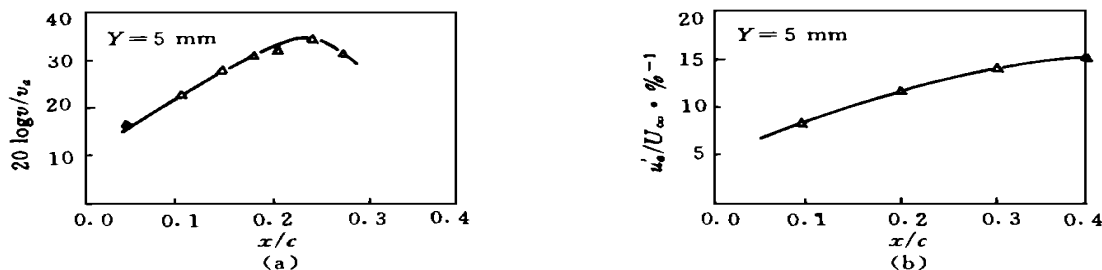


图 7 声激励下产生的翼型吸力面附面层中大尺度有序涡和湍流度增量沿流动方向的变化

在与图 5 所示的升力系数 C_L 值随激励声压级 SPL 而变化的同一试验中, 在机翼吸力面 $X/C = 0.1, Y = 5 \text{ mm}$ 处所测得的因声激励而产生的湍流度增量 u_a'/U_∞ 值随激励声压级 SPL 的变化表示在图 8 上 ($U_\infty = 30 \text{ m/s}, \alpha = 20^\circ, f_s = 561 \text{ Hz}$)。同图还示出原始(无声激励)湍流度值(用虚线表示), 并在激励声压级 SPL 座标上列出相应的声振速度 v_a 与原始湍流度 u'/U_∞ 的比值。前面提及的, 由本文定义的激励声压级第二(或为有效)阈值 SPL_{eff} 是按下述原则确定的, 即选取因声激励而增加的湍流度量值 u_a'/U_∞ 与原始湍流度 u'/U_∞ 处于同一量级时的相应声压级值。在本文中, 取 $u_a'/U_\infty = 0.8$ (u'/U_∞) (见图 8 所示)。在 $\alpha = 20$ 的大攻角下, 激励声压级有效阈值 $SPL_{eff} = 132.2 \text{ dB}$, 相应

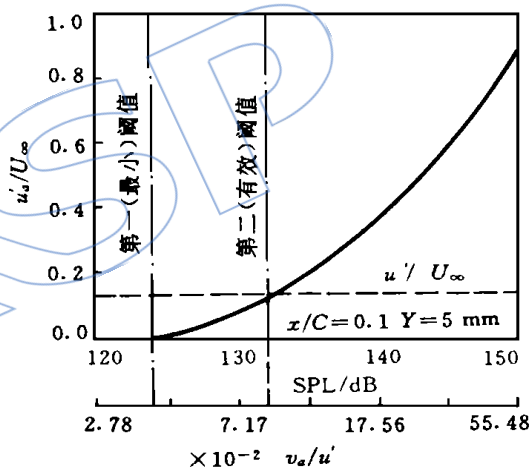


图 8 声激励产生的附面层中湍流度增量随激励声压级所变化

的升力系数 C_{Ls} 值将比原始(无声激励)升力系数 C_{Lo} 值增大近 20% (参看图 1 和图 4)。显然, 在声控流动实际应用中控制激励声压级大于/等于有效阈值 SPL_{eff} , 要比控制第一(最小)阈值(图示为 124 dB, 相应的各升力系数只是 $C_{Ls} \geq C_{Lo}$) 要合理实用。当然, 该值究竟应该如何选定, 还有待于进一步讨论。从图 8 还可以清楚地看出, 在第一(最小)阈值下, 激励声振速度 v_a 与原始(无声激励下)湍流脉动速度 u' 的比值已达 0.0278, 已处于声—涡干涉必须计及非线性影响的范围内。再联系到图 3 所示最佳激励声频率只产生在试验管道横向声共鸣的基频附近以及声控效果只有在已诱发出大尺度有序结构涡(LSOV)下才会存在等实测结果, 所有这一切都有力地启示人们: 必须采用声—涡非线性理论模型, 并计及大尺度有序结构涡的尺度, 才能有效地分析研究声控机翼分离流动(大攻角)下的机理和预估激励声压级的阈值和最佳声频率值。

3 结 论

(1) 声控机翼流动的效果主要在大攻角($\alpha \geq 15^\circ \sim 20^\circ$)区域内,即在能够抑制、推迟或减弱业已发生的严重的附面层分离的工况下。(2) 声控机翼分离流动的机理是:激励声作用在湍流附面层流动上诱发产生大尺度有序结构涡;该涡的沿流动方向的发展、破碎,同时又诱发附面层分离流动中湍流度的不断增大;最后达到抑制、推迟、减弱附面层严重分离。声控流动有无效果的核心问题是附面层中流动能否被诱发产生大尺度有序结构涡。(3) 激励声压级的阈值应该定义有两个值。第一阈值,或称最小阈值;当激励声压级达到或超过该阈值时,激励声才开始对机翼分离流动有控制作用。这个阈值是很重要的,却又是毫无实用效果的,因为那时的声控效果仅是大于和等于零。声控流动实际控制的应是第二阈值,更确切地应称为有效阈值。定义它为声激励产生的附面层中湍流增量达到原始湍流度同一量级时的声压级值。大攻角下试验结果表明,该有效阈值下的声控效果($C_{LS} - C_{LO}$)/ C_{LO} 可达 20% 左右。(4) 同一激励声压级下,机翼升力系数比 C_{LS}/C_{LO} 将随来流速度 U_∞ ,即雷诺数 $Re_c = U_\infty C/\nu$ 的增大而减小。反过来说,为保持相同的声控效果,即比值 C_{LS}/C_{LO} ,激励声压级必须随来流速 U_∞ 或雷诺数 Re_c 的增加而增加。(5) 激励声频率最佳值只有一个,其时机翼升力系数 C_{LS} 达最高值。该频率值相当于给定扬声器输入电压下,激励声压级达最大值,即试验管道的横向声共鸣的基频值。在该声共鸣的倍频值时,尽管激励声压级会达到另一个峰值,但是升力系数 C_{LS} 却不再会有任何明显的改善。(6) 在试验实测结果的启示下,提出计及大尺度有序结构涡的尺度影响的、声—涡干涉非线性分析理论模型,用来进行大攻角下声控机翼分离流动的机理分析和预估激励声压级阈值和最佳激励声频率的设想。

参 考 文 献

- 1 Colins F G, Zelehevitz J. Influence of Sound Upon Separated Flow over Wings A IAA Journal, 1975, 13(3)
- 2 Ahuja K K, Whipkey R R, Jone G S. Control of Turbulent Boundary Layer Flow by Sound A IAA Paper No. 83- 0726, 1983
- 3 Ahuja K K, Burrin R H. Control of Flow Separation by Sound A IAA Paper No. 84- 2298
- 4 Zaman K B M Q, Bar-Sever A, Meungalam S M. Effect of Acoustic Excitation on the Flow over a Low-Re Airfoil J. Fluid Mech., 1987, 182: 127- 148
- 5 董国平. 尾迹干扰下声学控制机翼流动的研究: [博士学位论文]. 上海交通大学, 1991
- 6 Crow S C, Campagn F H. Orderly Structure in Jet Turbulence J. Fluid Mech., 1971, 148, Part 3: 547- 591
- 7 居鸿宾. 气动声学相似理论的完善及声控流动机理研究: [博士学位论文]. 上海交通大学, 1994
- 8 居鸿宾, 钟芳源. 涡、声、热运动模式及其相互作用研究 第五届全国流体力学学术会议, 北京: 1995
- 9 居鸿宾, 钟芳源. 剪切流动中声、涡弱非线性作用与声控机理研究 力学学报, 1995, 27(增刊)

(责任编辑 魏星禄)

FULL - LENGTH PAPERS

A STUDY ON MECHANISM OF ACOUSTIC CONTROL OVER AIRFOIL FLOW IN UNIFORM INCOMING FLOW

Zhong Fangyuan, Dong Guoping, Ju Hongbin

(Dept. of power, Shanghai Jiaotong University, Shanghai 200030)

ABSTRACT An experimental study on the acoustic control of separated flow on a 2-dimensional airfoil at low speed ($Re = 3-6 \times 10^5$) and high angle of attack was completed at the Turbine Aero-Acoustics Laboratory, SJTU. Based on the comparison of test results with or without the acoustic control in uniform incoming flow, the benefits of the acoustic control (improvement of lift and drag coefficients), the effects of the parameters of exciting sound (sound pressure level SPL and frequency f_s) and the variation of flow parameters in the boundary layer on the suction side of airfoil (mean flow velocity, turbulence and the spectrum of fluctuating velocity) have been investigated, and some valuable conclusions have been obtained for exploring the mechanism and exploiting the acoustic control. Two threshold values of SPL for the exciting sound have been defined. There is only one optimum frequency, corresponding to the fundamental frequency of acoustic cross-resonance of the testing tube, at which the SPL of exciting sound and the enhancement of lift coefficient will approach maximum value simultaneously. It is evident that the optimum frequency of exciting sound depends not only on the cross-resonance of the testing tube, but also on the dimension of Large Scale Organized Structure Vorticity (LSOSV) induced by the exciting sound. Finally, a tentative idea on the non-linear analysis of sound-turbulence interaction in the separated boundary layer has been proposed.

Key Words Acoustics Flow separation Control problems

AN EXPERIMENTAL INVESTIGATION ON FLUTTER OF A HELICOPTER BLADE MODEL

Xia Ping and Xu Guqi

(1st Dept. Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016)

ABSTRACT An experimental technique and method for flutter research of helicopter blade model are proposed. In the result of a series of experiments the relationships of blade flutter margin with rotor rotational speed, effective CG position of blade in chord and torsional stiffness of blade have been obtained. Some important conclusions have been reached.

Key Words Propeller blades Flutter tests Model tests

FLOW MEASUREMENTS AND ANALYSIS OF ROTATING STALL IN AN AXIAL FLOW FAN

Ge Ning

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

ABSTRACT The flow measurements of part-span stall were accomplished in an axial flow fan test. The measurements include laser anemometer measurement of the stall