

平片激振对锐缘分离流场宏观作用的实验研究*

华东工学院

徐 诚**

南京航空航天大学

张世英 周明德

【摘要】 本文对激振与未激振锐缘分离流场细节进行了比较。结果表明,作用于分离点的适当频率的激振对分离流场产生了 6 种互相耦合的作用效应,它们是:(1)从整体上减弱或抑制分离流动;(2)改变分离区湍流结构,加剧湍流运动,加快混合和剪切层增长;(3)增强局部区域的回流流动现象;(4)使分离剪切层再附,改变分离流态和分离涡分布;(5)减弱下游流场湍流脉动;(6)增强尾流下弯程度。本文工作为激振控制分离流动技术的工程应用提供了物理基础与指导。

关键词: 分离流 控制 湍流与涡流动 流动测量

从 80 年代初开始,利用激振技术控制流动,提高流体机械和飞行器性能,已取得了一定进展^[1~4]。一些成功的实验表明:适当频率的激振可以提高涡升力、减小压差阻力、提高燃烧效率等。这些综合效果与“激振对分离流场的作用”直接有关。但仍有不少实验研究未获得预期的满意结果,激振对分离流场的作用效应及作用机理是当前急需解决的问题。

1 实验设备与模型

实验在 HFI, TU-Berlin 的闭式回路低速风洞进行,实验段截面积 $1.4 \times 2.0 \text{ m}^2$,长 10m,背景湍流度小于 0.2%。实验模型示于图 1,振动平片安装在模型正前缘位置,即分离点区域。直流电机与凸轮机构带动平片振动,振幅 1mm (0.1% 弦长),频率连续可调。流场显示采用表面与空间荧光丝线法进行。流场定量测量采用一台经过改装的“PELA”脉冲热线风速仪及 HFI 普通尺寸的脉冲热线探针和壁面探针进行。在回流区域,平均速度及湍流量测量误差 10%。

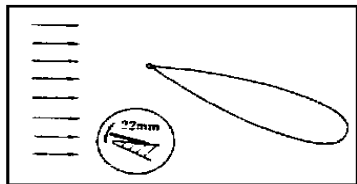


图 1 实验模型

2 实验结果与分析

2.1 流场观察与显示结果

图 2 表示有无激振控制时,模型正上方中心截面情况。无激振时(图 2a),在平行丝线与模型之间,夹着一个很大的楔型区域,丝线几乎不运动,流动在模型表面无再附现象。对尾迹的

流场观察发现,在尾迹中分离剪切层卷起,形成旋转区。有激振时(图 2b),丝线明显弯曲,在



图 2 流场显示结果($\alpha = 27.5^\circ, Re_c = 6.67 \times 10^5$)

模型正上方有很大的回流区域,回流区的丝线漂动形态与顺流区相似,仅仅指向相反,说明回流区的气流很活跃,并非“死水区”。表面丝线指示出激振使分离流动在模型尾部再附。对尾迹观察发现,由于激振作用,尾迹流线倾斜程度加强,但不存在旋转区,可以形象地说激振作用将旋转区搬到模型上去了。激振从整体上减弱分离流动,并明显地改变了分离流态,调整了分离涡分布^[4]。

2.2 壁面参数测量结果

壁面参数测量结果如图 3 所示。无激振时,壁面剪切应力系数 $C_f \approx 0$,主流与壁面几乎没

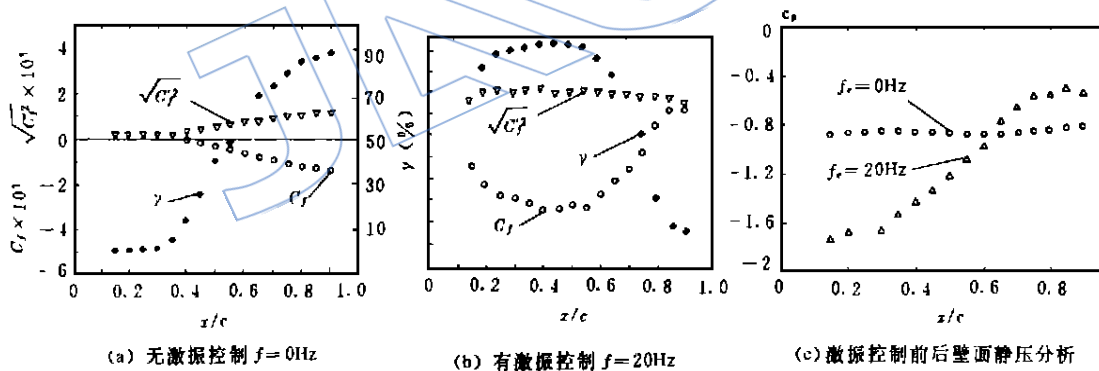


图 3 壁面参数测量结果($\alpha = 27.5^\circ, Re_c = 6.67 \times 10^5$)

有直接的相互作用,相应地,壁面压力系数 C_p 较高,且沿流向几乎保持恒定值。有激振作用时,模型壁面大部分区域的回流因子 γ (定义为总采样中出现回流的次数与总采样次数之比) 高达 90% ($x/c \leq 0.7$),流动几乎处于完全回流状态,对应的壁面剪切应力系数 C_f 是负值,高达 -3.0×10^{-3} ,与贴体流动相当,说明回流流动是相当活跃的,激振作用使模型上方流体与模型发生强相互作用。压力系数 C_p 沿流向不再保持恒值,而是高度变化,在 $x/c \leq 0.7$ 区域,壁面上存在一个极高的负压区,这对工程(例如飞行器增加升力等)是重要的。 $\gamma \sim x/c$ 曲线与 $C_f \sim x/c$ 曲线相交于 $x/c = 0.75$ (图 3b),此时 $C_f = 0, \gamma = 50\%$ 为平均再附点,与流场观察结果一致。

2.3 空间流场的定量测量结果

图 4 给出了典型的流向时均速度(图 4(a))及空间回流因子剖面(图 4(b))测量结果。无激振时,分离剪切层与壁面之间的回流速度几乎为零,进一步证实流场显示观察到的死水区的存在。 $x = 300\text{mm}$ 位置的死水区厚度高达 100mm 。有激振时($f = 20\text{Hz}$),模型上方存在强回流流动,最大回流速度值与主流速度量级相同。在 $x = 300\text{mm}$ 处,平均回流区厚度减为 70mm 。激振使近壁区域回流出现几率明显增强,

回流区及剪切层的流向速度值增大。因此,激振状态的分离流场,特别是回流区含动能远大于无激振状态的含动能,激振时流场与物面通过强回流过程发生强相互作用,引起壁面参数分布(C_f 、 C_p 等)发生重大变化。图 5 给出了激振前后流向脉动强度 $\bar{u}^2/u_\infty^2$ 、偏斜因子 S (定义为 $\bar{u}^3/(\bar{u}^2)^{3/2}$)和平坦因子 F (定义为 $\bar{u}^4/(\bar{u}^2)^2$)的剖面分布对比。无激振时,回流区湍流脉动很小($\bar{u}^2/u_\infty^2 = 0.007$),说明流场象静止状态一样。有激振时,流向脉动强度较强,剖面最大流向脉动强度 $(\bar{u}^2/u_\infty^2)_{\max}$ 增加量大于 150% ,其出现位置(剪切层中心)也更接近壁面,激振加剧了脉动运动强度。从图 5 中还可以明显地发现 S 和 F 分布对激振作用相当敏感。有无激振的 S 和 F 分布差异很大,不仅表现在幅值上,而且表现在符号和变化趋势上;有时激振前后 S 的正负号相反,对应的流动事件完全不同,说明激振对湍流流动有重大影响。激振加剧湍流流动,导致

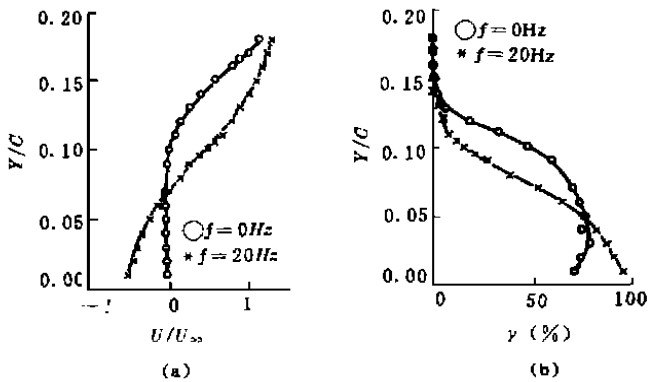


图 4 (a) 时均速度、(b) 回流因子测量结果($x = 300\text{mm}$)

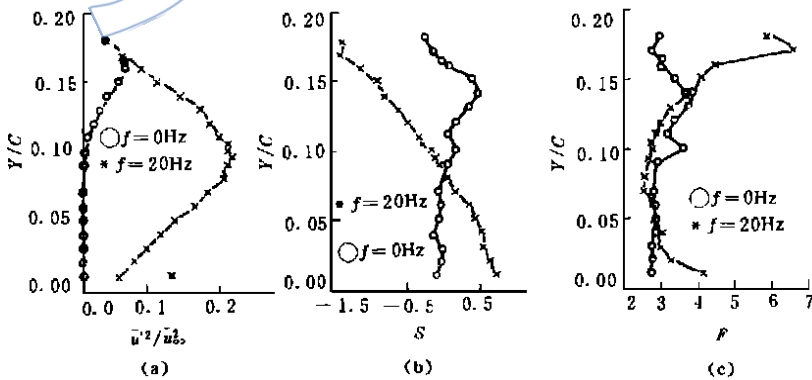


图 5 湍流场的部分测量结果($x = 300\text{mm}$, $\alpha = 27.5^\circ$, $Re_c = 6.67 \times 10^5$)

剪切层增长加快。将模型置于零攻角进行实验(贴体流动),结果有无激振无明显差异。说明激振扰动简单叠加在无分离的流场上,不会产生重大影响。事实上,激振从局部输入扰动的动能与主流动能之比为 0.5×10^{-4} ,是可忽略的。获得激振控制效果的前提至少是分离流场存在。激振是通过一个复杂的过程与分离流场,特别是分离剪切层发生非线性作用,影响分离流场的

湍流运动,从而导致流场发生重大变化,能量来自主流本身。

2.4 模型尾迹的测量结果

图 6a 是尾迹中模型对称面上的典型流向时均速度分布比较,有激振的流向时均速度亏损比无激振时要小。图 6b 是横向时均速度测量结果,有激振时的横向速度 V 明显比无激振时高,这与流场显示结果一致。从图 7 可看出有激振时模型下游尾迹中的湍流强度明显小于无

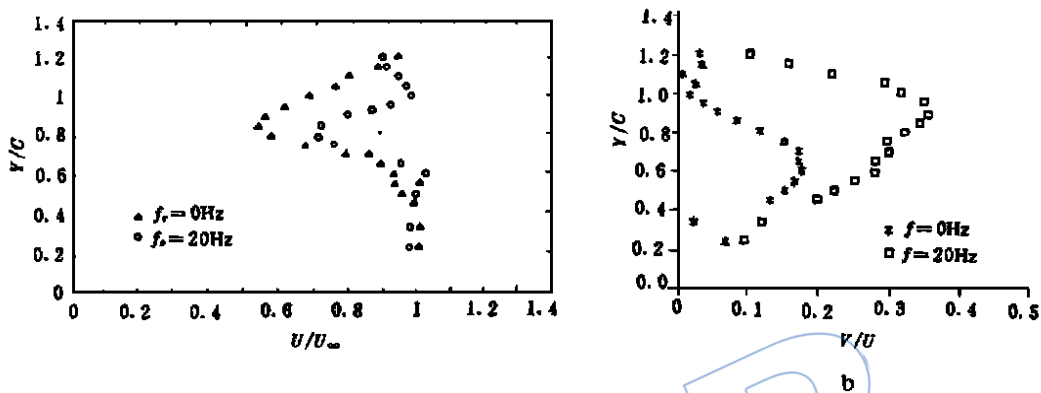


图 6 激振前后模型尾迹中的时均速度分布比较($\alpha = 27.5^\circ, Re_c = 6.67 \times 10^5, x/c = 1.615$)

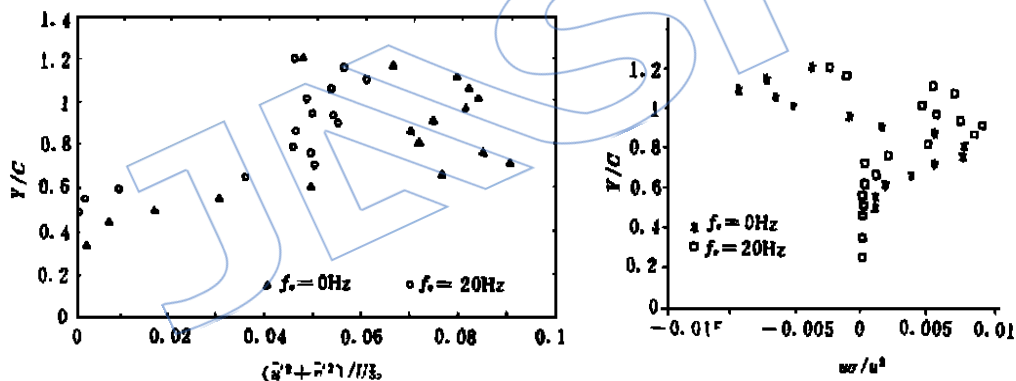


图 7 模型尾迹中湍流强度分布的比较($\alpha = 27.5^\circ, Re_c = 6.67 \times 10^5, x/c = 1.615$)

激振状态。在局部区域,有激振时的剪切应力小于无激振状态。激振减弱了下游流场的湍流脉动强度。激振前后模型尾迹流场的宏观与微观变化是上游模型正上方分离流场变化所致。激振对分离流场,特别是分离剪切层湍流流动的作用,是引起流场宏观变化的原因。

参 考 文 献

- 1 Ahuja K K, Burrin R H. Control of Flow Separation by Sound. AIAA 84-2298
- 2 Shadow K C, Wilson K J. Interaction Between Acoustics and Subsonic Ducted Flow with Dump. AIAA 84-0530
- 3 Cheng D, Shiyong Z. Control of Separation in Diffusers Using Forced Unsteadiness. AIAA 89-1015
- 4 徐诚. 激振控制分离流动的实验研究: [学位论文]. 南京航空学院博士论文, 1991

(责任编辑 魏星禄)

EFFECTS OF EXTERNAL EXCITAION ON THE LEADING- EDGE SEPARATION FLOWFIELD

Xu Cheng (*East China Institute of Techology*)

Zhang Shiyong, Zhou Mingde (*Nanjing Aeronautical Institute*)

ABSTRACT

This paper presents the comparison of the leading-edge separation flow without and with the excitation of select frequency. A variety of excitation effects on the separation flowfield are revealed as (1) delaying separation flow or decreasing separation flow area, (2) modifying turbulence structure, intensifying turbulent activity and enhancing growth rate of separated shear layer, (3) enhancing backflow activity of local region, (4) promoting reattachment and changing separation patterns and vortex distribution, (5) weakening turbulence fluctuation of wake flow, and (6) increasing inclination of wake flow.

AN INVESTIGATION OF SWIRL FLOW FIELD IN PNEUMATIC CONVEYING DUCT

Huang Xijun, Dong Jinzhong

(*Beijing University of Aeronautics and Astronautics*)

ABSTRACT

Swirl flow field of a pneumatic conveying system is investigated experimentally. The swirling flow is imparted to the flow by the use of swirl vanes. A five-hole probe is used for measuring the tangential angle of flow, axial velocity, static pressure of flow and swirl number in the flow sections of the conveying system. It is shown that the existence of central screw conveyer produces the contrary swirl flow under some of the swirl vane angle condition. The larger axial velocity is produced in the outer annular layer of flow. The maximum value of swirl number in the flow sections is agreed with the simplified theoretical relation.

ADAPTIVE ENGINE STALL MARGIN CONTROL

Sun Jianguo, Huang Jinquan

(*Nanjing Aeronautical Institute*)

ABSTRACT

This paper proposes an adaptive engine stall margin control (AESMC) for integration of flight and propulsion controls. Using the model reference adaptive control (MRAC) technique, the AESMC is to adjust exhaust nozzle area to uptrim the engine pressure ratio so that the engine stall margin remains a small constant value in all operation conditions and in full flight envelope. Benefit of the control system is to increase engine thrust and to reduce aircraft acceleration time. In order to evaluate the performance of the AESMC, a nonlinear integrated flight/propulsion model is developed. Digital simulation of the IFPC system is performed. The simulation results show that the IFPC system with the adaptive controller developed has good effectiveness for all operation conditions and for full flight envelope. For example, the thrusts of two engines are increased 16%, and aircraft acceleration time is reduced 23% at altitude 10km and Mach number from 0.65 to 0.9.