

合成射流速度特性的实验研究^{*}

郑新前, 周晓勃, 侯安平, 周 盛

(北京航空航天大学 航空发动机气动热力重点实验室, 北京 100083)

摘 要: 利用热线风速仪, 测量了某受激扬声器产生的合成射流的速度大小。详细测量了频率、功率、波形、空间距离等对合成射流平均速度、最大速度的影响。测量结果表明, 所研究的合成射流激励器能够产生很大的射流速度: 平均速度与最大速度分别达到 42.5 m/s 和 117 m/s。合成射流速度强烈依赖于激励频率, 测得 3 个共振频率分别为 750 Hz、1600 Hz 和 2700 Hz。在偏离共振频率时合成射流速度迅速减弱。

关键词: 合成射流⁺; 速度测量; 性能分析

中图分类号: V231.3

文献标识码: A

文章编号: 1001-4055(2005)06-0504-05

Experimental study on velocity characteristics of synthetic jet actuator

ZHENG Xin-qian, ZHOU Xiao-bo, HOU An-ping, ZHOU Sheng

(National Key Laboratory of Aircraft Engine, Beijing Univ. of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract Measurements of the velocity field in a synthetic jet emanating from a special excited speaker are conducted by hot-wire anemometer. The effect of excitation frequency, power, waveforms (sine wave, triangle wave, square wave), and spatial locations are examined in detail. The results show that time-averaged velocity and maximum velocity are up to 42.5 m/s and 117 m/s respectively. The velocity of synthetic jet depends on excitation frequency strongly. There are three resonance frequencies (750 Hz, 1600 Hz, 2700 Hz) and the velocity diminishes sharply when the excitation frequency is deviated from the resonance frequencies.

Key words Synthetic jet⁺; Velocity measurement; Performance analysis

1 引 言

为了控制流动分离, 在以机翼为代表的外流中实现增升减阻, 以轴流压气机为代表的内流中实现高压比与高效率, 近几十年来人们研究了各种控制方法, 包括被动控制和主动控制^[1-2]。基于流体射流的控制方法在流体分离控制中占有重要地位, 例如通过射流增加附面层的动量以抵抗强逆压力梯度或是利用附面层抽吸去除低能流体。但是, 无论是附面层抽吸还是射流, 都需要附加的气路系统, 这无疑增加了控制的代价。具有零质量特征的合成射流则避免了上述缺点, 且控制效果更为显著^[3-4]。

合成射流的产生原理可简述为: 驱动器 (如振动片、振动膜、活塞等) 受外力 (如压电、静电、电磁力

等) 驱动在腔体内作周期性往复运动, 从而在喷口处周期性的吸入和吹出气流。当驱动器向下运动时, 外界气流被吸入腔体; 当驱动器向上运动时, 腔体内的气流被排出外界, 驱动器对气流做功。因此, 这种人工射流的典型特征是: 质量流量为零, 而动量不为零。合成射流又可称为零质量射流或周期性吹吸气。

为了探索非定常激励对控制轴流压气机非定常旋涡流动的有效性, 利用合成射流作为非定常激励手段, 分别在平面叶栅^[5]、静止环形叶栅^[6]以及单级压气机转子上进行了实验。研究结果表明, 合成射流能够有效的调制附面层旋涡流的演化和发展, 推迟分离, 从而提高其时均气动性能: 在静止环形叶栅实验中获得的最大损失系数相对减少量为 27.4%^[6]。

合成射流速度的大小对激励效果起着至关重要

* 收稿日期: 2004-11-21; 修订日期: 2005-03-15。

基金项目: 国家自然科学基金 (50176001); 北京航空航天大学博士生创新性研究基金。

作者简介: 郑新前 (1976—), 男, 博士生, 研究领域为叶轮机械固有非定常流动。E-mail: zhengxp@yahoo.com.cn

的作用^[7]。为了对控制机理能有更深的理解,以及指导今后的实验及相应数值模拟研究,本文针对实验采用的特制扬声器所产生的合成射流进行测量,研究频率、功率、波形对速度大小的影响,并测量了合成射流速度的空间分布。

2 实验设备

合成射流由一个大功率(额定功率 100W,最大功率 200W)的特制电动扬声器产生,见图 1。扬声器内部利用电磁力推动“活塞”以一定的频率来回移动,从而使空气产生周期性吹吸,形成合成射流。这是一个典型的合成射流激励器(Synthetic jet actuator)。扬声器出口连接一个收缩形导流锥,以增加出口射流速度。导流锥的结构如图 2 所示,与扬声器连接的一端直径为 19mm,气流导出端喷口直径 d 为 3.6mm。本文取此喷口直径 d 为长度的无量纲化特征参数。

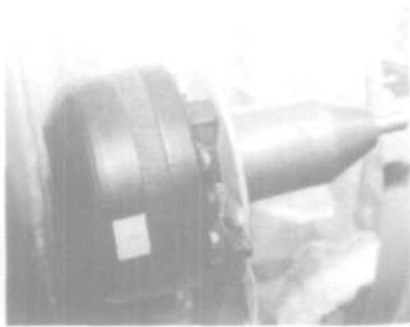


Fig 1 Photo of speaker generating synthetic jet

合成射流速度的测量是由 TSI 公司 TSI-IFA 300 恒温热线风速仪测试系统完成的。采用一维速度测量,对气流的干扰较小且基本上能够满足本文测试要求。数据采集频率为 40kHz,采样周期为 3.2768s。产生激励信号的信号发生器连接到功率放大器,功放的输出端则连接扬声器。热线探针(TSI probe mode

1210-T1 5) 位置由位移机构固定,其精度为 0.01mm。速度测量精度约为 2%。

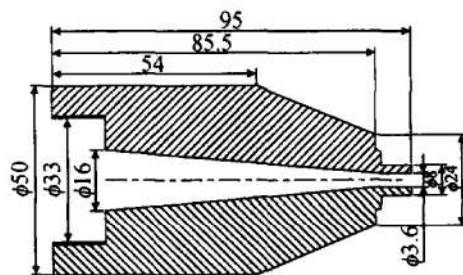


Fig 2 Configuration of guiding cone (Unit mm)

3 测量结果

3.1 速度时间轨迹

图 3 给出了典型的射流速度随时间的变化曲线,功率 P 为 35W,频率 f 为 100Hz,波形为正弦波,测试位置在导流锥中心线上(即 $x=0$ 已由喷口直径 d 进行无量纲化)。所给出的 3 幅图距喷口距离 y 分别为 0、0.3 和 1(已由喷口直径 d 进行无量纲化)。在喷口处($y=0$),由于是零质量射流,根据质量守恒,吹气最大速度和吸气最大速度大体相当。随着远离喷口,吸气速度越来越小(见图 3),在大约 $y=1$ (与喷口直径 d 相等)时,吸气速度基本为零。吹气最大速度随 y 向距离变化的关系将在 3.4 节中分析。由于测量速度使用了一维热线风速仪,所以正向吹气和反向吸气在图 3 中表现出来都是正速度。

由于在 $y=1$ 时吸气速度基本为零,只有半波长的吹气过程,相当于脉冲射流(Pulse jet)。因此,在研究频率和功率影响时,测点位置固定在 $y=1$ 处。

3.2 频率的影响

图 4 给出了射流平均速度和最大速度随频率变化的关系曲线。激励波形为正弦波。测量位置在导流锥中心线($x=0$)上,距喷口距离 $y=1$ 。从图中可

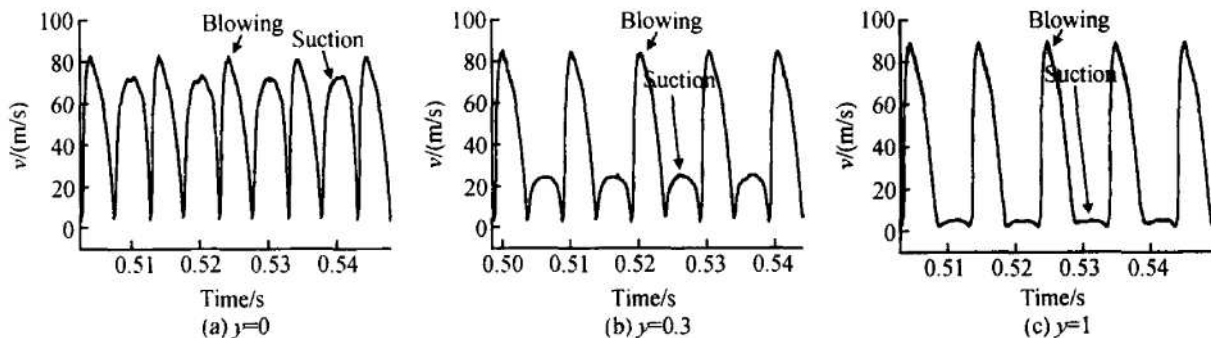


Fig 3 Time trace of synthetic jet velocity

以看出,对于所测的这个特制扬声器,共出现了 3 个共振频率,分别为 750Hz、1600Hz 和 2700Hz。射流速度的极大值在共振频率下获得;其中频率 $f = 1600\text{Hz}$ (功率 $P = 55\text{W}$) 时,平均速度与最大速度分别达到 42.5m/s 和 117m/s。

扬声器的结构不同,共振频率亦不同,对射流速度的影响很大。本文不拟对几何结构的影响进行详细研究,图 5 简单的给出了 3 种几何结构下射流速度的对比: (1) 无导流锥,直接在扬声器出口测量,扬声器出口直径为 19mm,此时共振频率为 400Hz 和 1300Hz; (2) 加导流锥 (即图 4 情况),共振频率为 750Hz、1600Hz 和 2700Hz; (3) 在导流锥上再连接一个约 200mm 长的圆导流管,其直径与导流锥喷口直径均为 3.6mm,此时共振频率则为 750Hz、1450Hz、2150Hz 和 2600Hz。

从图 5 中可看出以下两点: (1) 加上收缩形导流锥后,大幅度提高了射流速度; (2) 几何结构对合成射流速度影响很大,不同的几何结构所产生的共振频

率不同。为了获得较高的射流速度,希望激励器工作在共振频率处,但共振频率对几何结构的敏感依赖增加了研究的困难。依据一些由几何结构推算共振频率的经验公式,其误差有时是致命的。

利用合成射流激励器的电阻抗特性可以方便的得到产生极大射流速度值的共振频率。合成射流激励器的电阻抗特性是指其阻抗模量随频率变化的关系。阻抗模量定义为

$$Z = U/I \quad (1)$$

式中 U 为有效电压, I 为有效电流。固定输入电压 U , 改变频率, 得到电流 I 随频率变化的关系, 再根据式 (1) 得到阻抗模量随频率变化的关系, 即得到电阻抗特性。

图 6 给出了阻抗和平均射流速度随频率变化的关系。从图 6 可以看出, 阻抗极大值所对应的频率就是共振频率, 此时产生射流速度的极大值 (如图 6 中的虚线所示)。阻抗在高频时基本上随频率单调增加。

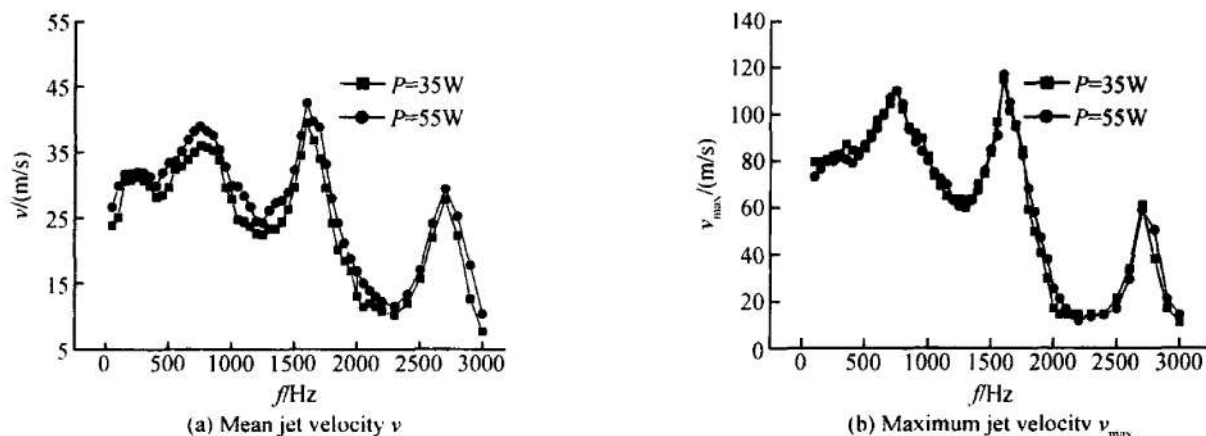


Fig 4 Centerline velocity at $y = 1$ as a function of frequency

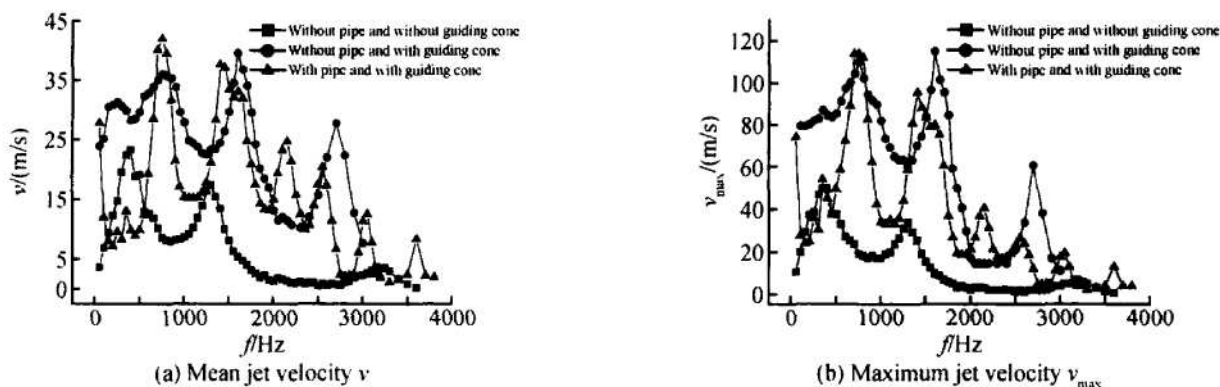


Fig 5 Centerline velocity with three different configuration at $P = 35\text{W}$ and sine wave

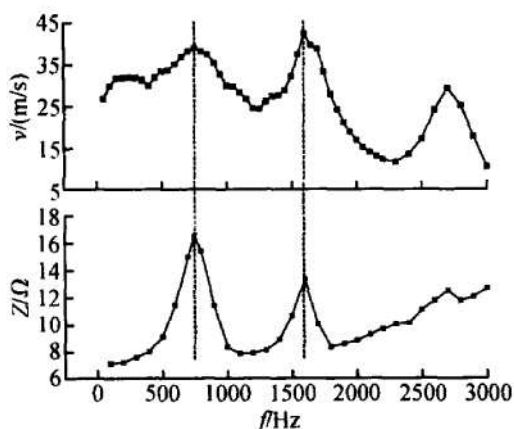


Fig. 6 Impedance and mean jet velocity as a function of frequency with sine wave

3.3 功率的影响

图 7 给出了不同波形和频率下, 功率对射流速度的影响。测量位置在导流锥中心线 ($x=0$) 上, 距喷口距离 $y=1$ 。在小功率时 (大约 $P < 20\text{W}$), 斜率很大, 即射流速度随着功率增加而快速提高; 在大功率时, 斜率则较小。可见, 在大功率基础上, 通过加大功率来获取更大速度的能力是有限的。此规律对其它几何结构也同样适用。

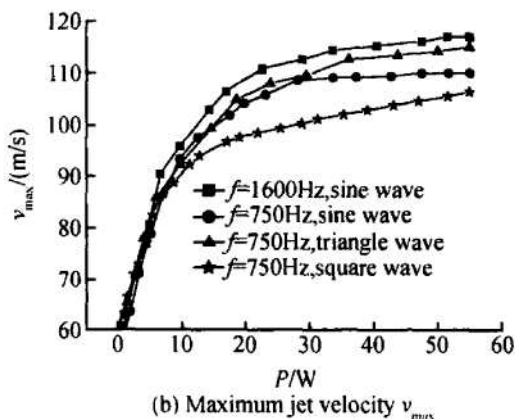
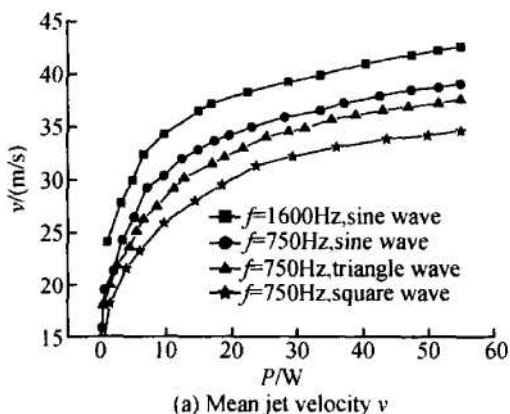


Fig. 7 Centerline velocity at $y=1$ as a function of power

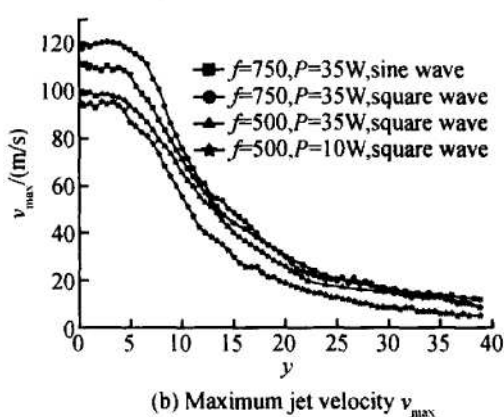
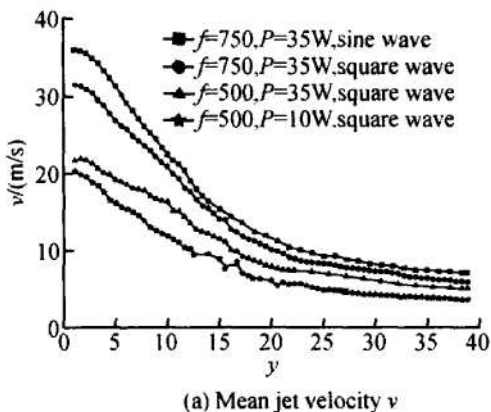


Fig. 8 Centerline velocity as a function of axial distance y

从图 7 中还可以看出波形对射流速度的影响。相对而言, 正弦波的速度最大, 方波的速度最小。在实验研究过程中也发现, 方波产生的声压级 (分贝数) 最大, 表明转化为气体动能的电能相对比例最小, 故射流速度最小。

3.4 速度场的测量

在研究频率、功率对合成射流速度的影响时, 测量位置均在导流锥喷口的中心线上 ($x=0$), 且距喷口的距离为 $y=1$ 。本节研究射流速度在空间上的分布。图 8 给出了合成射流速度在中心线上随 y 向距离变化的情况。最大射流速度在 y 小于 4 时基本上是等幅值的, 而后随着距离的增大而迅速衰减。不同频率、不同功率、不同波形均有一致的衰减规律。图 9 给出了不同 y 向位置合成射流速度在喷口横截面上的分布, 功率为 35W , 波形是正弦。图 9(a) 中, 当 $y=0.3$ 时, 在正对喷口处 (即 $-0.5 < x < 0.5$) 测得了很高的平均速度, 此速度实际上是一个假象。从 3.1 节中可知, 在如此近的 y 向距离处吸气速度还较大, 实际进行速度平均时, IFA 300 数据处理系统将此反向速度以正向速度进行了平均 (一维速度测量测得的都是正向速度)。只有在 $y \geq 1$ 时, 中心线上的吸气速度基本上为零, 此时的平均速度才具有意义。

3 结 论

研究表明:在设计转速下,相对于近失速点而言,对近设计工况点的数值模拟结果更为准确。而在非设计转速下,数值模拟结果与实验(特别是外涵)存在一定的偏差,并且,随着转速的降低这种偏差也随之增加,同时,风扇/增压级内、外涵的流量下降,内涵中各级增压比随流量变化逐级增大的幅度也随之减小。

参考文献:

- [1] 刘大响, 陈 光. 航空发动机 [M]. 北京: 航空工业出版社, 2003
- [2] 郑 涛. 弹用涡喷、涡扇发动机发展概况 [J]. 推进技术, 1995, 16(1). (ZHENG Tao An introduction to devel-

opment of turbojet and turbofan engines for missiles [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 1995, 16(1).)

- [3] Walter Obrien A three dimensional turbine engine analysis compressor code (TEACC) for steady state inlet distribution [R]. *ASME 2972-GT-2124*, 1997.
- [4] 彭泽琰, 刘 刚. 航空燃气轮机原理 [M]. 北京: 国防工业出版社, 2000
- [5] Denton J D. The calculation of three-dimensional viscous flow through multistage turbomachinery [J]. *Trans of ASME, J. of Turbomachinery*, 1992, 114: 16~18
- [6] Gogoi A, Rao KLV. Performance evaluation of multi stage fans using CFD [R]. *AIAA 2003-3538*
- [7] 刘前智. 多级轴流压气机非设计性能的数值模拟 [J]. 航空动力学报, 2004, 19(1): 108~112

(编辑: 梅 瑛)

(上接第 507 页)

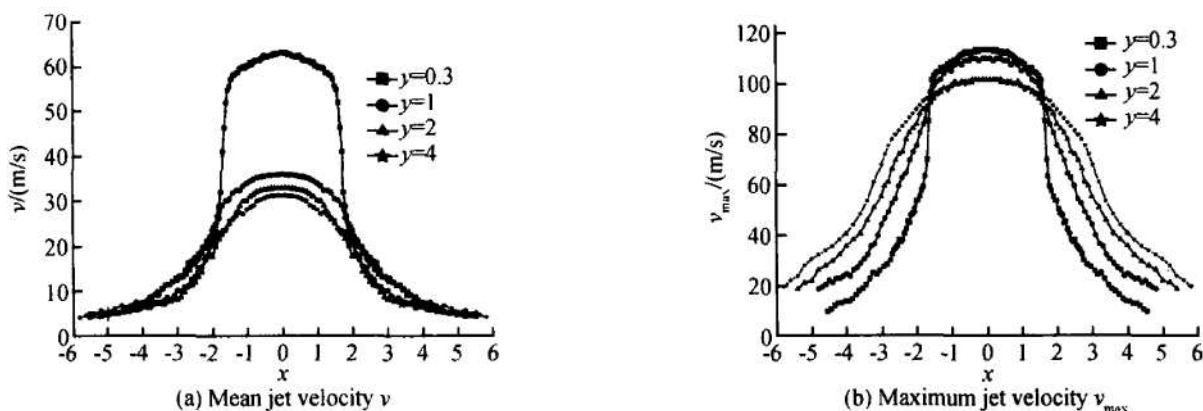


Fig 9 Transverse profile of jet velocity at different axial distance y

4 结 论

利用热线风速仪测量结果表明,本课题组在多个实验研究中所采用的合成射流激励器能够产生很高的射流速度:平均速度与最大速度分别达到 42.5 m/s 和 117 m/s 。合成射流速度强烈依赖于激励频率,在有导流锥时,测得 3 个共振频率分别为 750 Hz 、 1600 Hz 和 2700 Hz 。不同的几何结构存在不同的共振频率,利用阻抗随频率的函数关系,可以方便的判断不同几何结构的共振频率:阻抗极大值对应着射流速度的极大值。功率较小时,射流速度对功率很敏感;大功率时,射流速度随功率变化不大。

参考文献:

- [1] Schaeffler N W, Hepner T E, Jones G S, et al. Overview of active flow control actuator development at nasa langley

research center [R]. *AIAA 2002-3159*

- [2] Volino R J. Separation control on low-pressure turbine airfoils using synthetic vortex generator jets [J]. *ASME J. Turbomach*, 2003, 125(4): 765~777.
- [3] Amitay M, Smith B L, Glezer A. Aerodynamic flow control using synthetic jet technology [R]. *AIAA 98-0208*
- [4] Kral L D, Donovan J F, Cain A B, et al. Numerical simulation of synthetic jet actuators [R]. *AIAA 97-1824*
- [5] 侯安平, 姜正礼, 凌代军, 等. 亚音压气机平面叶栅内流动的声激励试验研究 [J]. 北京航空航天大学学报, 2005, 31(1).
- [6] Qiu Y X, Ge J D, Lu Y J, et al. Research on sound-vortex resonance in enhancing performance of an annular cascade [R]. *ASME GT 2003-38022*
- [7] Zheng X Q, Zhou X B, Zhou S. Investigation on a type of flow control to weaken unsteady separated flows by unsteady excitation in axial flow compressors [R]. *ASME GT 2004-53167*

(编辑: 朱立影)