

能源与动力学院

023

目录

序号	姓名	职称	单位	论文题目	刊物、会议名称	年、卷、期
1	宫继双 范育新 王家骅 刘鸿 张站周	博士生 副高 正高 博士生 正高	023 023 023 023 023	爆震管壁面热负荷实验	航空动力学报	2009年24卷9期
2	谭晓茗 张站周	副高 正高	023 023	自耦合射流流动特性的PIV实验研究	航空动力学报	2009年24卷3期
3	谭晓茗 张站周	副高 正高	023 023	压电驱动自耦合射流激发器影响因素	机械工程学报	2009年45卷6期
4	聂萌萌 张站周 谭晓茗	硕士生 正高 副高	023 023 023	自耦合射流激励同向气流掺混的数值研究	航空动力学报	2009年24卷12期
5	王宏亮 张站周 单勇	硕士生 正高 副高	023 023 023	球型收敛调节片喷管红外特性数值研究	航空学报	2009年30卷9期
6	杨成凤 张站周 陈利强	博士生 正高 硕士生	023 023 023	前缘凸脊倾斜气膜冷却效果	机械工程学报	2009年45卷9期
7	吴川 张站周 单勇	硕士生 正高 副高	023 023 023	涡扇-脉冲爆震组合发动机内外涵掺混器研究	工程热物理学报	2009年30卷8期
8	王同辉 王先炜 张站周 单勇	硕士生 研究员 正高 副高	023 602所 023 023	直升机红外抑制器遮挡罩间距对红外辐射特性的影响	航空动力学报	2009年24卷7期
9	张泽远 张站周 杨卫华	硕士生 正高 副高	023 023 023	半封闭通道射流冲击孔流量系数的实验	航空动力学报	2009年24卷6期
10	王磊 张站周 杨卫华	硕士生 正高 副高	023 023 023	密集型阵列冲击射流换热特性实验	航空动力学报	2009年24卷6期
11	谢浩 张站周	硕士生 正高	023 023	致密孔阵列气膜冷却绝热温比和对流换热系数的数值研究	航空动力学报	2009年24卷6期
12	姚玉 张站周 郭文	博士生 正高 研究员	023 023 624所	气膜孔角度对导叶冷却效果影响的数值研究	航空动力学报	2009年24卷3期
13	杨成凤 张站周	博士生 正高	023 023	气膜孔内置扰动条件作用下的射流-横流流场	推进技术	2009年30卷1期
14	张站周 谢浩 杨成凤	正高 硕士生 博士生	023 023 023	Numerical study of flow and heat transfer characteristic of impingement/effusion cooling	Chinese Journal of Aeronautics	2009年22卷4期
15	李建中 王家骅 唐豪 袁丽	副高 正高 正高 硕士生	023 023 023 023	煤油/空气三管气阀式脉冲爆震发动机	航空学报	2009年30卷11期
16	单勇 张站周	副高 正高	023 023	Numerical investigation of aerodynamic and mixing characteristics of scarfed lobed mixer for turbofan engine exhaust system	Transactions of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics	2009年26卷2期
17	单勇 张站周	副高 正高	023 023	某型涡扇排气系统缩比模型红外辐射特性实验	航空动力学报	2009年24卷10期
18	单勇 张站周	副高 正高	023 023	Numerical investigation of flow mixture enhancement and infrared radiation shield by lobed forced mixer	Applied Thermal Engineering	2009年29卷17-18期
19	颜应文 李红红 赵坚行 张站周 刘勇 党新宪	副高 硕士生 正高 正高 副高 博士生	023 023 023 023 023 023	双环预混旋流低污染燃烧室数值研究	航空动力学报	2009年24卷9期
20	颜应文 赵坚行 张站周 刘勇 党新宪	副高 正高 正高 副高 博士生	023 023 023 023 023	模型燃烧室湍流亚网格尺度模型	南京航空航天大学学报	2009年41卷4期
21	张欣 刘勇 党新宪 徐榕 颜应文 赵坚行	硕士生 副高 博士生 博士生 副高 正高	023 023 023 023 023 023	单头部双级旋流器燃烧室流场PIV测量	工程热物理学报	2009年30卷7期

目录

序号	姓名	职称	单位	论文题目	刊物、会议名称	年、卷、期
22	李开华 蔡文祥 雷雨冰 刘勇 赵坚行	博士生 博士生 副高 副高 正高	023 023 021 023 023	数值研究涡流器对环形燃烧室燃烧性能的影响	航空动力学报	2009年24卷10期
23	党新宪 赵坚行 张欣 徐榕 颜应文 刘勇	博士生 正高 硕士生 博士生 副高 副高	023 023 023 023 023 023	应用PIV技术测试模型环形燃烧室流场	航空动力学报	2009年24卷7期
24	张峥 刘勇 赵坚行 徐榕 党新宪	硕士生 副高 正高 博士生 博士生	023 023 023 023 023	直射式喷嘴油雾场的试验研究	纪念中国航空先驱冯如首飞百年第四分论坛燃烧与传热传质学术会议	2009广东江门
25	徐榕 赵坚行 刘勇 颜应文 王锁芳	博士生 正高 副高 副高 正高	023 023 023 023 023	斜切径向旋流器环形燃烧室数值模拟	纪念中国航空先驱冯如首飞百年第四分论坛燃烧与传热传质学术会议	2009广东江门
26	党新宪 赵坚行 徐榕 颜应文 刘勇	博士生 正高 博士生 副高 副高	023 023 023 023 023	PIV试验研究旋流数对燃烧室流场的影响	纪念中国航空先驱冯如首飞百年第四分论坛燃烧与传热传质学术会议	2009广东江门
27	徐榕 赵坚行 刘勇 党新宪 王锁芳	博士生 正高 副高 博士生 正高	023 023 023 023 023	数值与试验研究旋流杯燃烧室流场	中国工程热物理学会燃烧学分会会议	2009安徽合肥
28	党新宪 赵坚行 刘勇 颜应文 徐榕	博士生 正高 副高 副高 博士生	023 023 023 023 023	模型燃烧室油雾特性试验研究	中国工程热物理学会燃烧学分会会议	2009安徽合肥
29	张勃 李继保 古洪湖	副高 研究员 正高	023 商发 023	冲击多斜孔壁复合冷却中冲击孔与多斜孔开孔面积对换热特性的影响	航空动力学报	2009年24卷10期
30	张勃 古洪湖 曹广州 黄伟	副高 正高 博士生 博士生	023 023 023 023	圆转矩形喷管射流掺混特性试验	航空动力学报	2009年24卷11期

文章编号:1000-8055(2009)09-1952-07

爆震管壁面热负荷实验

宫继双¹, 范育新¹, 王家骅¹, 刘 鸿^{1,2}, 张靖周¹

(1. 南京航空航天大学 能源与动力学院 南京 210016;

2. 江苏工业学院 机械工程系, 常州 213016)

摘 要: 在一台内径 61 mm、长度 1 140 mm 的气动阀式脉冲爆震发动机(PDE)上,进行了爆震管热负荷的测量计算,主要采用了两种换热模型:一是自然对流和热辐射模型;二是强迫对流模型。在两种方式下,爆震管的热负荷随频率的变化关系基本相同,即随频率升高而热负荷增大,但频率增加两倍热负荷增加却不超两倍。此外,在方式二的情况下,还得到煤油蒸发率随频率的变化关系,为 PDE 蒸发器设计提供参考。

关 键 词: 脉冲爆震发动机(PDE); 热负荷; 爆震管; 蒸发

中图分类号: V231. 22

文献标识码: A

Experimental study on heat load of detonation tube

GONG Ji-shuang¹, FAN Yu-xin¹, WANG Jia-hua¹,

LIU Hong^{1,2}, ZHANG Jing-zhou¹

(1. College of Energy and Power Engineering,

Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;

2. Department of Mechanical Engineering,

Jiangsu Polytechnic University, Changzhou 213016, China)

Abstract: A pulse detonation engine (PDE) with diameter and length of 61 mm and 1 140 mm respectively, was used to get the heat loads of detonation tubes which were designed into two types. The first one is that its heat transfer was controlled by natural convection and thermal radiation, and the other one was mainly influenced by forced convection. The same relations between heat load and working frequency were acquired in two conditions, namely, the heat load increased along with the increase of working frequency. However, with the doubling of the frequency from 20 Hz to 40 Hz (or from 25 Hz to 50 Hz) of the detonation tube, the heat load increased more than 100 %. In addition, the vaporizing rate of kerosene was got at different frequencies, providing a reference for the design of PDE evaporator.

Key words: pulse detonation engine (PDE); heat load; detonation tube; evaporation

脉冲爆震发动机(pulse detonation engine, 简称 PDE)由于其较高的热力学性能和简单的结构,作为一种新概念发动机受到越来越多的国内外相关研究机构关注^[1-3]。NASA^[4]的研究人员已经研究了用爆震燃烧室取代传统发动机燃烧室的可行性,称之为混合涡轮喷气发动机。在这个发动

机中,燃烧室每秒钟要完成数百个近似等容的爆震燃烧循环,它的循环热效率要高于现行任何基于等压燃烧的发动机的效率。在一个循环过程中首先燃料和空气混合物向爆震室的充填和点火触发爆震波,可以观测到一个持续时间只有 0.1 ms 的峰值压力和峰值温度,而后是持续几个毫秒的

收稿日期:2008-09-04; 修订日期:2009-05-20

基金项目:国家自然科学基金(50876041)

作者简介:宫继双(1982-),男,河北承德人,博士生,主要从事发动机燃烧研究。

平台压力,最后压力下降到混气的充填压力,进入下个循环。

现今为止,任何的航空发动机都是基于高温高压燃气做功来产生推力的,燃烧室冷却技术是燃烧技术领域研究的热点和难点问题。PDE 燃烧室由于周期性的高压和高温作用,其壁面极容易发生机械疲劳和热疲劳^[5]。J. Kasahara 等^[6]针对 H_2 和 O_2 混合物的 PDE 进行研究表明燃烧放热量的 8%~11% 被爆震管和喷管吸收;而 John Hoke 等^[7]的研究结果显示爆震管的热负荷与混气和隔离段的填充长度、点火延迟、混气油气比、PDE 工作频率等因素有关,其中后两者因素影响最大。Kumud Ajmani^[8]将气膜冷却技术应用 PDE,得到了较好的效果。如何能够既冷却了燃烧室壁面又将热量加以利用,是我们关心的问题。本文通过实验方式,设计了两种爆震管:一种是仅一根钢管,记为爆震管 1;另一种同型号钢管外设计换热装置,记为爆震管 2。首先在连续稳定工作的 PDE 上测量各个频率下爆震管 1 壁面温度,获得其稳态温度分布特征,通过模型简化计算出各个频率下爆震管的热负荷,然后利用爆震管 2 通过测量换热物质(煤油和空气)的进出口温度和流量计算爆震管的热负荷,同时得到煤油蒸发性能,为 PDE 的工程应用提供参考。

1 实验原理与计算模型

相关研究表明^[9]爆震管壁面温度在 PDE 稳定工作一段时间后总能达到稳定值。因此可以忽略复杂爆震循环各个阶段的影响,认为 PDE 整个循环向爆震管传递的净热量等于爆震管向外界环境传递的热量,因此,可以通过计算爆震管与环境的换热量来得到 PDE 工作过程中对爆震管的加热量。

1.1 爆震管 1 模型

在爆震管上等间距安装 N 个 K 型热电偶,爆震管对环境的散热量主要考虑两种因素——大空间自然对流及热辐射,计算按以下步骤^[10]进行:

1) 计两个温度平均数 $\bar{i}$ 和 $\bar{t^4}$

$$\bar{i} = \frac{1}{N} \sum_{i=1}^N i_i \quad \bar{t^4} = \frac{1}{N} \sum_{i=1}^N t_i^4$$

式中 t_i 为第 i 个热电偶测得的温度值,单位为 $^{\circ}\text{C}$ 。

2) 计算格拉晓夫数 Gr ,判断自然对流的流动形态。

3) 根据 ①和 ②数值,选择参数计算出平均努

赛尔数 Nu_m

$$Nu_m = C(Gr Pr)^n$$

式中 Nu_m 为由平均表面传热系数组成的 Nu 数,下标 m 表示定性温度采用边界层的算术平均值 $t_m = (t_{\infty} + i)/2$, t_{∞} 为环境温度; Gr 数中的 Δt 为 i 与 t_{∞} 之差, $\alpha_v = 1/(t + 273.15)$; 常数 C 与 n 则根据 Gr 在文献[10]中查找。

4) 计算对流传热系数 h

$$h = Nu_m \frac{\lambda_m}{d_{\text{外}}}$$

式中 λ_m 为特征温度下的空气导热系数, $d_{\text{外}}$ 为爆震管外径。

5) 计算自然对流换热量

$$\Phi_1 = \pi d_{\text{外}} L h (\bar{i} - t_{\infty}),$$

式中 L 为爆震管长度。

6) 计算辐射换热量

$$\Phi_2 = \pi d_{\text{外}} L \varepsilon \sigma (\bar{t^4} - t_{\infty}^4),$$

式中 ε 为不锈钢发射率,取 0.8, σ 为黑体的辐射常数。

7) 计算爆震管与环境换热量

$$\psi = \Phi_1 + \Phi_2.$$

1.2 爆震管 2 模型

如图 1 所示,在爆震管外套装一个更大直径的钢管,向环形通道内通入换热流体,在平衡状态下换热流体吸收的热量等于 PDE 循环对爆震管传递的净热量。本文通入煤油和空气,在已知煤油和空气的流量以及进口的温度的情况下,通过实验测量出口的温度以及液体煤油的流量就可计算出换热量,即

$$\psi = \dot{m}_1 c_{p\text{气}} (t_{\text{出}} - t_{\text{进气}}) + \dot{m}_2 c_{p\text{油}} (t_{\text{出}} - t_{\text{进油}}) + \frac{(\dot{m}_2 T - m_3) \gamma}{T} \quad (1)$$

式中 $\dot{m}_1$ 和 $\dot{m}_2$ 分别为空气和煤油的流量, m_3 为经过 T 时间后收集的煤油量, $c_{p\text{气}}$ 和 $c_{p\text{油}}$ 分别为空气和煤油的比定压热容, t 为温度值,下标“出”和“进”分别为出口和进口参数。 γ 为煤油的汽化潜热。

1.3 爆震管热损失模型

这里假设每个循环爆震管都充满混气,则在当量比为 1 情况下,理论燃烧放热量 L_0 为

$$L_0 = \frac{\pi d_{\text{外}}^2 \rho L H_i}{4 \phi} \times f$$

这里 $d_{\text{内}}$ 为爆震管内径, ρ 为空气密度, L 为爆震管长度, H_{L} 为燃料的低热值, ϕ 为燃料的理论空气量, f 为工作频率.

散热损失 η 为

$$\eta = \frac{\psi}{L_0} \quad (2)$$

2 实验系统及工况

2.1 实验系统

实验系统由供气系统、供油系统、控制系统、测量系统和实验 PDE 等组成,如图 2 所示.

供气系统是由一台罗茨风机(功率 132 kW)和相应的供气管路组成,在出口处表压约为 70 kPa,流量约为 1.5 kg/s;供油系统供油由两级泵组成,一级增压泵将油从油箱抽出后经高压泵(wp6 加力泵改装)再次增压后供给实验段的喷油嘴,供油压力由回油阀控制回油的多少来控制.

控制系统包括供油控制和点火控制. 供油控制采用自适应供油,即当爆震管内压力小于供油压力时喷嘴喷油,当爆震管内压力大于供油压力时停止喷油. 点火采用高频可调控器来控制高能电嘴点火频率,点火能量 0.5 J;测量系统主要测量爆震管内压力、爆震管壁面温度、换热流体的流量和温度. 选用 NIPXF6135 型同步采样多功能数据采集卡,最多采样通道 16 个,每个通道 1 MHz 采样频率,压力测量选用美国 PCB 公司的高频响动态压力传感器,将压力传感器安装在爆震管壁面上,采用水冷方式冷却传感器,保证安全准确地测量爆震室内压力值;温度测量使用 K 型热电偶经补偿导线接入多路温度巡检仪表采集,液体流量采用浮子流量计测量,气体流量通过 U

形管测量压力得到.

实验件 PDE 采用内径为 61 mm 的不锈钢管作为爆震管,整个 PDE 的长度为 1 140 mm,其中进气道、气动阀和点火装置之和为 260 mm,爆震管部分为 880 mm;点火电嘴前使用半 V 型钝体降低气流速度,设置凹槽加速点火;爆震管内部采用螺旋形紊流发生器(弹簧)和锥形激波反射器以增大紊流强度和激波聚焦的强度,达到缩短 DD T (deflagration to detonation transition) 距离的目的;爆震管分两种形式:爆震管 1 的外壁面点焊了热电偶以得到温度分布,在爆震管尾端等间距设置了 5 个压力传感器如图 2 所示;爆震管 2 是与 1 同径的圆管外面同轴套装一个直径为 80 mm 长约 700 mm 的管子,形成环形通道,通道内通入流向与爆震管内气流方向相反的煤油,为了防止煤油积碳结焦而通入空气,以测量换热效果,如图 1 所示.

2.2 试验方法

整个试验是建立在稳态传热基础上的,为了减少非稳态传热对试验结果的影响,试验时爆震管 1 监测了其中一个测点的温度,待该点温度稳定(温度在 1 °C 范围内波动),然后记录各个测点温度值,循环记录两次取平均;爆震管 2 监测了煤油蒸气和空气出口温度,待该点温度稳定,再计时收集煤油,并且保证收集过程中监测点温度稳定(1 °C 范围内波动).

2.3 试验工况

设定 PDE 在 20, 25, 30, 40, 50, 62.5 Hz 的频率下工作. 采用地面冲压进气,风机出口压力约 70 kPa,温度比环境温度约高 60 °C 左右. PDE 燃料采用液态汽油. 换热液体使用煤油流量为 7.117 g/s,通入空气流量约为 37.85 g/s.

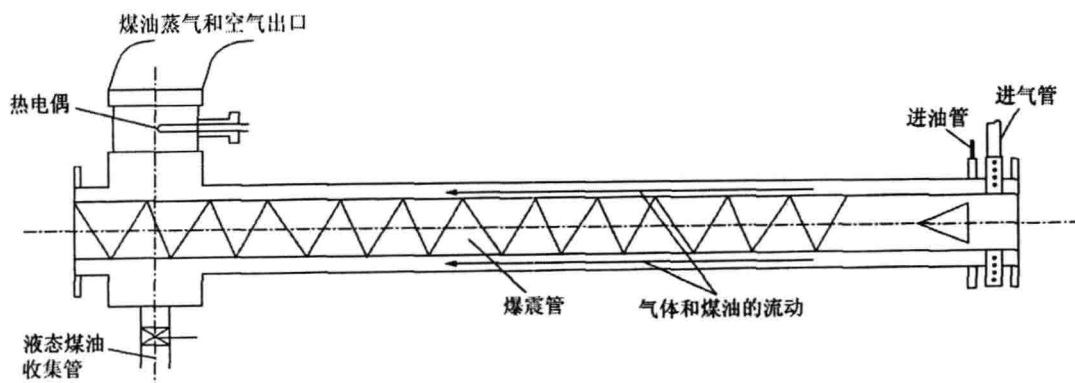


图 1 爆震管 2 结构简图

Fig. 1 Sketch map of letonation tube 2

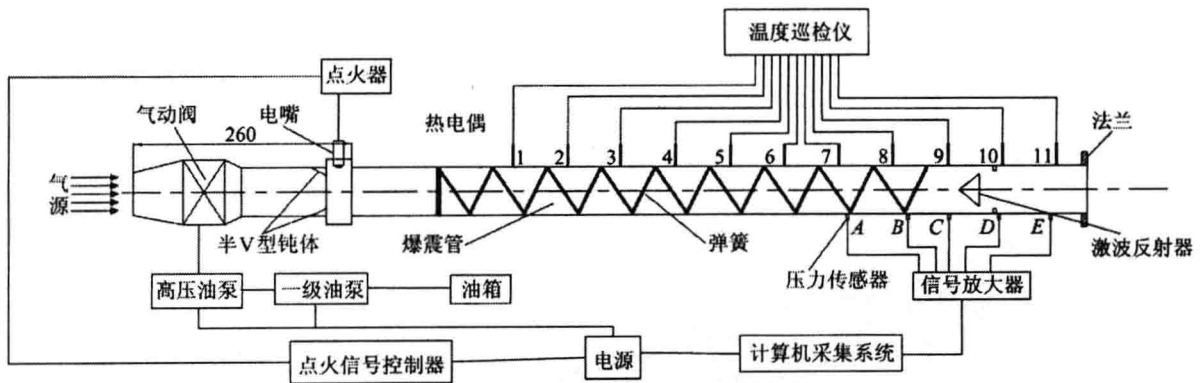


图2 PDE实验系统示意图

Fig.2 Sketch map of experimental setup for PDE

3 实验结果及讨论

3.1 爆震管壁面温度分布特性

在爆震管尾端设置5个压力传感器, A, B位于紊流发生器(弹簧)内部, C位于激波反射器前端, D位于激波反射器后端, E位于处管内附近没有钝体的光滑段,如图1所示。图3是频率40 Hz时沿程各压力传感器测得的压力信号,图4是光滑管E处的各个频率下的压力信号。图5给出爆震管沿程温度分布特性,由图可知:

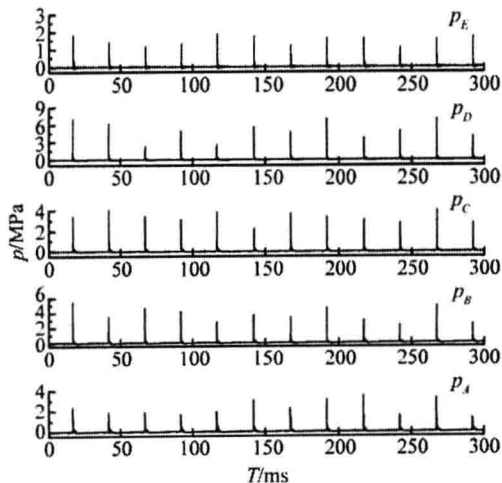


图3 40 Hz爆震管内测点压力时序图

Fig.3 Pressure curve vs. time at different locations

1) 所设计的爆震管50 Hz以下各频率光滑管E处的压力均在1.5 MPa,即所设计的PDE能连续稳定工作到50 Hz(点火周期20 ms),对于频率为62.5 Hz(工作周期16 ms)的情况,E处大部分压力在1.0~1.5 MPa之间,并没有形成稳定发展的爆震波。由于本文实验PDE长度为1140 mm,其中爆震管长度880 mm,进气道、气动阀及点火

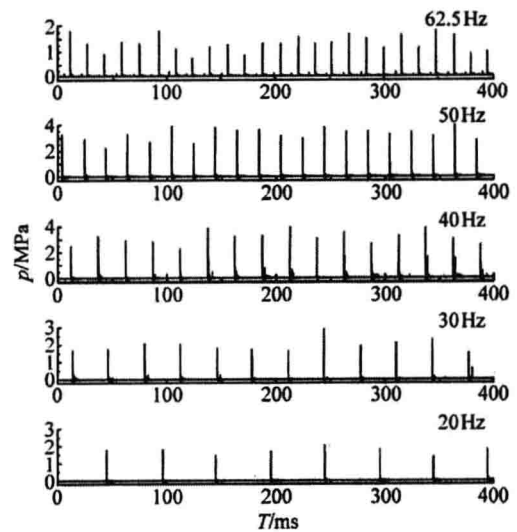


图4 20~62.5 Hz测点E处的压力时序图

Fig.4 Pressure curve vs. time at location E (20~62.5 Hz)

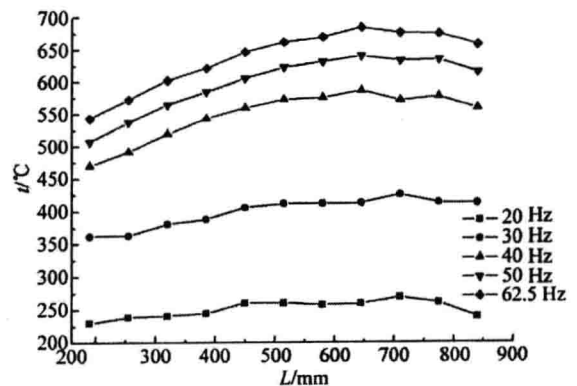


图5 各频率下爆震管温度分布

Fig.5 Temperature distribution at different positions of detonation tube

装置之和为260 mm,而PDE完成一个实际工作周期需时间 $T_{实}$ 可由下面公式^[11]计算:

$$T_{\text{实}} = T_f + T_i + T_{\text{DDT}} + T_{\text{DR}} = \frac{L_f}{v_f} + \frac{\Delta L_i}{v_f} + T_{\text{DDT}} + 10 \frac{L_f}{v_D} \quad (3)$$

这里 T_f 为混气的充填时间, T_i 隔离段的填充时间, T_{DDT} 为 DDT 时间, T_{DR} 为爆震波传播和膨胀时间, L_f 为充填长度, ΔL_i 为隔离段长度, v_D 为爆震波的传播速度. 成功获得爆震波的必要条件是点火器的点火周期 $T_{\text{点}} \geq T_{\text{实}}$, 而工作频率的提高意味着 $T_{\text{点}}$ 变短, 所以混气填充长度也随之变短. 对于实验 PDE 充填速度为 80 m/s, 取 $L_f = 880$ mm, 根据文献[9]取 $T_{\text{DDT}} = 3$ ms, $v_D = 1300$ m/s, 可估算一个工作循环时间 T 约为 20 ms 左右, 实验也得到了 $T = 20$ ms (50 Hz) 的爆震波, 而 62.5 Hz 不能成功, 就是因为充填长度短, 没有完成 DDT 过程所致.

2) 爆震管的壁面温度随 PDE 的工作频率增加而增高, 最高可达 600 °C 以上, 如图 5 所示. 这是由于频率增加了单位时间内点火次数增加, 放热量也增加, 因此壁温增加了, 但温度随频率增加的梯度却下降, 这是 PDE 循环过程对爆震管的传热主要以对流和辐射两种形式, 填充阶段主要是以对流形式对壁面冷却, DDT 和爆震波传播、膨胀过程主要是对壁面的加热. 值得一提的是, 不同的爆震频率下, DDT 过程和波震波传播及膨胀过程的特征参数基本是不变的^[11-12], 可以认为 T_{DDT} 与 T_{DR} 不随频率变化. 当频率同样增加 10 Hz, 可以看到从 20 Hz (周期 50 ms) 增加到 30 Hz (周期为 33 ms) 时, 填充时间缩短了 17 ms, 而频率从 30 Hz 到 40 Hz (或从 40 Hz 到 50 Hz) 时, 填充时间缩短了 8 ms (或 5 ms), 所以说冷却时间变短, 温度梯度变小.

3) 在一定的频率下, 爆震管壁面温度沿程先增加在靠近激波反射器前端附近达到最高随后降低. 这种分布由两个因素造成: 一是越是距离气动阀近的点充填过程对其冷却的时间越长, 二是由于存在 DDT 过程, 所以爆震管内越是距离气动阀近的点其燃烧剧烈程度越低, 燃料热能释放越慢, 对壁面加热量也就越少. 为了缩短 DDT 过程在爆震管内设置可弹簧和锥形激波反射器等装置, 由图 3 可知由 p_A , p_B 和 p_C 可以看出在它们起了明显的作用. 在 A 处就已经产生了局部爆炸, 压力大部分在 2 MPa 左右; C 处的平均压力是整个爆震管内压力最高的区域 (大于 3 MPa), 这是由于从弹簧内出来的复杂的激波经过激波反射器和爆震管壁面的反射作用, 在爆震管中心聚

焦, 形成强激波, 此时激波与火焰作用最强, 形成过驱爆震波, 爆震管壁面温度也在此处附近达到最大, 如图 5 所示. 靠近爆震管尾端沿程温度下降, 原因有两种: ①在爆震波传出爆震管后爆震管内燃气膨胀高速排出, 引射周围环境冷空气对壁面冷却; ②由于高速气流排出爆震管导致爆震管尾端低压, 即过膨胀状态, 周围环境中冷空气会从尾部倒流进入爆震管.

3.2 爆震管热负荷

3.2.1 爆震管 1 的热负荷

利用上述测得的各个频率下壁面温度, 计算平均值 $\bar{T}$ 和 $\bar{T}^4$, 将爆震管看作是维持该温度下的圆柱棒, 再根据实验时实验室内环境温度为 50 °C, 考虑大空间自然对流和辐射传热, 可计算出各个频率下爆震管的热负荷, 如图 6 所示: 爆震管的热负荷随频率的增加而增大, 这是由于频率增加单位时间内燃烧放热量增加, 管壁储存的热量增加; 当频率增加一倍 (由 20 Hz 增加至 40 Hz), 爆震管热负荷增加却大于一倍关系, 这是因为爆震管的热负荷是在其内部进行的每个循环燃烧 (包括缓燃和爆震燃烧) 加热与填充过程 (包括隔离段填充和混气填充) 冷却以及爆震管与周围环境的换热等因素的综合反映, 由公式 (3) 可知 $\frac{T_{\text{壁}}}{T_{\text{实}}}$ 可表示为 $\frac{T_{\text{壁}}}{T_{\text{实}}} =$

$1 - \frac{T_f + T_i}{T_{\text{实}}} = 1 - (T_f + T_i) \times f_{\text{实}}$, 可见频率越高充填时间占整个周期的时间越短, 即充填过程对爆震管的冷却效果越差, 由此说明虽然理论上由 20 Hz 增加到 40 Hz 燃烧放热量增加一倍, 但爆震管的热负荷却增加不止一倍.

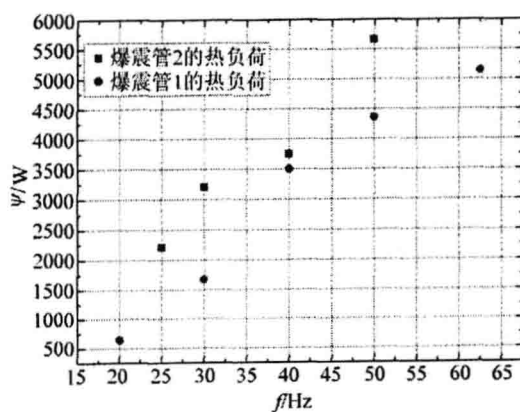


图 6 两种爆震管热负荷随频率的变化关系

Fig. 6 Heat loads relations of two tubes vs. working frequency

3.2.2 爆震管2热负荷

利用公式(1),可得到爆震管2的热负荷,这里进口煤油温度25℃,流量为7.117 g/s;空气温度为60℃,流量约为37.85 g/s.计算结果如图6所示.

与爆震管1的热负荷类似,爆震管2的换热量随频率的增加而增加,但当频率增加一倍(由25 Hz增加至50 Hz)时,换热量增加也不止一倍.此外由图可以看出,爆震管2的吸热量大于爆震管1这是由于两个爆震管与外界环境的换热方式不同,爆震管2主要是强迫对流换热,而且伴随着煤油的相变情况,所以换热量很大.

3.3 爆震管热损失

利用公式(2)可计算出两种爆震管的热损失情况,如图7所示.

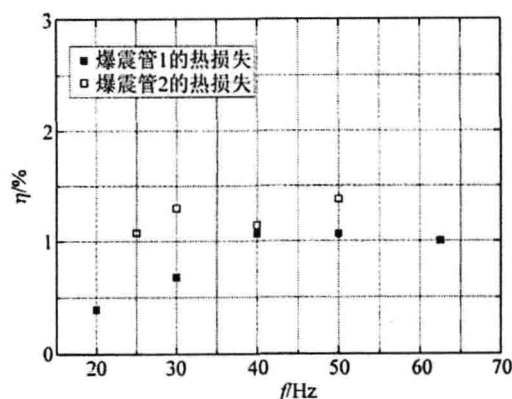


图7 各频率下爆震管的热损失

Fig. 7 Heat loss of detonation tubes at different frequencies

可见两种爆震管的热损失均在1.5%以下,因此可以认为本实验条件下热损失对PDE性能影响很小.图8给出爆震管2中煤油的蒸发率随

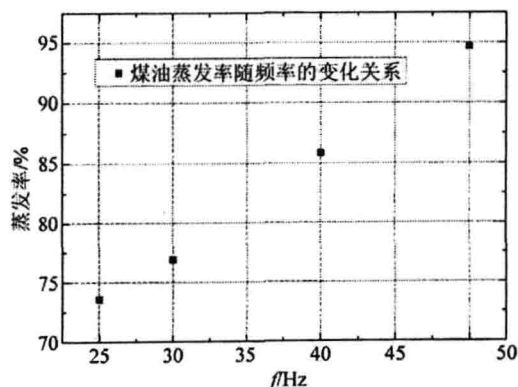


图8 各频率下爆震管2中煤油蒸发率

Fig. 8 Kerosene vaporizing rate of detonation tube 2 at different frequencies

频率的变化,由图可见蒸发率随频率的增加而增加,最大可接近95%,如果将这部分煤油蒸汽设法引入PDE内参与爆震循环过程则可对PDE的性能产生有利的影响.

4 结论

1) 在PDE原理样机上,测得了各个频率下爆震管壁面温度分布规律,在激波反射器前端温度最高,50 Hz时最高温度大于600℃,对于更高频率的PDE温度会更高.不带喷管的PDE尾部温度分布受燃气引射冷空气和过膨胀后冷空气倒流作用而沿程降低.

2) 计算了不采取冷却方式时(即文中爆震管1)爆震管的热负荷,得出爆震管热负荷随频率增加而增加.

3) 设计了一台以空气和煤油作为介质的蒸发器形式的爆震管(即文中爆震管2),通过计算换热流体的换热量得到各个频率下爆震管热负荷,同时得到蒸发率随PDE工作频率的增加而增加.

参考文献:

- [1] Goracke D B, Levack D J H. Tripropellant engine drive cycle considerations for the SSTO application [R]. AIAA 95-2950.
- [2] Manski D, Goertz C, Sassnick H, et al. Cycles for earth-to-orbit propulsion [J]. Journal of Propulsion and Power, 1998, 14(5): 588-604.
- [3] Mawid M, Park T, Sekar B. Performance analysis of a pulse detonation device as an afterburner [R]. AIAA 2000-3474.
- [4] Louis J G, Zhu D M. Thermal barrier and protective coatings to improve the durability of combustor under a pulse detonation engine environment [R]. AIAA 2007-2070, 2007.
- [5] 严传俊, 范玮. 脉冲爆震发动机原理及关键技术[M]. 西安: 西北工业大学出版社, 2005, 10: 277-280.
- [6] Kasahara J, Takazawa K, Arai T. Experimental study of impulse and heat transfer on pulse detonation engines [R]. AIAA 2002-4071, 2002.
- [7] Hoke J, Bradley R. Heat transfer and thermal management in a pulse detonation engine [R]. AIAA 2003-6486, 2003.
- [8] Ajmani K, Breisacher K. Numerical and experiment studies of a film cooled pulsed detonation tube [R]. AIAA 2005-3509, 2005.
- [9] 郑龙席, 严传俊, 范玮, 等. 脉冲爆震发动机模型机爆震室壁温分布实验研究[J]. 燃料科学与技术, 2003, 9(4): 344-347.

- ZHENG Longxi, YAN Chuanjun, FAN Wei, et al. Experimental investigation on outer wall temperature distribution of a pulse detonation engine model[J]. *Journal of Combustion Science and Technology*, 2003, 9(4): 344-347. (in Chinese)
- [10] 杨世铭,陶文铨. 传热学[M]. 3版. 北京:高等教育出版社,2006.
- [11] 张义宁. 提高两项脉冲爆震发动机工作频率的研究[D]. 南京:南京航空航天大学,2007.
- ZANG Yining. Investigation on increasing operating frequency of two-phase pulse detonation engine[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2007. (in Chinese)
- [12] 郑龙席,严传俊,李牧. 多循环PDE模型机爆震室壁温分布数值模拟[J]. *燃料科学与技术*, 2007, 13(5): 413-420.
- ZHENG Longxi, YAN Chuanjun, LI Mu. Numerical simulation on detonation chamber wall temperature distribution of a muti-cycle pulse detonation engine model[J]. *Journal of Combustion Science and Technology*, 2007, 13(5): 413-420. (in Chinese)

文章编号: 1000-8055 (2009) 03-0558-08

自耦合射流流动特性的 PIV 实验研究

谭晓茗, 张靖周

(南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016)

摘 要: 采用三维粒子图像测速仪 (PIV) 对具有相同出口面积的圆孔喷口和狭缝喷口自耦合射流激发器外部流场特征进行了实验研究. 结果表明: 狭缝喷口自耦合射流与圆孔喷口自耦合射流的形成过程相同, 都经历了涡环产生、发展、破碎融合的周期性过程, 在某个法向距离上形成较为稳定的连续性射流. 时均流场分布表明狭缝喷口自耦合射流的流场型面较宽, 扩展角度较大. 狭缝短轴方向和圆孔水平方向上自耦合射流的时均速度曲线呈现规则的对称分布和速度自模的特征, 而狭缝长轴方向自耦合射流在靠近喷口处的速度分布呈现马鞍状, 这一特征随着法向距离增大而逐渐消失.

关 键 词: 自耦合射流; 流动特性; PIV; 速度分布; 实验研究

中图分类号: O354; V231.1

文献标识码: A

PIV experimental study on flow characteristics of synthetic jets

TAN Xiao-Ming, ZHANG Jing-Zhou

(College of Energy and Power Engineering,

Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: The characteristics of flowfields of synthetic jets with slot-nozzle and hole-nozzle were investigated experimentally by utilizing Particle Image Velocimetry (PIV). The results show that: the formations of the synthetic jets from different nozzles are the same. During the formation process, the rings of vortexes were generated, developed, broken down and merged together periodically, forming a steady jet within a certain normal distance near the orifice exit. The time-averaged flowfields of the synthetic jets were continuous and steady. However, the slot-nozzle synthetic jet appeared wider than the hole-nozzle synthetic jet with a bigger spreading angle. The velocity profiles of the slot-nozzle synthetic jet along the slot-width and the horizontal hole-nozzle synthetic jet appeared symmetrically and self-similarly. But, the velocity profiles of the slot-nozzle synthetic jet along the slot length direction took on a saddle shape and disappeared with the increase of normal distance from the nozzle.

Key words: synthetic jet; flow characteristics; PIV (Particle image velocimetry); velocity distribution; experimental investigation

近年来,自耦合射流的研究已成为国内外学者关注的热点之一^[1-4].和常规射流相比,自耦合射流的产生不需要流体供给设备,它是在一个表面开有喷口的腔体上利用底面膜片的周期性振动

使出口处产生一系列向外扩展的非定常涡环,这一系列的涡环对外流的作用类似于一股射流.自耦合射流具有结构简单,易于操作等优点,只需要改变激发器的激励参数或几何参数就可以控制射

收稿日期: 2008-01-10; 修订日期: 2008-06-26

基金项目: 高等学校博士学科点专项科研基金 (20070287040)

作者简介: 谭晓茗 (1976-), 女, 江苏徐州人, 副教授, 博士, 主要从事传热传质研究. E-mail: catam@sina.com

流的整体状态,因此其应用非常广泛,它可以提供动量通量、进行矢量控制、增强掺混、加强换热传质控制等^[5-7]。目前,国内的清华大学^[8]、国防科技大学^[9]、南京航空航天大学^[10-11]等科研机构在这方面已经开展了大量的研究工作。在航空航天领域,这一技术还可以用于机翼前沿边界层分离控制和增加升力,尾喷管的矢量推力控制和卫星姿态的调整等^[12-13]。显然,这一技术具备非常广阔的应用前景,因而加深对自耦合射流的了解与认知就成为必然趋势。本文利用三维粒子图像测速仪(PIV)对压电驱动的具有圆孔喷口和狭缝喷口自耦合射流的流场结构进行了详细显示与比较分析,以进一步了解自耦合射流的形成机理与流场特征。

1 实验装置和测量方法

自耦合射流原理如图1所示。自耦合射流发生器简图如图2所示,腔体为圆柱体,腔体直径 $D=30\text{ mm}$,腔体高度 $H=5\text{ mm}$;腔体顶面为射流出口孔板,狭缝喷口尺寸:长 $l=10\text{ mm}$,宽 $b=0.5\text{ mm}$;圆孔喷口直径 $d=2.5\text{ mm}$;为了结果的可比性,狭缝出口面积和圆孔出口面积基本相同。腔体底面为压电膜片,由 PZT-5 型压电陶瓷片和紫铜膜片粘结而成,压电陶瓷片直径为 20 mm ,紫铜片厚度为 0.1 mm 。

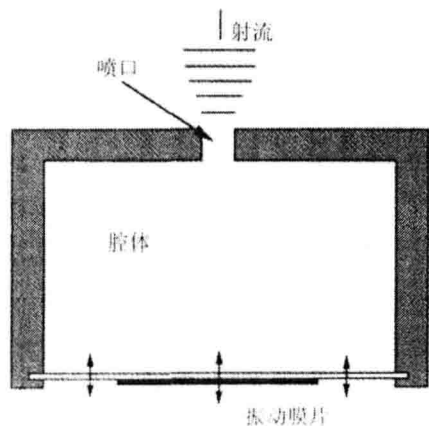
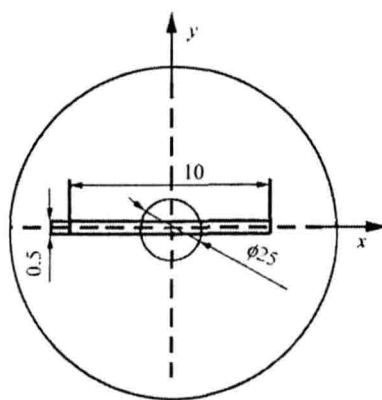


图1 自耦合射流原理简图

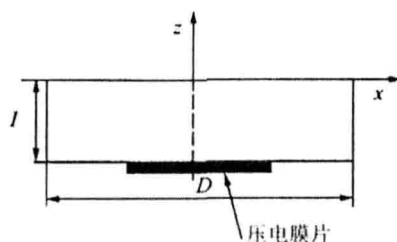
Fig.1 Schematic of synthetic jet actuator

对流场的测量采用的是三维粒子图像测速仪(PIV),它可以无接触测量速度矢量,测量精度高,在片光源面上速度精度为 0.1% ,穿过片光源面方向 0.2% 。测量系统简图如图3所示,系统的主要组成部分为:

1) 双脉冲激光器:最大输出功率 200 mJ/Pulse ,脉冲波长为 532 nm ,双脉冲激光重复频率 15 Hz ;



(a) 激发器顶面



(b) 激发器纵剖面图

图2 激发器实验件简图(单位:mm)

Fig.2 Synthetic diaphragm of synthetic jet actuators (Unit:mm)

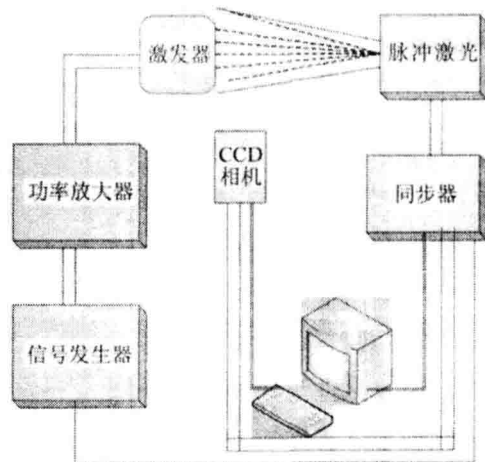


图3 PIV测试系统简图

Fig.3 Schematic diagram of PIV system

2) 互相关 CCD 数字相机:分辨率 $1016 \times 1008\text{ Pixel}$,双帧频为 15 fps ;

3) 片光源:由柱面镜和球面镜组成的光学原件,片光小于 1 mm ;

4) 同步器:由计算机控制的同步器控制双脉冲激光和 CCD 相机工作时序;

5) 操作与控制系统:由计算机、高速数据采集卡,PIV 专用分析软件包与处理结果软件组成,

进行图像采集、处理、流场显示;

6) 示踪粒子:本实验中采用香烟燃烧产生的烟作为示踪粒子,其浓度易于调节,可满足测量的需要。

实验过程中,投放示踪粒子,调节粒子分布的均匀性并保证足够的粒子浓度。打开激光,照亮所要测量的流场区域,调整片光平面与自耦合射流中心线重合,并且保持 CCD 相机光轴与片光平面垂直。由于 PIV 测量系统对瞬时速度场的最高采样率为 15 Hz,不能满足实际动态连续采样的要求,故本实验中采用了相位锁定技术,由外部正弦波信号作为主时序触发信号,同时输给实验件与同步器,从而得到一个周期内约 12 个相位的流动图像。为了得到较高的流场空间分辨率,将 CCD 相机的采集区域保持为 140 mm × 105 mm 大小。CCD 相机所拍摄的图像通过采集卡输入到计算机中,通过 Insight 软件和 Tecplot 软件进行相应的处理从而得到流场的速度矢量分布结果。每对图像计算后将得到 $101 \times 96 = 9696$ 个速度矢量,进行互相关计算时所取查问区的大小为 16×16 Pixel。

2 实验结果与讨论

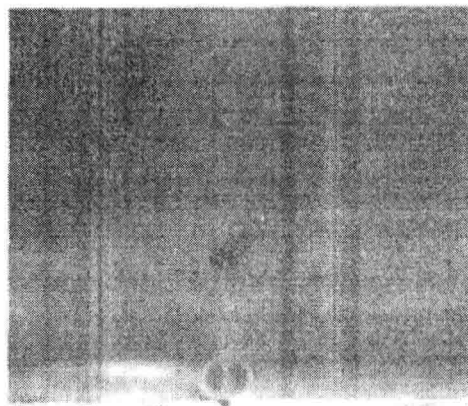
实验中激发器采用方波信号输入,电参数为:电压 $E = 175 \text{ V}$ 、激发频率 $f = 1000 \text{ Hz}$ ^[11]。

2.1 流场显示

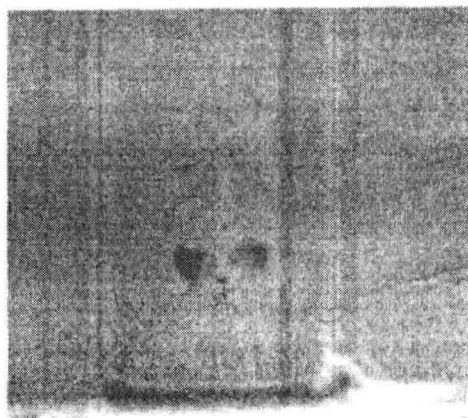
图 4 为 PIV 系统捕捉到的不同喷口形状自耦合射流中心截面的瞬态流动原始图像。根据图中自耦合射流对示踪粒子的干扰而产生的粒子明暗区域可以定性地观察自耦合射流的流场状况。如图 4 所示,狭缝短轴喷口处产生的“豆瓣”状图案就是激发器产生的涡对。从狭缝长轴中心线截面上拍摄到的流动图像可以看出,由于出口尺寸较大,流体在出口处形成了一个条状涡结构,但是这个条形涡在向下游运动的过程中也破碎成了大小不一的涡串,并逐渐消散到主流当中。从实验中还可以发现一个有趣的现象:在喷口出现明显涡对下游的一段距离内,长轴方向的自耦合射流作用范围大于短轴方向的,但再向下游发展,短轴方向的自耦合射流明显向外发展,而长轴方向的自耦合射流则呈现了收敛的趋势。

在同一时刻,圆孔喷口自耦合射流的外流场流域形态和狭缝喷口自耦合射流差别很大,流场的构成是一系列间隔明显的涡串,涡对并没有很快破碎融合到一起。而狭缝喷口自耦合射流只是

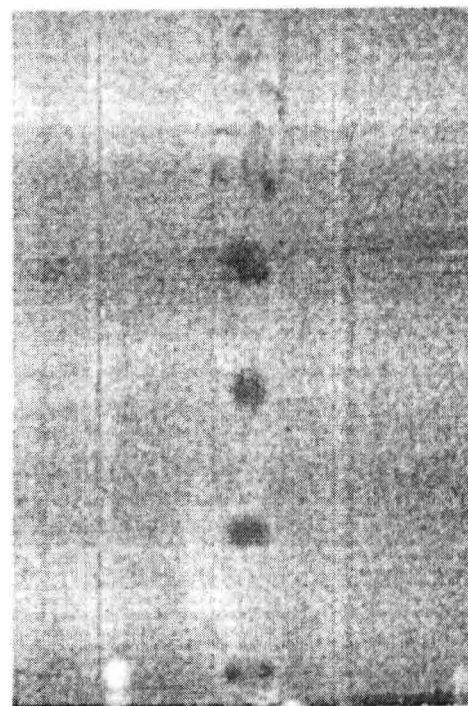
在喷口处出现了明显的涡对,在流场下游涡对已



狭缝喷口短轴中心截面



狭缝喷口长轴中心截面



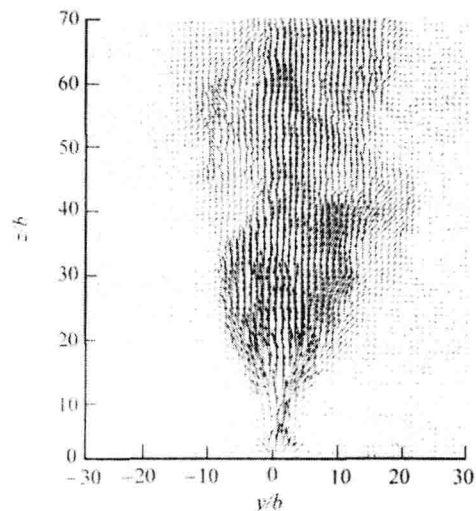
圆孔喷口中心截面

图 4 自耦合射流 PIV 原场图 ($t = 0.25 \text{ T}$)

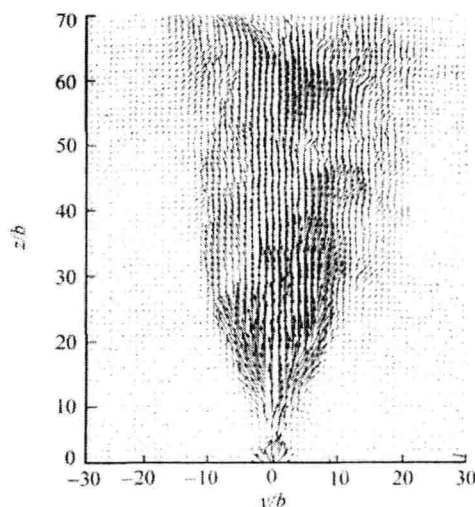
Fig. 4 Flow visualization of synthetic jet ($t = 0.25 \text{ T}$)

经破碎融合到主流当中,很难再看到清晰的涡对(见图4)。

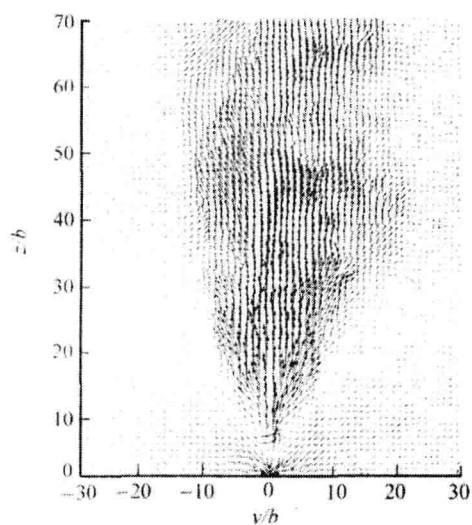
图5所示为狭缝喷口自耦合射流在喷口长轴和短轴中心线截面上一个激发周期内不同时刻的



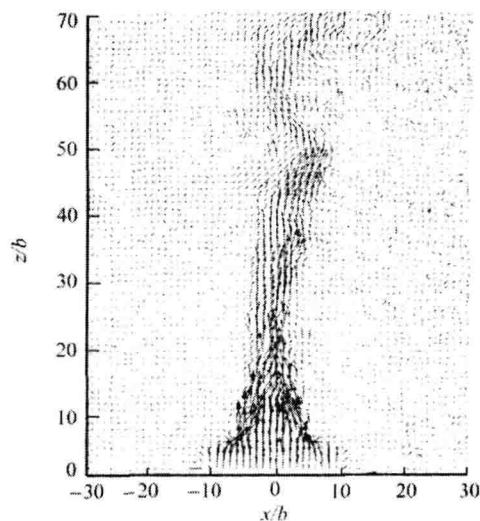
(a) 短轴中心截面 $1/4 T$



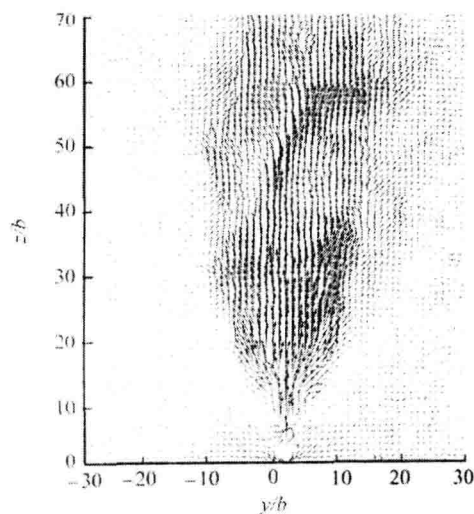
(d) 短轴中心截面 $1 T$



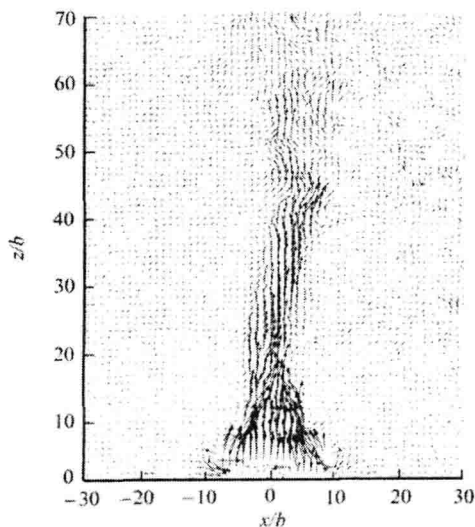
(b) 短轴中心截面 $2/4 T$



(e) 长轴中心截面 $1/4 T$



(c) 短轴中心截面 $3/4 T$



(f) 长轴中心截面 $2/4 T$

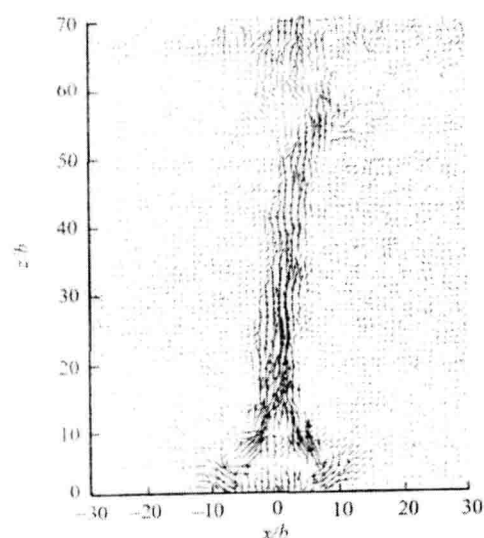
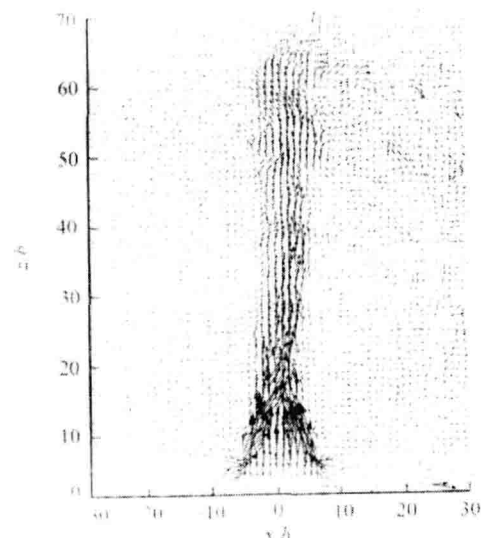
(g) 长轴中心截面 $3/4 T$ (h) 长轴中心截面 $1 T$

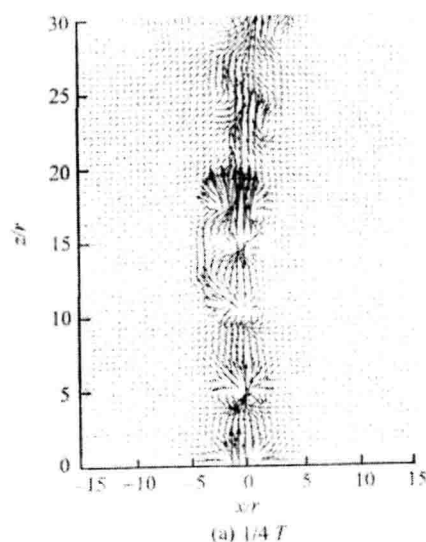
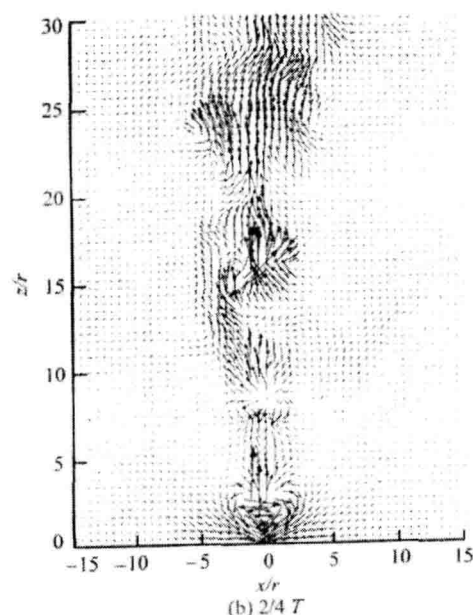
图5 狭缝喷口自耦合射流一个周期的速度矢量图
Fig. 5 Plots of velocity vectors on centrisymmetrical sections of slot-nozzle synthetic jet

速度矢量,图5(a)~图5(d)为短轴中心截面,图5(e)~图5(h)为长轴中心截面,从图中可以看出,不管是在喷口长轴方向还是短轴方向,流场都经历了周期性的发展.在 $t = 1/4 T$ 时,腔体底面膜片向上运动,气体从腔体内部喷出,在喷口附近形成一个反向涡对;在 $t = 1/2 T$ 时,这一涡对已经在自耦合射流自身的牵引作用下移动到了相对较远的位置,逐步与周围的气体掺混,不断进行动量交换,喷口出口的涡对消失;在 $t = 3/4 T$ 时,自耦合射流继续向下游发展并最终耗散于下游的流场中,同时腔体底面膜片向下运动,将喷口外部附近的流体抽吸进激励器腔体;到 $t = 1 T$ 时,一个

周期结束的同时伴随着又一个新周期的开始,气体从腔体喷出,生成新的涡对.正因为激励器底面膜片不停地做着周期性振动,出口处不断有反向涡对生成,并向下游发展,补充到自耦合射流中去,维持了自耦合射流的延续性.从整体上看,自耦合射流在短轴方向的发展较长轴方向的发展强度大.

图6是圆孔喷口自耦合射流喷口中心截面上的流场矢量图,从射流发展的整体趋势来看,射流的发展同样经历了周期性的变化,但是和狭缝喷口自耦合射流相比,其流场涡对之间的间隔非常明显,这说明了圆孔喷口自耦合射流在发展过程中对周围流体的卷绕以及自身的融合功能不强.

根据PIV在一定时间段内拍摄的流场图像迭加可以得到如图7所示的平均流场图像.

(a) $1/4 T$ (b) $2/4 T$

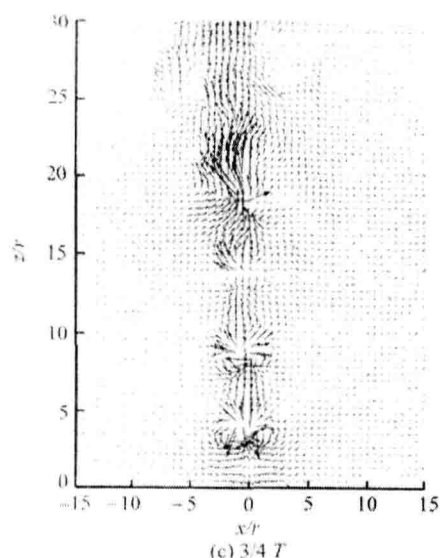
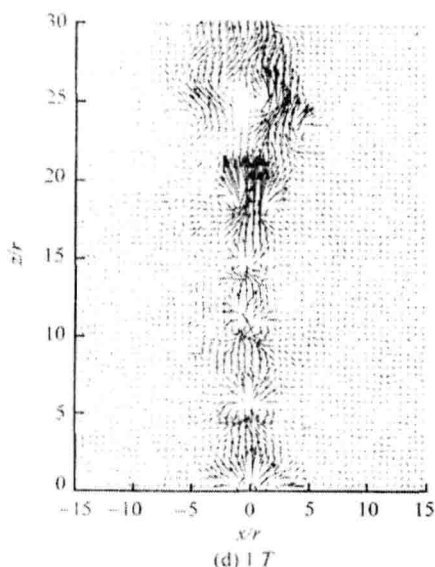
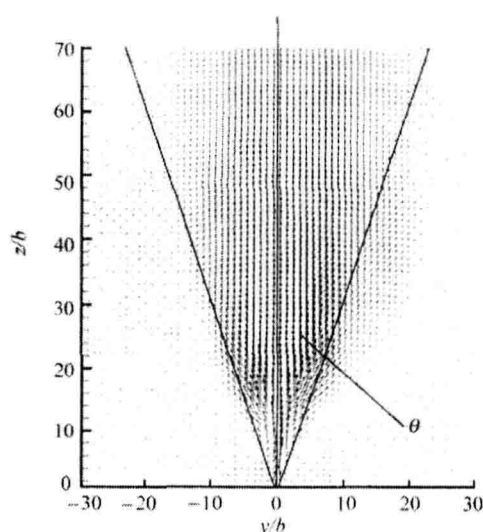
(c) $3/4 T$ (d) $1 T$

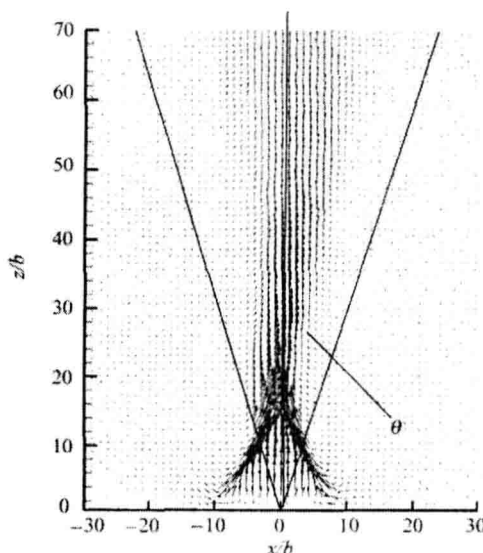
图6 圆孔喷嘴自耦合射流一个周期内的速度矢量图

Fig. 6 Plots of velocity vectors on centrisymmetrical section of hole-nozzle synthetic jet

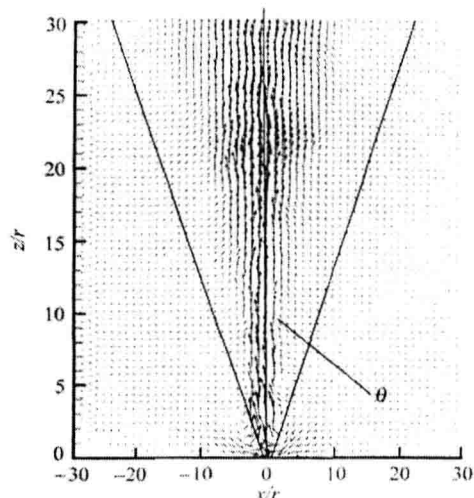
图7(a), (b)所示是狭缝喷嘴自耦合射流喷嘴中心线截面上的平均流场矢量图。图中横坐标零点位置对应着喷嘴的中心位置,纵坐标是无量纲流向距离 z/b (b 为喷嘴宽度)。可以看到,平均流场是连续的、相对稳定的,自耦合射流的作用距离很长,在距离喷嘴70倍喷嘴宽度的地方自耦合射流仍然向外扩展并且向下游延续。从狭缝短轴方向看,自耦合射流的扩展角度比较大,在距离喷嘴大约10倍喷嘴宽度位置流场迅速展开来,其扩展角度 $\theta \approx 22^\circ$ 。但是在狭缝长轴方向,自耦合射流的流场却呈现出先收缩又缓慢扩张的趋势,其扩张角度比较小, $\theta \approx 9^\circ$ 。分析其原因,条状涡两端的强度较弱,当自耦合射流向下游发展时,两端强



(a) 狭缝喷嘴自耦合射流短轴中心截面



(b) 狭缝喷嘴自耦合射流长轴中心截面



(c) 圆孔喷嘴自耦合射流

图7 自耦合射流时均流场分布

Fig. 7 Plots of time-averaged velocity vectors on centrisymmetrical section of synthetic jets