

文章编号:1000-8055(2012)06-1347-08

凹腔驻涡与支板稳焰组合加力燃烧室模型 冷态流场试验

秦伟林, 何小民, 金 义, 蒋 波

(南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016)

摘 要: 利用粒子图像测速仪(PIV)对凹腔驻涡与支板稳焰组合加力燃烧室模型进行冷态流场测量, 获得该加力燃烧室流场的变化规律和压力损失的变化情况。试验结果表明: 随着偏转角($5^{\circ} \sim 17^{\circ}$)的增大, 支板稳定器的整流效果变差, 得到的流场的均匀性变差; 随着进口马赫数($0.18 \sim 0.30$)的增加, 凹腔内旋涡结构变得完整, 从凹腔出来的气流沿径向向支板稳定器的穿透能力增加。气流在支板稳定器后形成了低速区回流区, 随着进口马赫的增加, 回流区的宽度有所增加; 加力燃烧室的总压损失随进口马赫数的增加而增大, 较常规 V 型稳定器的总压损失大。

关 键 词: 加力燃烧室; 粒子图像测速仪; 凹腔与支板稳定器; 回流区; 整流; 总压损失

中图分类号: V231.3

文献标志码: A

Experimental investigation on cold flow characteristics of afterburner with cavity/strut hybrid flameholders

QIN Wei-lin, HE Xiao-min, JIN Yi, JIANG Bo

(College of Energy and Power Engineering,

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

Abstract: Particle image velocimetry (PIV) was used to experimentally study the cold flow field of a model rectangular afterburner with cavity/strut hybrid flameholders. The varieties of the total pressure loss coefficient and the cold flow field were obtained. The results show: with the inlet deflective angle ($5^{\circ} \sim 17^{\circ}$) increases, the flow field after the strut flameholders becomes less uniform, indicating worse rectification of the flameholders. As the inlet Mach number ($0.18 \sim 0.30$) increases, the trapped vortexes in the cavity become more stable and the radial penetrating depth of the air from the cavities increases. The width of the recirculation zone and the total pressure loss increase when the inlet Mach number increases. The total pressure loss coefficient of the afterburner is higher than that of an afterburner with V-gutters.

Key words: afterburner; PIV (particle image velocimetry);
cavity/strut hybrid flameholders; recirculation zone; rectification;
total pressure loss

为了降低加力燃烧室质量, 提高推质比, 美国
在高性能涡轮发动机技术 (integrated high per-

formance turbine engine technology, 简称
IHPTET) 计划中提出了加力燃烧室一体化设计

收稿日期: 2011-07-08

网络出版地址: http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2297.V.20120704.1152.201206.1347_021.html

作者简介: 秦伟林 (1987-), 男, 河北唐山人, 硕士生, 主要从事驻涡燃烧室和火焰稳定器的研究。

思想,在一体化设计思想的指导下,整合各部件功能、减少零件数目、尽可能的降低流动损失已成为新型加力燃烧室创新设计的目标^[1]. 美国第三代发动机 F100-GE-132 加力燃烧室采用径向稳定器取代了 F110-GE-129IPE 加力燃烧室的三圈环形 V 型稳定器,结果表明该结构设计降低了加力燃烧室的结构复杂性,提高了可维护性和可靠性^[2]. 法国三代半发动机 M88-2,其整体式加力燃烧室由单圈环形稳定器和径向稳定器组成,径向稳定器呈放射性分布,燃油喷嘴和径向稳定器整合在一起,这种径向配置使加力燃烧室非常紧凑,降低了加力燃烧室的长度和质量^[3]. 专利(US2009/0056340)中介绍了采用驻涡燃烧室作为值班级稳定器的加力燃烧室,该加力燃烧室内采用径向稳定器结构,燃油系统耦合在径向稳定器内,该结构提高了火焰稳定性,降低流动损失^[4]. 美国国家航空航天局(National Aeronautics and Space Administration,简称 NASA)和通用飞机发动机公司(GE Aircraft Engines,简称 GEAE)在革新涡轮加速器技术(revolutionary turbine accelerator,简称 RTA)和涡轮/冲压组合发动机(turbine based combined cycle,简称 TBCC)计划中设计了一种组合形式的加力燃烧室,该燃烧室中内外涵气流分开燃烧,外涵稳定器采用驻涡燃烧室,内涵采用径向稳定器结构,该径向稳定器采用风扇气流冷却,提高了稳定器的可靠性^[5-6]. 美国空军试验室开展了涡轮级间燃烧室的研究,该燃烧室采用驻涡燃烧室和涡轮进口导流叶片组合形式,研究结果表明该结构极大地减少了燃烧室的长度,并且具有较高的燃烧效率和贫燃性能^[7-8]. 国内金如山等根据新一代加力燃烧室的工作特点,从火焰稳定器和燃油喷射等方面提

出了一些新的设计概念^[9]. 季鹤鸣等人介绍了一种新型内突扩加力燃烧室方案,该方案的燃烧室具有流阻低、质量轻和尺寸小的优点^[10]. 在此方案的基础上,吴迪等人提出了一种凹腔支板火焰稳定方案,该方案在较大幅度地降低流动损失和减少加力燃烧的整体质量前提下,增大了旋涡区域,扩大火焰径向覆盖面积^[11]. 孙雨超等人提出了一种涡轮后框架一体化的加力燃烧室方案,数值模拟结果表明径向支板稳定器和壁式稳定器能够较好地组织燃烧,出口截面温度分布均匀,综合性能好^[12].

本文在参考国内外研究的基础上,设计加工了凹腔驻涡与支板稳焰组合加力燃烧室模型,利用粒子图像测速仪(PIV),对加力燃烧室模型的冷态流场进行测量,获得了该模型燃烧室的冷态流动特性.

1 凹腔驻涡与支板稳焰组合加力燃烧室模型、试验系统和研究参数

1.1 凹腔驻涡与支板稳焰组合加力燃烧室模型

图 1 为凹腔驻涡与支板稳焰组合加力燃烧室模型示意图. 为了尽可能的消除壁面对径向支板稳定器的整流效果的影响,设计和加工了包含有 5 个径向支板稳定器的加力燃烧室模型. 加力燃烧室进口宽 $\times$ 高 $=90\text{ mm}\times 50\text{ mm}$,燃烧室总长度为 355 mm ,扩压器长度为 55 mm . 该模型主要包括外涵通道、内涵通道、凹腔值班稳定器、径向支板稳定器,扩压器、截锥和隔热屏.

图 2 为加力燃烧室模型中凹腔的结构示意图. 凹腔的前体进气来自内涵气流,凹腔的后体进气来自外涵气流,内外涵气流相互作用在凹腔内

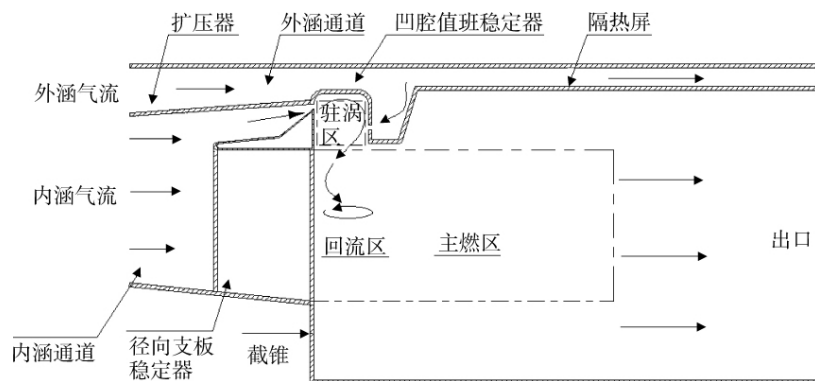


图 1 凹腔驻涡和支板稳焰组合加力燃烧室模型示意图

Fig. 1 Structural diagram of an afterburner with cavity/strut hybrid flameholders

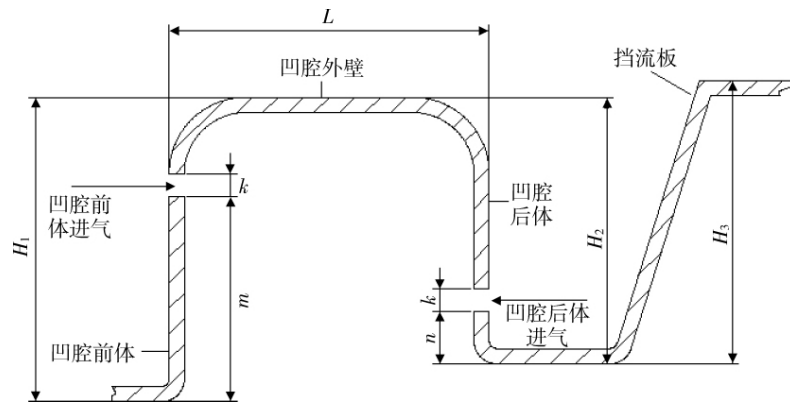


图2 凹腔结构示意图

Fig. 2 Structural diagram of cavity flameholder

形成驻涡。该凹腔的结构设计以课题组前期的研究成果^[14-15]为依据。图中各符号含义为： L 为凹腔外壁长度， H_1 为凹腔前体高度， H_2 为凹腔后体高度， H_3 为挡板高度， m 为凹腔前体进气高度， n 为凹腔后体进气高度， k 为凹腔前后体进口缝的宽度。各尺寸的相对值： $H_1/L=0.95$ ， $H_2/L=0.88$ ， $H_3/L=0.93$ ， $m/H_1=0.68$ ， $n/H_2=0.27$ ， $k/L=0.1$ 。

图3为径向支板稳定器的结构示意图。径向支板稳定器将常规加力燃烧室中的整流支板和火焰稳定器的功能相结合，兼顾有整流和火焰稳定的功能。径向支板稳定器内部为中通结构，可以引入外涵冷却气流。径向稳定器设在扩压器通道内，这样可以缩短加力燃烧室的长度，减小扩压器通道内气流的分离趋势。该径向支板稳定器具有整流、稳焰和冷却的功能，同时具有结构简单的优点。图中各符号含义为： D 为U型罩的直径， P_1 、 P_2 为偏转段长度， l 为平直段长度， W 为后壁面宽度， γ 为径向支板稳定器的扭角， β 为后壁面的夹角。各尺寸的相对量为： $D/W=1$ ， $P_1/W=1.6$ ， $P_2/W=1.1$ ， $l/W=1$ ， $\gamma=5^\circ$ 。

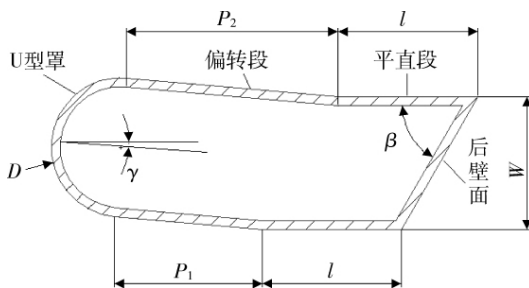


图3 径向支板稳定器的结构示意图

Fig. 3 Structural diagram of radial strut flameholder

凹腔驻涡与支板稳焰组合加力燃烧室以凹腔

作为值班稳定器，点火和火焰稳定性能主要取决于凹腔内的流场和油气分布特点，而主流的稳定和燃烧性能一方面依赖凹腔的引燃作用，另一方面也充分利用径向支板稳定器后的低速回流区。因对凹腔驻涡与支板稳焰组合加力燃烧室而言，整流效果、凹腔和支板后的回流流场以及之间的相互匹配是影响流动和燃烧性能的关键因素，为此需要对其开展冷态流场的试验研究。

1.2 试验系统

试验系统示意图如图4所示，主要包括气源、粒子发生器、来流偏转段、试验件、PIV系统、压力测试系统等。

试验流场测量采用美国提赛公司(Trust Science Innovation, 简称TSI)的二维PIV系统，该系统主要包括同步器、CCD(电荷耦合器件图像传感器)、脉冲激光器、数据处理系统。激光器的工作频率为10 Hz，可见光波长为532 nm，CCD相机分辨率为1600×1200像素，采集速度为30帧/s，每两帧图像之间的最小时间间隔为15 μs。分析软件采用Insight 6软件，具有实时图像采集和处理的能力。试验中示踪粒子采用轻质MgO，平均直径为10 μm。

图5为来流偏转段的结构示意图。来流偏转段的作用是通过改变偏转板的偏转角度 α ，使平直的来流具有一定的偏转角，从而模拟低压涡轮出口气流的扭角^[13]，目的是为了验证径向支板稳定器的整流效果。

图5和图6给出了试验的测量区域。图6中标号Ⅰ和标号Ⅱ分别为凹腔内的测量区域，其中标号Ⅰ为主流中无支板稳定器时凹腔内的测量区域，标号Ⅱ为主流有支板稳定器时凹腔内的测量区域。标号Ⅲ和标号Ⅳ分别为图5中3号支板稳

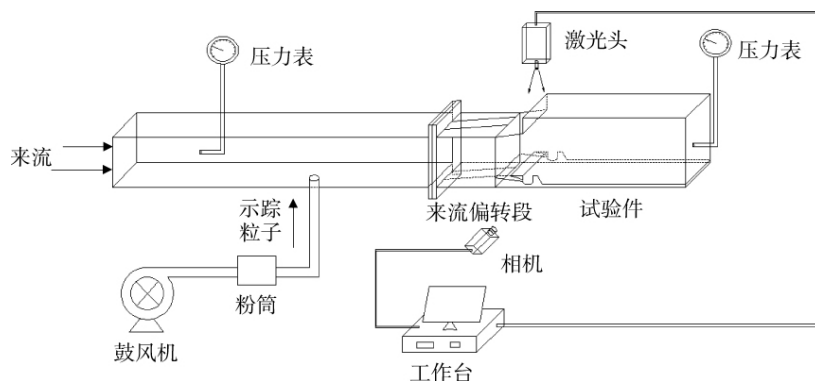


图 4 模型加力燃烧室试验系统

Fig. 4 Experimental system of afterburner model

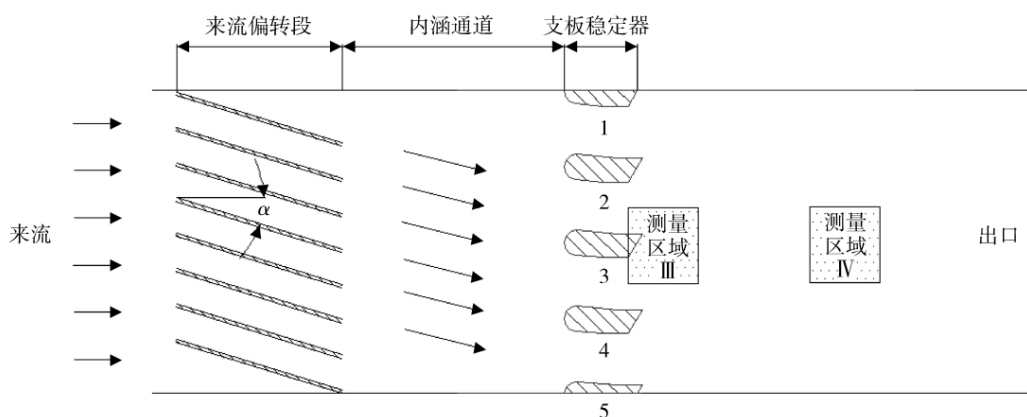


图 5 来流偏转段结构示意图

Fig. 5 Schematic diagram of deflection segments

定器后的测量区域, 标号 III 与标号 IV 为支板稳定器径向中间位置, 标号 IV 较标号 III 偏后 100 mm.

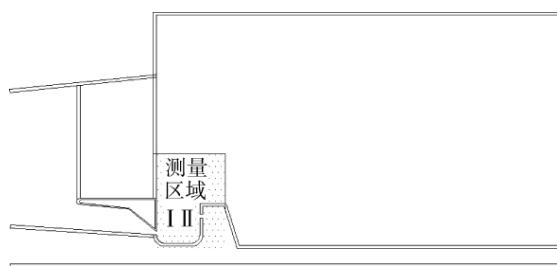


图 6 凹腔稳定器内的测量区域

Fig. 6 Measurement section of cavity flameholders

1.3 研究参数

研究不同进气角度、进口马赫数对加力燃烧室内流场的影响及总压损失情况. 试验在常温常压下, 试验变量 $\alpha = 5^\circ \sim 17^\circ$, $Ma = 0.1 \sim 0.3$.

2 试验结果及分析

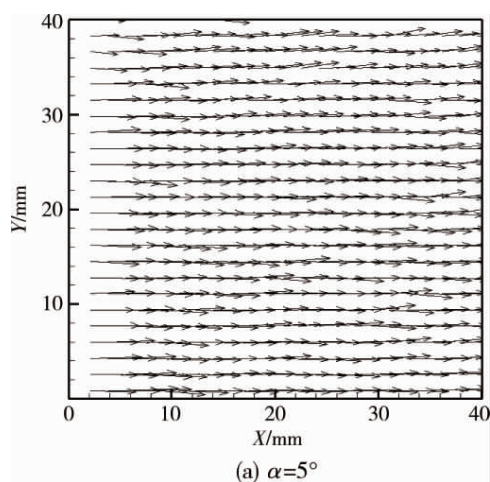
2.1 α 变化对径向支板稳定器整流效果的影响

图 7 示出了当 $Ma = 0.18$ 时, IV 区域的速度矢量随偏转角 α 的变化情况. 由图可知: 当 $\alpha = 5^\circ$, IV 区域内流场均匀, 气流方向基本上都是轴向的;

当 $\alpha = 9^\circ$, 流场的均匀性开始变差, 速度方向开始出现不规则的变化; 当 $\alpha = 17^\circ$ 时, 气流集中到一侧, 气流速度方向紊乱. 随着偏转角 α 的增大, 支板的整流效果变差, 得到的流场的均匀性变差. 但在 $\alpha < 9^\circ$ 的范围内, 得到的流场较均匀, 整流效果明显. 因此当 $\alpha > 9^\circ$ 时, 可以考虑采用增大径向支板稳定器的扭角 γ .

2.2 进口马赫数对凹腔内流场影响

图 8 示出了当 $\alpha = 5^\circ$ 时, 不同进口马赫数下凹



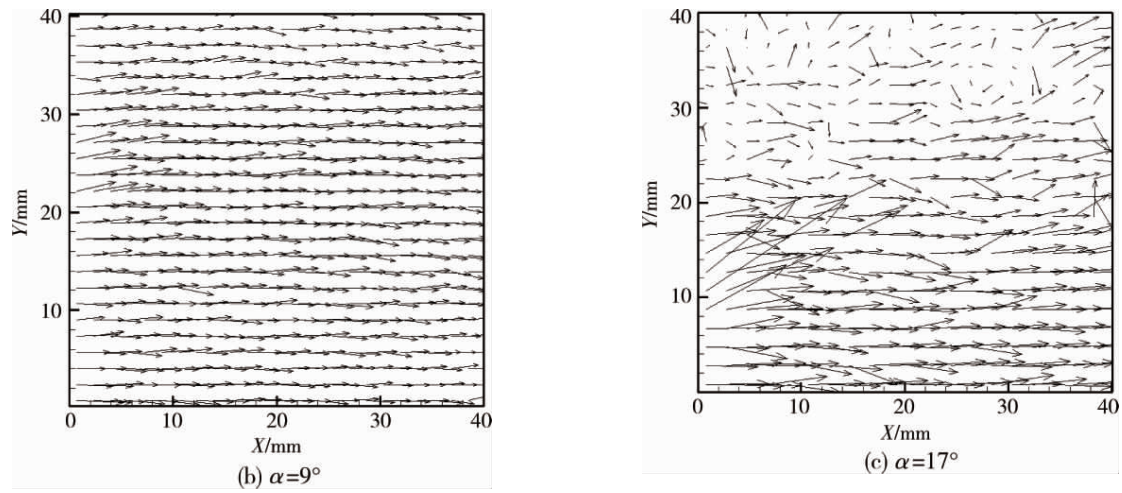
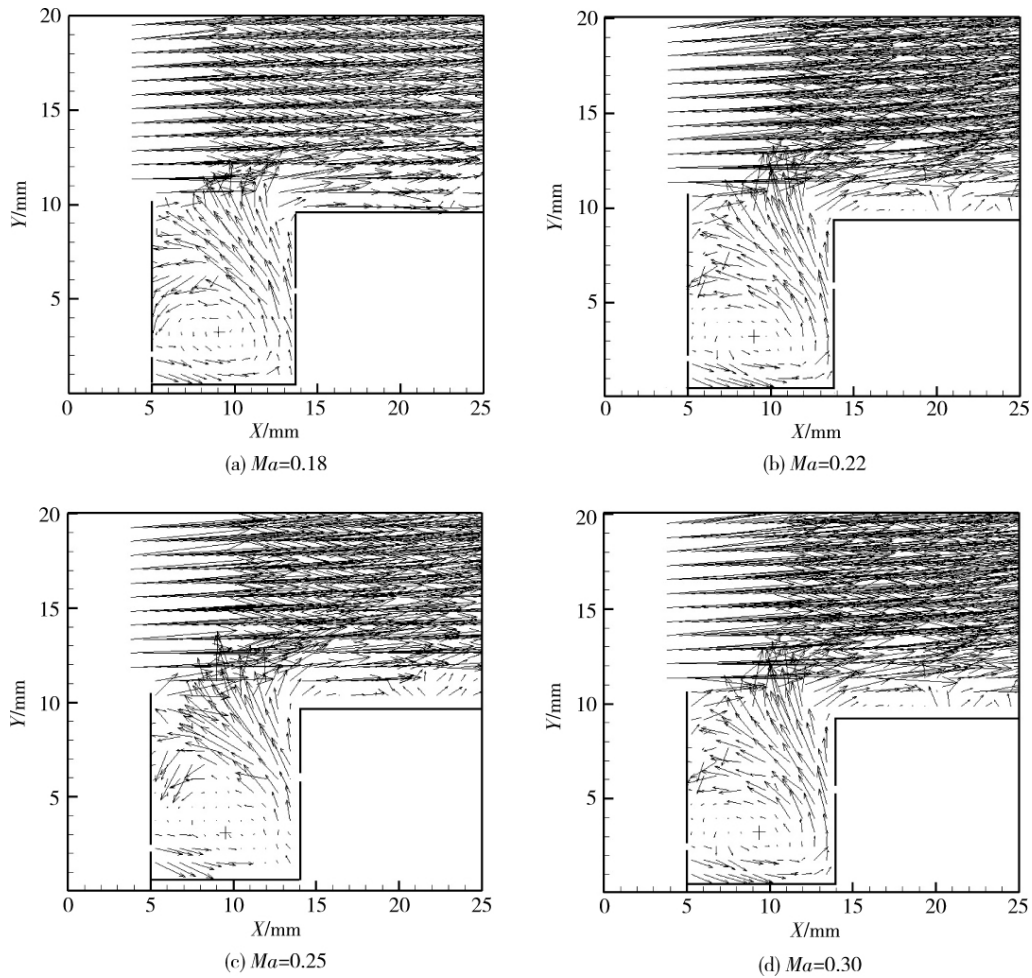
图7 IV区域的速度矢量随偏转角 α 的变化Fig. 7 Velocity vector distributions of section IV versus α 

图8 I区域的速度矢量随进口马赫数的变化

Fig. 8 Velocity vector distribution of section I versus Ma

腔内I区域的速度矢量图。从图中可知:

1) 在不同的进口马赫数条件下,主流的气流都没有卷入到凹腔内部,主流对凹腔内的流动影

响较小,凹腔内的流动主要取决于凹腔前后体进气缝所进入的空气。图中凹腔内存在两个低速回流区,分为主涡和二次涡。随着进口马赫数的增

加,沿 $+X$ 方向,主涡的涡心逐渐靠近凹腔的中心位置,主涡回流区面积增大,旋涡的结构变得稳定;沿 $+Y$ 方向,涡心的径向位置基本不变.随着进口马赫数的增加,二次涡的回流区面积增大.二次涡的存在有利于主流与主涡的快速、均匀掺混^[16].

2) 从凹腔出来的气流的穿透深度随着进口马赫数的增大而增大,这对促进凹腔与主流的动量和能量交换是有利的.进口马赫数的增大,使得凹腔前体和后体的进气速度增大,凹腔中出来的气流抵抗主流的能力在增强.在 $X=14\sim 25$ mm范围内,从图8(a)中看出在主流的压迫下,凹腔后壁出来的气流基本上是贴壁流动,而在图8(b)~(d)中,从凹腔后壁出来的气流在壁面附近形成了小范围的低速区.在加力燃烧室的燃烧工作过程中,该低速区的存在会更好避免凹腔后壁附近的材料受到高温的破坏.

图9示出了当 $\alpha=5^\circ$ 时,不同进口马赫数下凹腔内II区域的速度矢量图.从图中可知:

1) 在不同的进口马赫数条件下,凹腔内都形成了回流区,且随着进口马赫数的增大,凹腔内回流区变得完整,当 $Ma\geq 0.25$ 时,回流区变成完整的旋涡流动结构,涡的稳定性提高;

2) 由于径向支板稳定器后存在着低压区,从凹腔出来的部分气流将会沿着支板稳定器径向流动,在径向支板稳定器后形成低速区.进口马赫数的增大,使得气流沿径向支板稳定器的穿透深度增加,这对提高支板稳定器联焰能力是有利的.

2.3 进口马赫数对支板稳定器后流场的影响

图10示出了当 $\alpha=5^\circ$ 时,不同进口马赫数下支板稳定器后III区域的速度矢量图.从图中可以看出:

1) 在不同的进口马赫数条件下,径向支板稳定器后形成了低速区.在 $X=1\sim 8$ mm之间,低速区内气流的速度方向为 $-X$ 方向,这是由于从凹腔内射出的气流沿着径向支板稳定器 $+Y$ 方向的

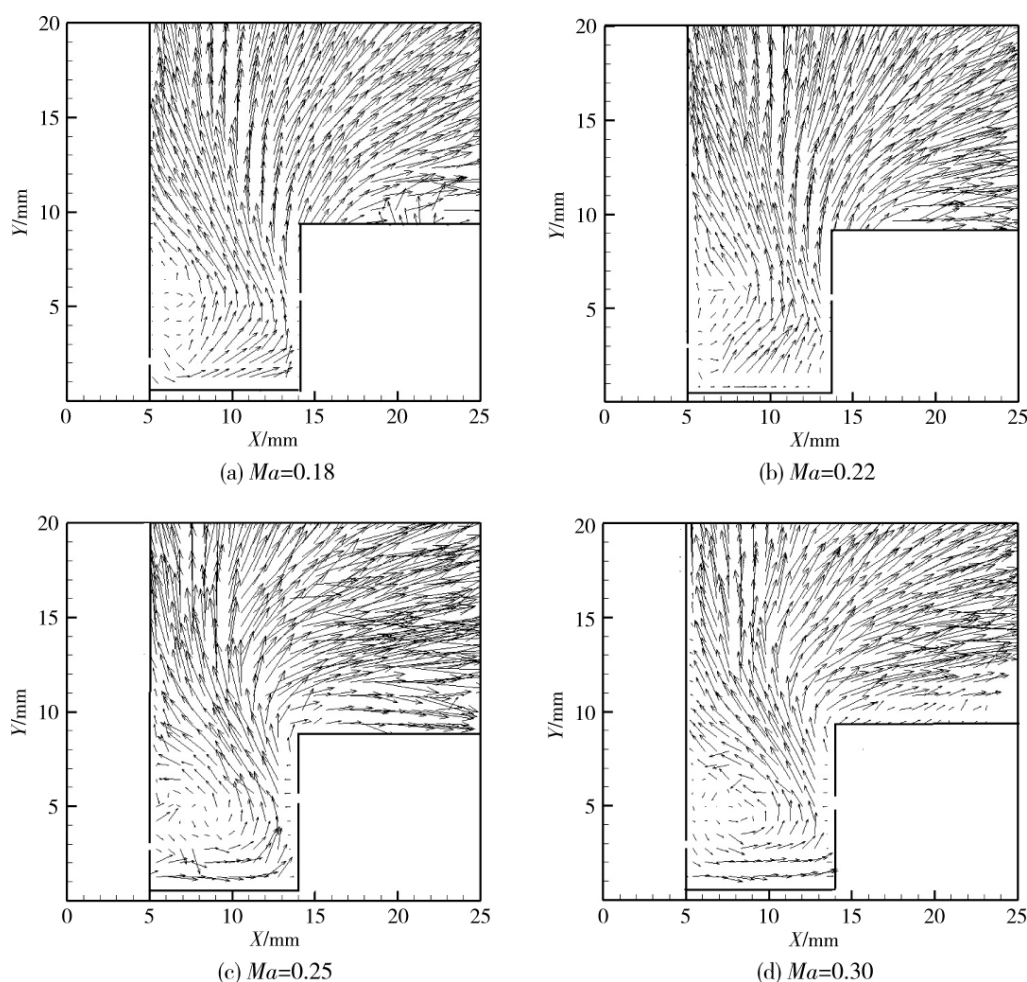


图9 II区域的速度矢量随进口马赫数的变化

Fig. 9 Velocity vector distribution of section II versus Ma

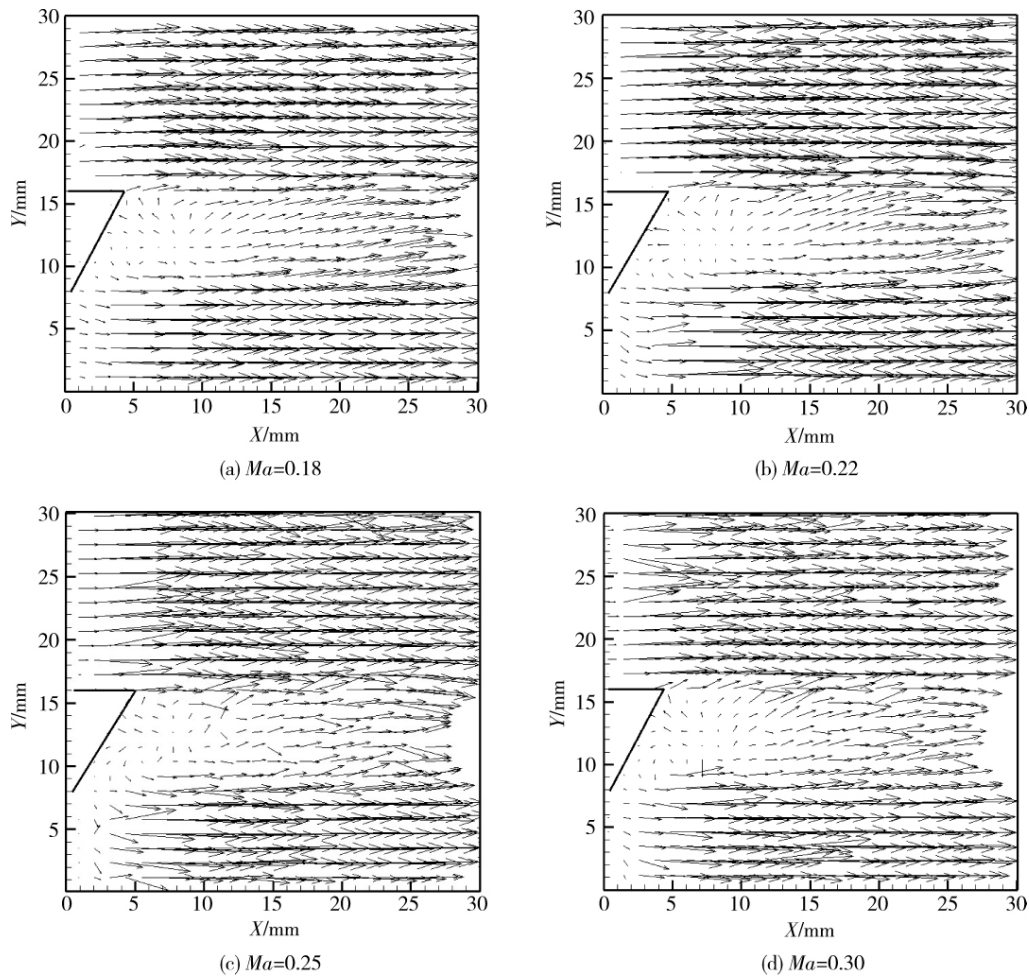


图 10 III 区域的速度矢量随进口马赫数的变化

Fig. 10 Velocity vector distributions of section III versus Ma

传递,径向支板稳定器后壁面处存在低压区,部分径向气流开始偏转形成低速回流区,回流区的存在迫使主流远离支板稳定器,且随着进口马赫数的增加,回流区的宽度有所增大,这对提高径向支板稳定器的稳焰能力是有利的。

2) 在 $X > 8 \text{ mm}$ 的区域内,低速区内气流的速度方向为 $+X$ 方向,与主流方向相同,在此区域内,主流与凹腔射流相互掺混,进行着质量、动量和能量的交换。

3) 当偏转角为 5° 时,气流经过径向支板稳定器后,气流的方向为轴向,说明径向支板稳定器具有较好的整流作用。

2.4 加力燃烧室的总压损失

总压损失系数定义为 $\sigma = (p_1^* - p_2^*) / p_1^*$, p_1^* 为加力燃烧室进口总压, p_2^* 为加力燃烧室出口总压。

阻塞比 ϵ 定义为: $\epsilon = \text{稳定器的迎风面积} / \text{燃烧室的横截面积}$ 。

文献[17]研究过不同状态下常规 V 型稳定器的总压损失情况, V 型稳定器的顶角为 30° , 阻塞比为 0.36。图 11 给出了总压损失系数随进口马赫数的变化关系。从图中可以看出:随着进口马赫数的增大,模型加力燃烧室的总压损失增加,这

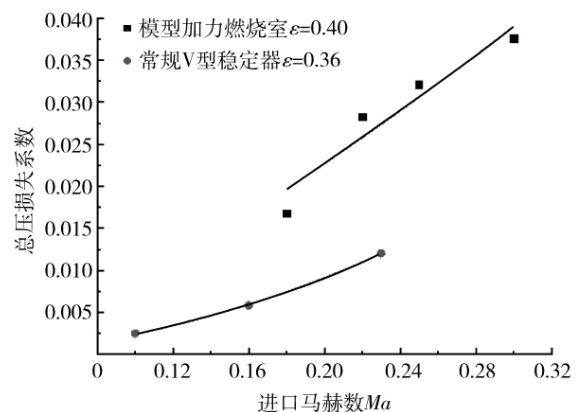


图 11 总压损失系数随进口马赫数的变化关系

Fig. 11 Total pressure loss coefficient versus the inlet Ma

是因为气流速度的增大,模型加力燃烧室内稳定器的回流区的回流强度增大,回流区对气流的卷吸力增强.模型加力燃烧室的总压损失在4%以内,满足加力燃烧室冷态总压损失在5%以内的设计指标^[13].模型加力燃烧室的总压损失与V型稳定器的总压损失变化趋势相同,总压损失都随着进口马赫数的增大而增加.但模型加力燃烧室的总压损失较常规V型稳定器的总压损失大,变化原因一方面可能为凹腔和支板本身存在着较大的流动损失,另一方面截锥和挡流板后也存在着较大的流动分离损失,而截锥和挡流板的分离损失是希望避免的,因此在后续设计过程中要尽可能减少截锥和挡流板造成的流动分离损失.

3 结 论

设计和加工了凹腔驻涡与支板稳焰组合加力燃烧室模型,开展了不同进气角度、进口马赫数对该加力燃烧室模型冷态流场影响的试验研究,获得了如下试验结果:

1) 随着偏转角 α 的增大,支板的整流效果变差,得到的流场的均匀性变差,但在 $\alpha < 9^\circ$ 的范围内,得到的流场较均匀,整流效果明显.

2) 随着马赫数($Ma = 0.18 \sim 0.30$)的增加,凹腔内旋涡结构变得完整,从凹腔出来的气流的沿径向向支板稳定器的穿透能力增加.

3) 气流在支板稳定器后形成了低速区回流区,随着进口马赫($Ma = 0.18 \sim 0.30$)的增加,回流区的宽度有所增加.

4) 模型加力燃烧室的总压损失随进口马赫数($Ma = 0.18 \sim 0.30$)的增大而增加,总压损失在4%以内,但较常规V型稳定器的总压损失大.

参考文献:

- [1] 马梦颖,金捷,季鹤鸣.航空发动机加力燃烧室技术及其新穎结构方案[J].燃气涡轮试验与研究,2008,21(4):55-59.
MA Mengying, JIN Jie, JI Heming. Technology and new configuration of aero-engine afterburner[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2008, 21(4): 55-59. (in Chinese)
- [2] Wadia A R, James F D. F110-GE-132: enhanced power through low-risk derivative technology[J]. ASME, 2001, 123(7):544-551.
- [3] Desclaux J, Serre J. M88-2 E4: advanced new generation engine for rafale multirole fighter[R]. AIAA Paper 2003-2610, 2003.
- [4] Woltmann I E, Archer S S, Bachman F G, et al. Augmentor

- with trapped vortex cavity pilot; United States, 0056340 [P]. 2009-03-05.
- [5] Davoudzadeh F, Buehrle R, Liu N S, et al. Numerical simulation of the RTA combustion rig[R]. NASA/TM-2005-213899, 2005.
- [6] Lee J, Winslow R, Buehrle R J. The GE-NASA RTA hyperburner design and development[R]. NASA/TM-2005-213803, 2005.
- [7] Zelina J, Shouse D T, Hancock R D. Ultra-compact combustors for advanced gas turbine engines[R]. ASME Paper 2004-GT-53155, 2004.
- [8] Sekar B, Thornburg H J, Briones A M, et al. Effect of trapped vortex combustion with radial vane cavity arrangements on predicted inter-turbine burner performance[R]. AIAA 2009-4603, 2009.
- [9] 金如山, 索建泰. 先进加力燃烧室技术发展[C]//中国航空学会第七届动力年会论文集. 贵州: 中国航空学会动力分会, 2010: 594-599.
- [10] 季鹤鸣, 樊未军, 杨茂林. 新型内突扩加力燃烧室方案可行性分析[J]. 航空发动机, 2006, 32(1): 35-37.
JI Heming, FAN Weijun, YANG Maolin. Feasibility analysis of a new inner dumped afterburner concept[R]. Aero Engine, 2006, 32(1): 35-37. (in Chinese)
- [11] 吴迪, 金捷, 季鹤鸣. 一种加力燃烧室凹腔支板火焰稳定方案研究[C]//中国航空学会第七届动力年会论文集. 贵州: 中国航空学会动力分会, 2010: 657-660.
- [12] 孙雨超, 张志学, 李江宁. 一体化加力燃烧室方案设计及数值研究[C]//中国航空学会第七届动力年会论文集. 贵州: 中国航空学会动力分会, 2010: 633-637.
- [13] 杨开田, 张孝先, 王泽军, 等. 航空发动机设计手册(第11分册)[M]. 北京: 航空工业出版社, 2001.
- [14] 何小民, 许金生, 苏俊卿. 驻涡燃烧室燃烧性能试验[J]. 航空动力学报, 2009, 24(2): 318-323.
HE Xiaomin, XU Jinsheng, SU Junqin. Experimental research of the performance of the trapped-vortex combustor [J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(2): 318-323. (in Chinese)
- [15] 何小民, 王家骅. 驻涡火焰稳定器冷态流场特性的初步研究[J]. 航空动力学报, 2002, 17(5): 567-571.
HE Xiaomin, WANG Jiahua. An investigation on the fluid characteristics of trapped-vortex combustor[J]. Journal of Aerospace Power, 2002, 17(5): 567-571. (in Chinese)
- [16] 樊未军, 易其, 严明, 等. 驻涡燃烧室凹腔双涡结构研究[J]. 中国电机工程学报, 2006, 26(9): 66-70.
FAN Weijun, YI Qi, YAN Ming, et al. A study of double vortex structure in the trapped vortex combustor[J]. Proceeding of the CSEE, 2006, 26(9): 66-70. (in Chinese)
- [17] 张彭岗. 典型稳定器和先进值班稳定器试验研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2005.
ZHANG Penggang. Experimental research on typical and advanced pilot flameholder in afterburner [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2005. (in Chinese)