

双股同轴中心旋流-突扩燃烧室 试验研究

于强 司徒明

摘 要

本文对双股同轴中心旋流-突扩燃烧室模型进行了冷态气模试验。发现有收扩挡块的旋流室出口扩张角大于 8° 时,在突扩燃烧室内可形成中心回流区;当旋流室长径比 L_1/D_1 为1.3时,除了出现中心旋流回流区外,同时,紧接在该回流区后形成另一个较大的无切向速度分量的回流区。在无旋流室收扩挡块的情况下,只能形成一个中心旋流回流区,不可能在该回流区后再产生无切向速度分量的中心回流区。

主题词: 1. 涡流式燃烧室——试验 2. 冲压进气燃烧室: 涡流式燃烧室

符 号 表

D 突扩燃烧室直径	R_h 旋流器中心体半径
D_0 突扩燃烧室进口直径	R_1 旋流室半径
D_1 旋流室直径	r 距突扩燃烧室中心线的径向距离
D^* 突扩燃烧室尾喷口喉道直径	S 旋流数
d_h 旋流器中心体直径	U 轴向速度
d_0 收扩挡块的喉道直径	V 径向速度
L 突扩燃烧室长度	W 切向速度
L_1 旋流室长度	x 距突扩截面的轴向距离
R 突扩燃烧室半径	α 旋流室出口扩张角或叶片旋流角

一、引 言

多年来,旋流燃烧技术作为一种控制燃烧过程的手段,一直被广泛地应用于各种类型的航空发动机、地面用燃气轮机以及工业用炉之中。近年来,冲压发动机燃烧室也已采用旋流燃烧技术来稳定火焰和强化燃烧过程。目前,国内外这方面的研究工作正在广泛地开展。

Lilley^[1]、Ecudier和Keller^[2]、Buckley^[3]等人的试验研究采用的是典型旋流-突扩燃烧室模型,即在突扩燃烧室前安装了一个旋流器。Lilley的轴向旋流器,试验结果表明:燃烧室流场受尾喷管收缩比的影响较大。我们采用轴向旋流器后安装收扩段的方案^[4],其试验结果表明,燃烧室流场不受尾喷管收缩比的影响。Ecudier和Keller采用径向旋流器,其水模试验也得到了类似的结果。这说明旋流特性参数和燃烧室几何结构不同,燃烧室流场的气动特性也不同。

为了更好地增强火焰稳定性,控制掺混过程,文献〔5-9〕对双股同轴旋流燃烧室模型进行了大量的试验研究。在上述这些试验中,除了Habib和Whitelaw〔6〕所选用的旋流数较小以外,其他人选用的旋流数都在0.5左右。Johnson和Roback〔7〕研究的是外旋情况,仅在外通道内安装一个旋流器,内通道气流为直射流,外通道气流与内通道气流的轴向速度比为2.31。Vn和Gouldin〔8〕研究的则是内外同向旋流和内外反向旋流。试验中发现,在内外同向旋流的情况下,燃烧室内不存在中心回流区,而Ramas和Sommer〔9〕在类似的试验中却产生了中心回流区,区别仅仅是旋流的方式不同。这再一次说明燃烧室流场的气动特性对旋流特性参数及燃烧室结构是极为敏感的。

本文的目的是通过气模试验,专门研究带有中心旋流室的双股同轴中心旋流-突扩燃烧室内的流动特征以及旋流室长径比、旋流室出口扩张角、旋流室内收扩挡块和尾喷口收缩比对突扩燃烧室内中心回流区产生和发展的规律,以便减小燃烧室的阻力损失和消除尾喷口剩余旋流的影响,为中心进气的整体式冲压发动机旋流燃烧室提供一种有效的方案。

二、试验设备与测量

1. 双股同轴中心旋流-突扩燃烧室模型

试验中所采用的双股同轴中心旋流-突扩燃烧室模型如图1所示。该模型用有机玻璃制成。

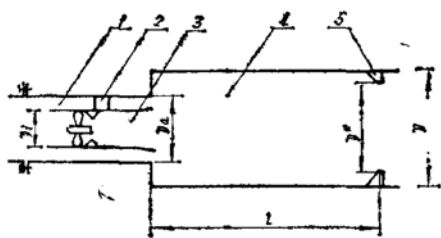


图1 双股同轴中心旋流-突扩燃烧室模型

- 1.外通道 2.支板(三个,沿圆周均布)
3.旋流室 4.突扩燃烧室 5.尾喷管

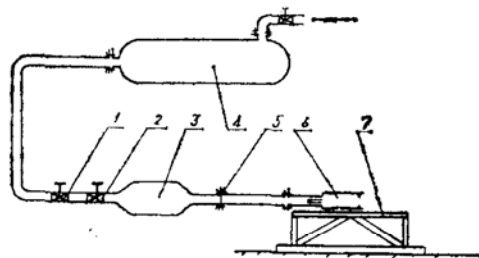


图2 试验设备简图

- 1.手动阀门 2.电动阀门 3.稳定段
4.高压气罐 5.孔板流量计 6.试验件 7.台架

突扩燃烧室的台阶比 D_o/D 为0.6,长径比 L/D 为2。旋流室是由三个沿圆周均布的支板固定在外通道内,旋流室的设计参考了文献〔4〕的试验结果。旋流室后扩张套环固定在旋流室的出口。旋流室筒体是由厚度为5mm的有机玻璃制成。旋流器是等角度的平板叶片旋流器,旋流器的叶片数目为8个,叶片角度为 45° ,叶片弦高比为1,旋流室内收扩挡块的收扩比为0.213,旋流器和收扩挡块可以在旋流室通道内移动,由螺钉固定在通道内。旋流器的旋流数 S 按下式计算:

$$S = \frac{2}{3} \left[\frac{1 - (R_h/R_i)^3}{1 - (R_h/R_i)^2} \right] \cdot \tan \alpha$$

本试验模型中旋流器的旋流数 S 为0.7。

2. 冷态气模试验设备

冷态气模试验设备如图2所示。气罐的气体经手动阀门、电动阀门、稳定段和孔板流量计进入燃烧室模型。试验时,电动阀门出口表压为 $5 \times 10^4 \text{ Pa}$,进口雷诺数约为 1.3×10^5 。

3. 测量技术

试验采用五孔探针测量燃烧室时间平均流场。测试系统示于图3。五孔探针安装在与试验件平行的坐标架上,可沿径向和轴向移动。移动误差不大于1mm。装有水的排状“U”型管用来显示压力值,其量程为 $\pm 300\text{mm}$ 水柱。由于燃烧室内流场的压差值较低,所以将“U”型管倾斜,倾斜角为 17° 。利用允许误差为0.12mm水柱的YJ-150型微压计检验该测试系统。结果表明“U”型管的读数与微压计的读数相差不大于5%。测点的起始位置在突扩燃烧室进口截面处。当探针从起始位置伸入燃烧室内时,五孔探头距进口截面不大于2mm。

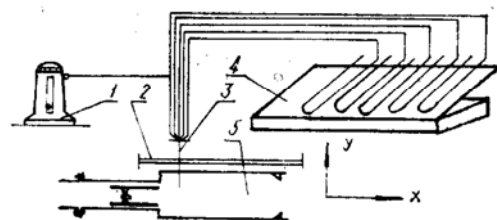


图3 冷态试验的测试系统图

- 1.微压计 2.坐标架 3.五孔探针
4.排状“U”型管 5.试验件

三、试验结果与分析

1. 旋流室长径比对中心回流区的影响

旋流室长径比 L_i/D_i 对流场和中心回流区的影响如图4-6所示。试验结果表明,当旋流室出口扩张角 $\alpha = 15^\circ$ 和长径比 $L_i/D_i = 0.8$ 时,突扩燃烧室内产生了一个具有切向速度分量的中心回流区(图4和图5b),这个回流区是旋流室内回流区的延伸,直到突扩燃烧室内 $x = 0.4D$ 处。突扩燃烧室内的气流切向速度在 $x = 1.0D$ 处基本上衰减到零,最大的切向速度约占最大正的轴向速度的24%,角回流区的附着点在 $x = 1.4D$ 处。

当长径比 $L_i/D_i = 1.3$ 时(图5a和图6),发现中心回流区是由一个具有切向速度分量的回流区和一个较大的无切向速度分量的回流区组成。前者仍是旋流室内回流区的延伸,在突扩燃烧室内的长度约 $0.1D$ 左右。后者的特点类似二维轴对称回流区(无切向速度分量的中心回流区),呈椭球形状,与旋流室内延伸的回流区相连,并延伸到约 $x = 1.7D$ 处,其最大回流通道面积占整个燃烧室截面积的22%。在 $x = 0.6D$ 处,最大的反流轴向速度约占最大正的轴向速度的40.6%,其角回流区减小,约为 $0.5D$ 左右长。在两个回流区的连接处,平均切向速度与平均轴向速度衰减很快,紊流脉动很强烈。

这个现象的主要原因是突扩燃烧室进口条件发生了改变。当 $L_i/D_i = 1.3$ 时,旋流燃烧室出口的切向速度分布接近朗金涡分布,旋流室出口处的回流量较小,而靠近出口壁面附近的正流量较大,这样就阻止了外通道出口处气流向突扩燃烧室中心扩散。外通道内的气流基本上沿旋流室出口扩张角 α 确定的方向流动,使得突扩燃烧室中心出现低压区,从而引起回流。当 $L_i/D_i = 0.8$ 时,旋流室出口的切向速度分布接近强迫涡分布,回流量较大,进一步促使外通道出口处气流向突扩燃烧室中心扩散,使得突扩燃烧室中心回流区无法产生。

旋流室内的旋流进入突扩燃烧室后,外通道射流由于与旋流发生紊流交换而被带动旋转,这将旋流强度削弱。

图4和图6中的径向速度分布可以进一步说明突扩燃烧室中心回流区随 L_i/D_i 的变化而产生或消失这一现象。当 $L_i/D_i = 1.3$ 时,在 $x = 0.3D$ 、 $0.5 < r/R < 0.83$ 处,径向速度为正,其最大值约占最大正的轴向速度的40%。这说明从外通道流出的气流基本上没有向中心扩散,所以造成中心回流区的产生;当 $L_i/D_i = 0.8$ 时,在 $x = 0.3D$ 、 $0.2 < r/R < 0.5$ 处,径向速度为负,其最大值约占最大正的轴向速度的59%。这说明从外通道流出的气流绝大部分向

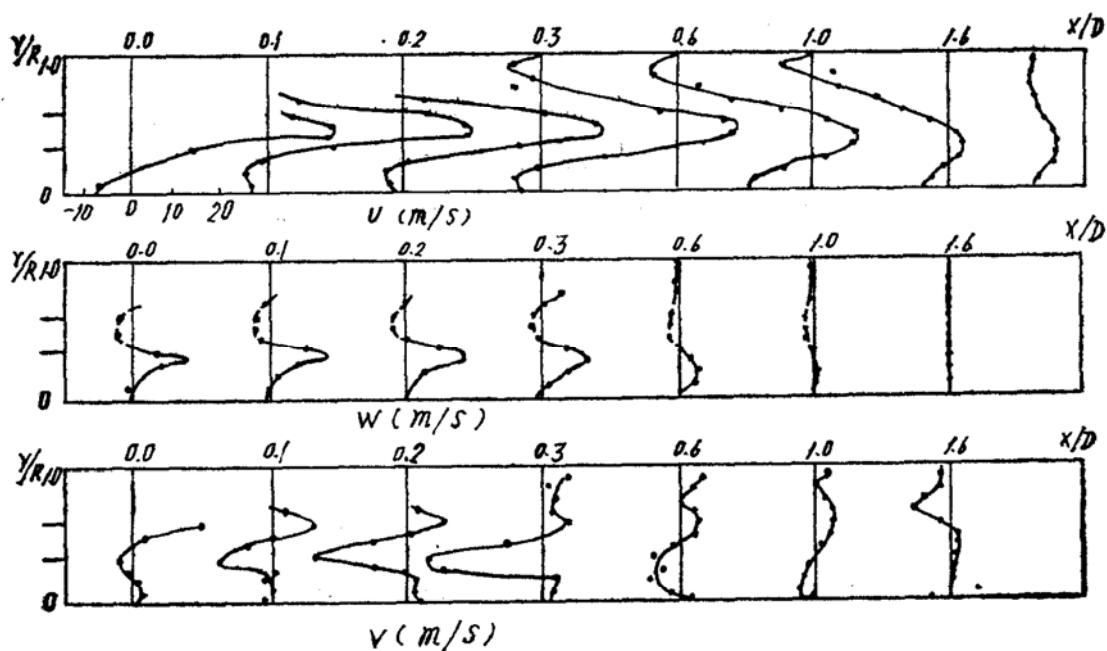


图4 $L_i/D_i = 0.8$, $\alpha = 15^\circ$, $D^*/D = 1$ 的时均速度分布

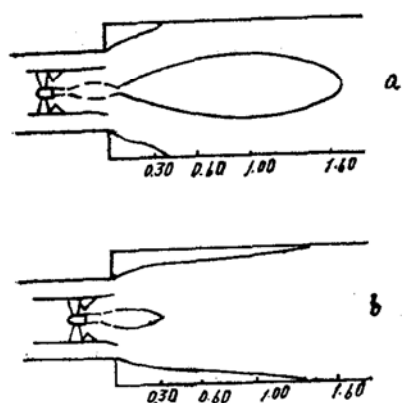


图5 $\alpha = 15^\circ$, $D^*/D = 1$, L_i/D_i 不同的燃烧室流场
(a) $L_i/D_i = 1.3$; (b) $L_i/D_i = 0.8$

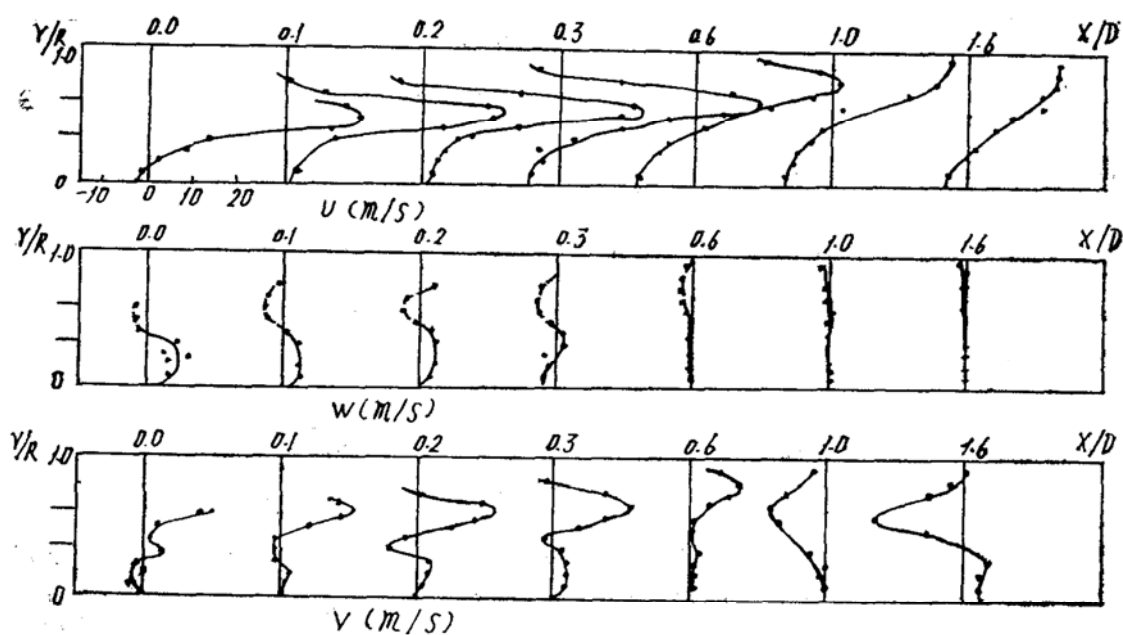


图8 $L_i/D_i = 1.3$, $\alpha = 15^\circ$, $D^*/D = 1$ 的时均速度分布

中心扩散, 从而使中心回流区无法产生。

2. 旋流室出口扩张角 α 的影响

旋流室出口扩张角 α 对突扩燃烧室中心回流区的形成以及角回流区的大小有很大的影响。从图7可看出, 将旋流室的出口扩张环去掉(即 $\alpha=0^\circ$), 旋流器分别安置在 $L_i/D_i=1.0$ 和1.5处时, 发现由旋流室产生的回流区没有延伸到突扩燃烧室内。

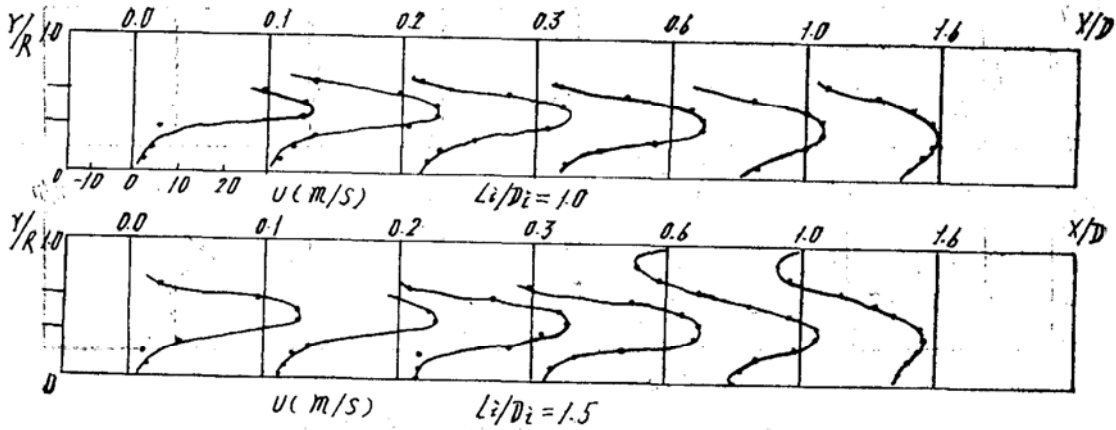


图7 $\alpha=0^\circ$ 、 $D^*/D=1$ 、不同 L_i/D_i 的时均轴向速度分布

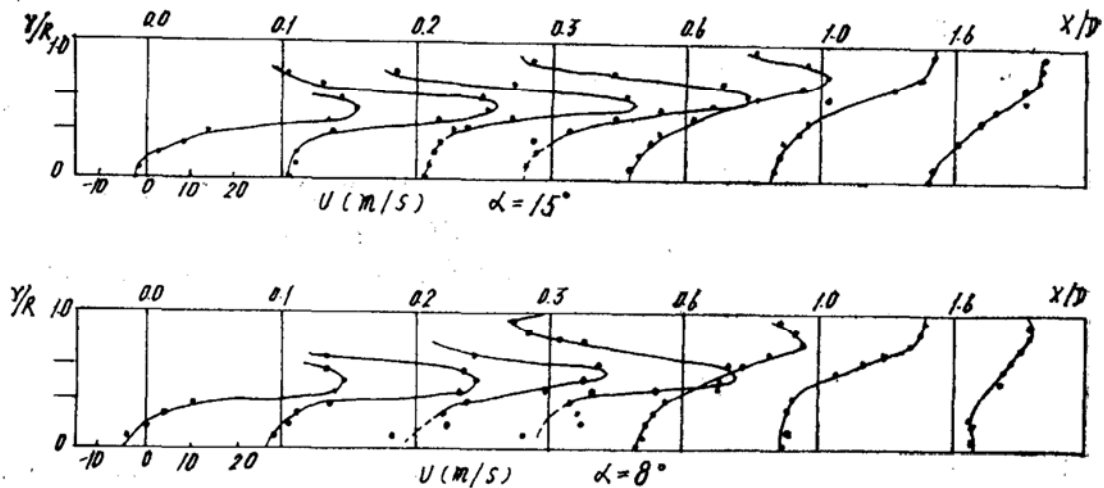


图8 $L_i/D_i=1.3$ 、 $D^*/D=1$ 、不同 α 角的轴向时均速度分布

当旋流室出口处安置扩张环后($\alpha>0^\circ$), 外通道的气流方向略向外偏转。试验结果表明(如图8和图9所示), 在相同的旋流室长径比(为1.3)下, 中心回流区的大小随着旋流室出口扩张角增大而增加。图10和图11表示了旋流室长径比为0.8的情况。从图中也可以看出扩张角 α 对中心回流区的影响。随着 α 从 15° 变为 8° 时, 中心回流区的长度从 $0.4D$ 减小到 $0.28D$ 。

3. 旋流室中收扩挡块的影响

在旋流室中, 收扩挡块是产生回流区的关键。不安装收扩挡块, 旋流室中不可能产生回流区^[4]。虽然收扩挡块的存在能在旋流室内产生回流区, 但切向速度的衰

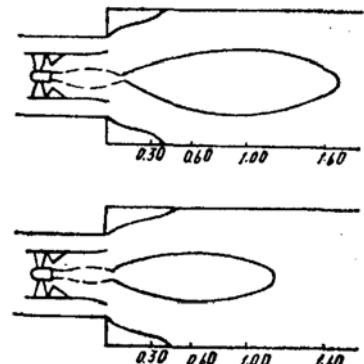


图9 $L_i/D_i=1.3$ 、 $D^*/D=1$ 、不同 α 角的燃烧室流场

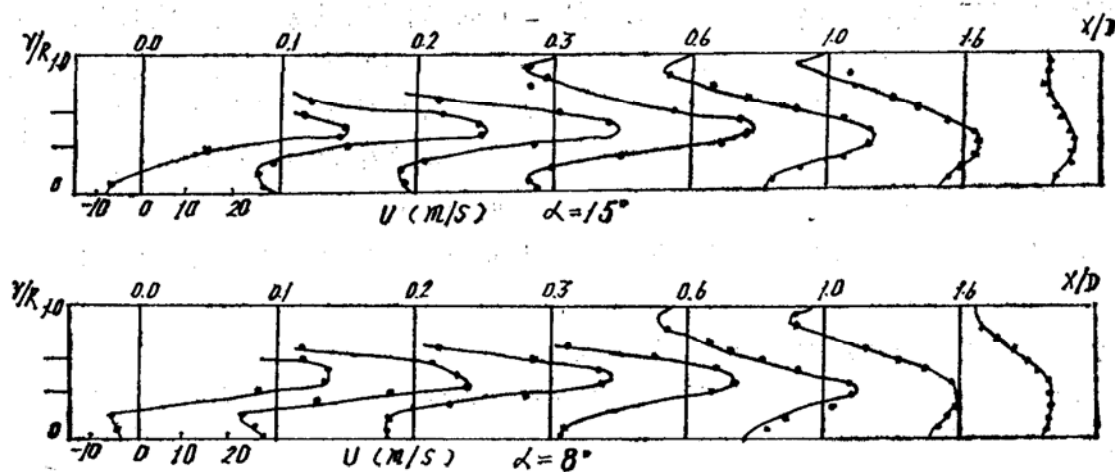


图10 $L_i/D_i = 1.3$ 、 $D^*/D = 1$ 、不同 α 角的轴向时均速度分布

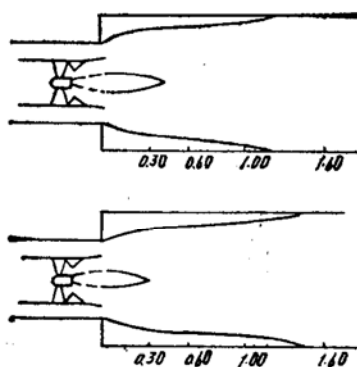


图11 $L_i/D_i = 0.8$ 、 $D^*/D = 1$ 、不同 α 角的燃烧室流场

减是很厉害的。不安装收扩挡块，旋流室出口的切向速度分布基本上为强迫涡分布。随着与外层气流的紊流交换，旋转射流带动外层气流旋转，将旋流中的一部分能量传给外层气流，使得切向速度分布趋于朗金涡分布。大约在 $x = 1.6D$ 处，切向速度基本上衰减到零。

图12表示了不安装收扩挡块、 $L_i/D_i = 1.3$ 、 α 角分别为 15° 和 8° 时的试验结果。从图上可以看到，当旋流室出口扩张角 α 大于 8° 时，即使没有收扩挡块，在旋流室出口附近仍能产生一个回流区。由于测量的起始截面在旋流室的出口处，所以无法全面了解该回流区的头部形状及流场变化情况。但从对突扩燃烧室内流场的测量结果表明，该回流区的尾部一直延伸到突扩燃烧室中约

$x = 0.4D$ 处。另外，切向速度的衰减没有因为回流区的存在而变快，切向速度基本上仍在 $x = 1.6D$ 处衰减到零。由于旋流室出口扩张角的不同，角回流区的大小必然受到影响。在 $\alpha = 15^\circ$ 时，角回流区的再附着点大约在 $x = 0.8D$ 处，而 $\alpha = 8^\circ$ 时，角回流区的再附着点向后移到大约 $x = 1.0D$ 处。

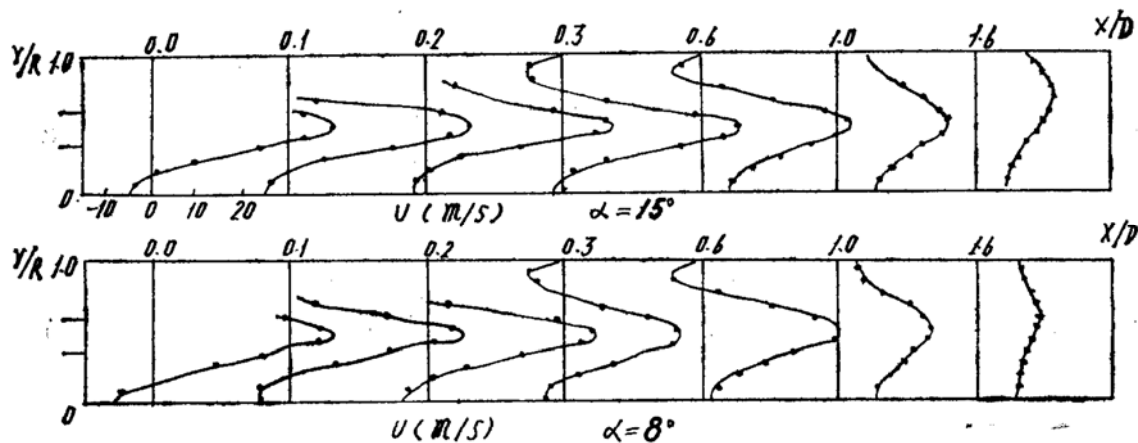


图12 $L_i/D_i = 1.3$ 、 $D^*/D = 1$ 、 α 分别为 15° 或 8° 时的时均速度分布(无收扩挡块)

图13表示了无收扩挡块、 $\alpha = 8^\circ$ 、 $L_i/D_i = 0.8$ 时的试验结果。试验数据表明回流区变小，延伸到突扩燃烧室内的旋流回流区尾部约在 $x = 0.3D$ 处消失。切向速度的衰减程度基本上没有变，角回流区的再附着点约在 $x = 1.0D$ 处。无收扩挡块的燃烧室流场如图14所示。当旋流室出口扩张角 $\alpha = 8^\circ$ 时，发现旋流室长径比为1.3所产生的中心回流区比长径比为0.8所形成的回流区大。图15表示在相同的旋流室出口扩张角和长径比下，有或无收扩挡块对中心回流区的影响。可以看到，在这两种情况下所形成的中心回流区基本上是相同的，区别只是有收扩挡块的角回流区略长于无收扩挡块的。

4. 尾喷口收缩比对中心回流区的影响

尾喷口收缩比 D^*/D 对突扩燃烧室内流场略有影响。试验中 D^*/D 分别为1、0.8和0.5。

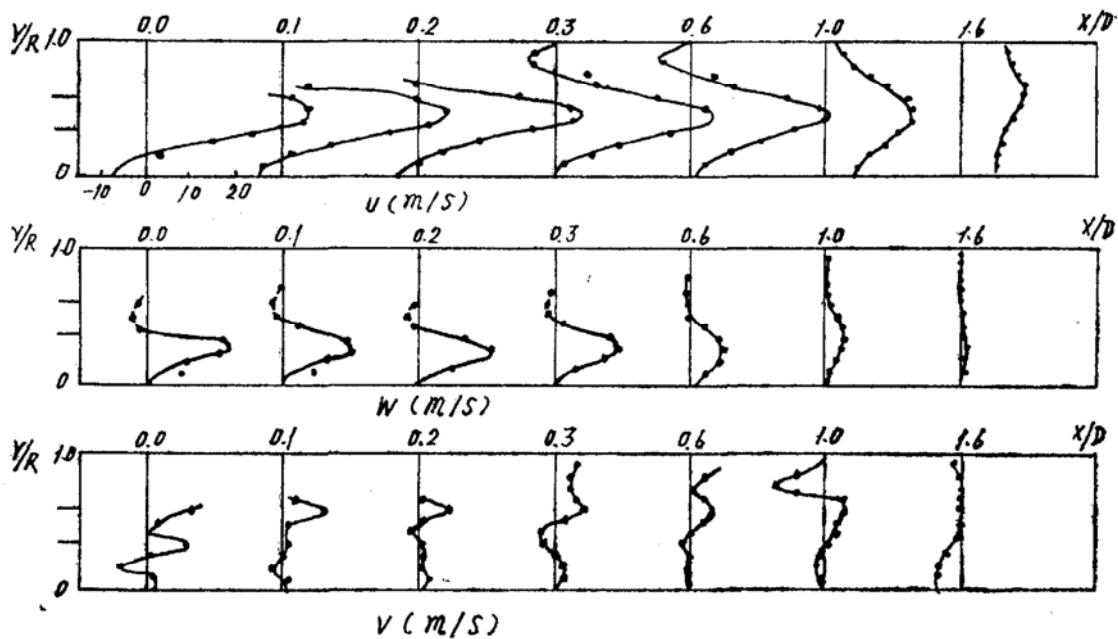


图13 $L_i/D_i = 0.8$, $\alpha = 8^\circ$, $D^*/D = 1$
的时均速度分布(无收扩挡块)

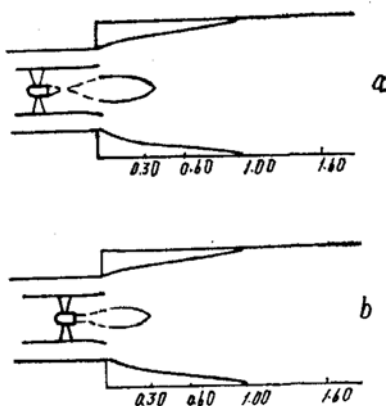


图14 $\alpha = 8^\circ$, $D^*/D = 1$, L_i/D_i 不
同时的燃烧室流场(无收扩挡块)

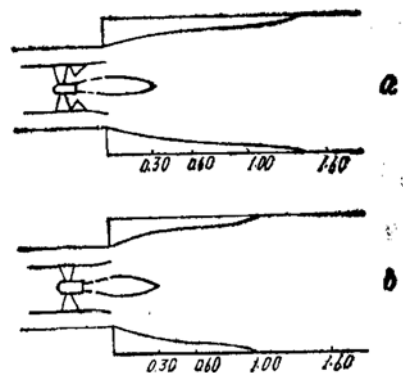


图15 $L_i/D_i = 0.8$, $D^*/D = 1$, $\alpha = 8^\circ$,
有或没有收扩挡块的燃烧室流场

试验结果如图16所示。当 $L_i/D_i = 1.3$ 、 $D^*/D = 1$ 时，回流区长度一直延伸到约 $1.7D$ 。随着 D^*/D 的减小，突扩燃烧室中心回流区向前移。当 $D^*/D = 0.5$ 时，其长度缩小到 $1.2D$ 左右。另外， D^*/D 的减小对最大回流通道面积的大小影响不大。而且，在 $x = 0.6D$ 处的最大回流速度也没有多大变化。这说明，突扩燃烧室中心回流区的头部基本上不受尾喷口面积比的影响。但从 $x = 1.0D$ 和 $x = 1.6D$ 处的轴向速度沿径向分布的变化特性可以断定尾喷口收缩比的变化对中心回流区的尾部有些影响。

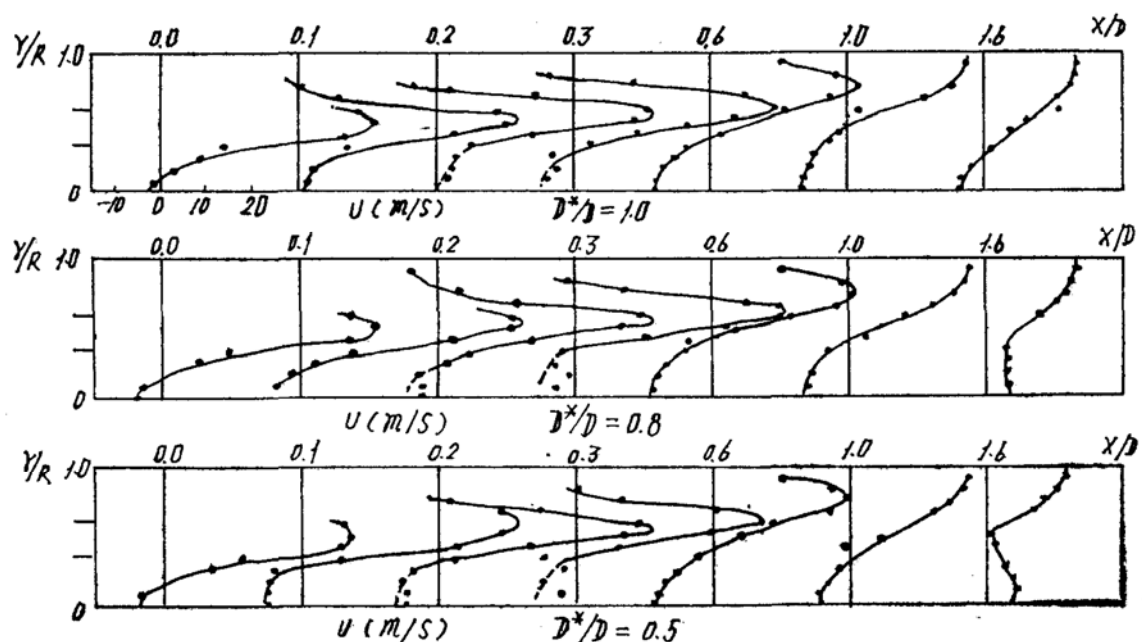


图16 $L_i/D_i = 1.3$, $\alpha = 15^\circ$, 不同 D^*/D 的时均速度分布

四、结 论

1. 旋流室出口扩张角 α 是突扩燃烧室内中心回流区产生的主要因素之一。当 $\alpha < 8^\circ$ 时，无论怎样改变其它参数，突扩燃烧室中心回流区都很难形成。
2. 当 $\alpha > 8^\circ$ 时，旋流室长径比 L_i/D_i 对突扩燃烧室内中心回流区的形成有很大的影响。当 $L_i/D_i = 0.8$ 时，在突扩燃烧室内只形成一个具有切向速度分量的中心回流区，其长度为 $0.4D$ 左右；当 $L_i/D_i = 1.3$ 时，除了形成一个较短的中心旋流回流区外，还产生一个较大的无切向速度分量的中心回流区。
3. 旋流室中的收扩挡块是产生旋流室回流区和突扩燃烧室中心回流区的因素之一。当旋流室内无收扩挡块和 $\alpha = 8^\circ$ ，旋流室长径比为 1.3 时，在突扩燃烧室内不能产生一个较大的无切向速度分量的中心回流区。对 $L_i/D_i = 0.8$ 来说，有或无收扩挡块对中心旋流回流区的形成没有很大的影响。在旋流室中无收扩挡块的情况下，旋流室的长径比对中心回流区的影响不大。
4. 尾喷口收缩比 D^*/D 的变化对燃烧室流场的影响不大。只是当 $L_i/D_i \geq 1.3$ 时， D^*/D 的变化仅仅对中心回流区的尾部略有影响。

(下转第56页)

四、结 束 语

在参加候选的若干种固体推进剂的各种因素足够具全, 足够精确; 参加评判的人数较多, 且他们都具有代表性, 权威性和实践经验; 对所设计的发动机的任务、环境、特点以及对推进剂的特殊要求等等深入了解的情况下, 运用模糊综合评判法对推进剂进行多因素综合评判, 其结果是正确的, 可信的。

参 考 文 献

- (1) 钱有林, 徐万赋: 固体火箭发动机。中国人民解放军炮兵技术学院, 1985.2。
- (2) 张吉瑞, 叶庆棠, 王天佑等译: 固体火箭发动机设计基础。兵器工业部第210研究所, 1982.10。
- (3) 贺仲雄: 模糊数学及其应用。天津科学技术出版社, 1984。

~~~~~  
(上接第21页)

### 参 考 文 献

- (1) Lilley, D.G., Swirling flows in typical combustor geometries. Paper No. AIAA-85-0184, AIAA 23rd Aerospace Sciences Meeting, Reno, Nevada, January 14—17, 1985.
- (2) Ecudier, M.P., Keller, J.J., Recirculation in swirling flow; a manifestation of vortex breakdown. AIAA Journal, Vol 23, No.1, 1985, pp111-116.
- (3) Buckley, P.L., Graig, R.R., Davis, D.L. and Schwartzkopf, K.G., The design and combustion performance of practical swirlers for integral rocket/ramjets. Paper No. AIAA-80-1119, AIAA/SAE/ASME 16th joint Propulsion Conference, Hartford, Connecticut, June 30-July 2, 1980.
- (4) 司徒明, 李光明, 王振夷, 刘兴洲: 旋流-突扩燃烧室冷态流场研究。《推进技术》, 1986年第6期。
- (5) Schetz, J.A., Hewitt P.W. and Thomas, R., Swirl combustor flow visualization studies in a water tunnel. Paper No. AIAA-82-1238.
- (6) Habib, M.A., Whitelaw, J.H., Velocity characteristics of confined jets with and without swirl. Paper No. ASME 79-WA/FE-21, ASME Winter Annual Meeting, December 1979.
- (7) Roback, R. and Johnson, B.V., Mass and momentum turbulent transport experiments with confined swirling co-axial jets. NASA Report CR-168252, August 1983.
- (8) Vu, B.T. and Gouldin, F.C., Flow measurements in a model swirl flow. AIAA Journal, Vol. 20, 1982, PP. 652—659.
- (9) Ramos, J.I. and Somer, H.T., Swirling flow in a research combustor. AIAA Journal, Vol. 23, No. 2, 1985.