

旋流突扩燃烧室中回流区的嵌套结构

航空航天部第三十一所 于强 刘兴洲 司徒明 胡梦觉

【摘要】 本文探讨了一种综合旋流器和钝体结构特点设计的新型旋流室, 并对双股同轴中心旋流突扩燃烧室模型进行了冷和热态试验。试验结果揭示了一个新的物理现象, 即旋流器造成的旋流室回流区与钝体形成的突扩燃烧室中心回流区嵌套在一起。热态初步试验表明, 该现象的存在能提高突扩燃烧室贫、富油工况的燃烧效率。

一、前言

本文作者曾提出了一种双股同轴中心旋流突扩燃烧室方案^[1], 其结构特点是在突扩燃烧室进口前安装一个综合旋流器和钝体结构特点设计的新型旋流室, 使进气道中心来流强旋, 而外层来流仍保持无旋 (即直射流)。试验结果揭示了一个新的物理现象, 即当旋流室与外通道的流量比不大、外通道气流向外扩张能力增强时, 除了在旋流室内部产生一个旋流器造成的旋流室回流区外, 在突扩燃烧室内 (旋流室回流区尾部) 还产生了一个由钝体形成的无切向速度的二维轴对称中心回流区, 两者嵌套在一起。本文对上述物理现象进行了必要的分析, 并通过进一步的试验, 研究该结构方案对燃烧室性能的影响。

二、试验设备与测量手段

1. 冷态试验模型及测量手段

试验中所采用的模型如图1所示。该模型用有机玻璃制成。 $D_a/D = 0.6$, $L/D = 2$ 。旋流室由三个沿圆周均布的支板固定在外通道内, 旋流器为等角度平板叶片旋流器, 其叶片数目8个, 角度为 45° , 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在旋流室通道内移动, 使旋流室长径比 L_i/D_i 为0.4、0.8、1.3。旋流室后扩张套环固定在旋流室出口, 扩张角 α 为 0° 、 8° 、 15° ; 旋流器

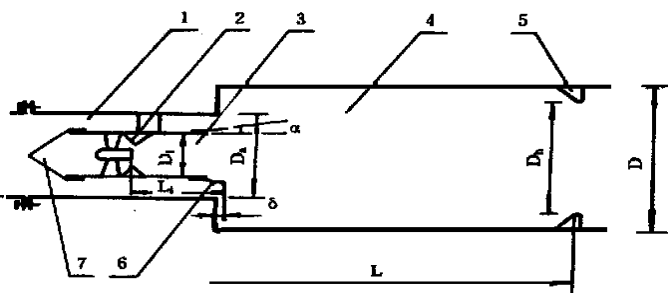


图1 燃烧室模型 (1. 外通道; 2. 收扩挡板; 3. 旋流室; 4. 燃烧室; 5. 尾喷管; 6. 后扩张套环; 7. 前锥套)

的旋流数 S 按下式计算 (旋流器中心体半径 $R_h = D_h/2$, $R_i = D_i/2$)

$$S = (2/3) [1 - (R_h/R_i)^3] \cdot \tan \alpha / [1 - (R_h/R_i)^2] \quad (1)$$

本试验模型中的 S 约为 0.7。燃烧室进口雷诺数约为 1.3×10^5 。

试验采用五孔探针测量系统测量燃烧室时均流场。

2. 热态试验模型 热态试验在加装旋流室的同轴突扩燃烧室试验件上进行^[2], $D_d/D = 0.63$, $L/D = 6$, $D_h^2/D^2 = 0.65$ 。旋流室结构设计时参考了冷态试验结果。区别是旋流器叶片采用等角度圆弧型, 同时在旋流室后扩张环对称位置上有二个径向“V”形槽, 以保证向角回流区传焰, 其结构参数见表 1, 表中 ϵ 是旋流在燃烧室进口处的阻塞比, δ 是旋流室出口与突扩截面的间距。

表 1 旋流室结构参数 (mm)

旋流室	D_i	L_i	δ	ϵ	S
A	62	93	18	0.30	0.74
B	50	70	5	0.37	0.77

试验采用烟火点火器点火。旋流室和外通道分别采用离心式喷嘴和喷油杆供油。根据冲压发动机工作状态, 试验模拟状态的测量段总压 $P_t = 0.5 \text{ MPa}$, 总温 $T_t = 450 \text{ K}$ 。试验中数据处理采用测压法计算燃烧效率 η_c , 令 I_{02} 和 I_{04} 为进气和燃烧室出口的总焓, H_u 为燃料低热值, L_0 为单位燃油所需理论空气量, 则:

$$\eta_c = \frac{[I_{04} - I_{02}]/H_u}{(1 + \alpha L_0)} \quad (2)$$

三、回流区嵌套现象分析

首先分析旋流室回流区形成机理。假设流进旋流室的流体是具有稳定压力场的无摩擦和热传导的不可压轴对称旋流, 根据 Bernoulli 理论^[3], 令

$$(u^2 + v^2 + w^2)/2 + p/\rho = H(\psi) \quad (3)$$

$$rw = c(\psi) \quad (4)$$

u 、 v 、 w 分别为轴向、径向、切向速度。式中 H 和 c 仅是 x 和 r 的函数, x 是到燃烧室进口的距离, 如图 2 所示。在中心线附近, 方程组的解

$$(u/U)_{r=0} = (w/\Omega)_{r=0} = 1 + (a^2/b^2 - 1)kb/2J_1(kb) \quad (5)$$

$J_1(kb)$ 为 Bessel 函数, a 和 b 为旋流通道的半径, Ω 是常数。

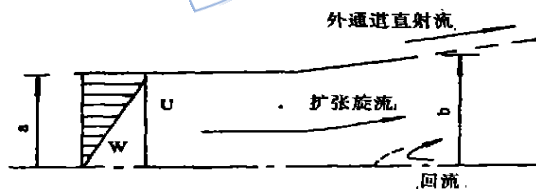


图 2 扩张通道轴对称旋流

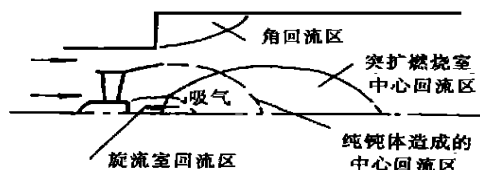


图 3 突扩燃烧室流场

不安装旋流室收扩挡块时, 旋流室出口处的流动现象与图 2 所示的流动现象类似。此时若旋流室出口不安装后扩张套环, 从旋流器流出的旋流通过一个直通道流出, 方程解中的 $a = b$, 等式右边项为 1, 故旋流室内将不出现回流区。安装后扩张套环使旋流室出口呈扩张形, 当增大出口扩张角 α 或延长扩张段使 b 大于某一临界值时, kb 增加的影响使得 u 和 w 首先在轴线上出现负值, 旋流室内将产生回流区。

由于旋流室对来流具有一定的阻塞作用, 沿后扩张套环 α 角方向流出的外通道直射流速度较高, 再加上突扩燃烧室壁面的限制, 射流速度沿轴向不易衰减, 这相当于使旋流通道扩

张段进一步增长,即对从旋流室流出的旋流起较强的引射作用,从而导致旋流进一步扩张,并在突扩燃烧室中心造成狭长的低压区,当外通道直射流引射能力提高到一定程度时,突扩燃烧室中心回流区由此产生,如图 3 所示。

少量来流进入旋流室后所形成的旋流室回流区,一方面有助于突扩燃烧室中心回流区的生成;另一方面,一旦突扩燃烧室中心回流区形成,则与旋流室回流区嵌套在一起。旋流回流区的回流自动地从突扩燃烧室中心回流区头部吸气,促进回流区内的质量、动量及能量交换,从而使回流区比一般钝体所形成的回流区大二到三倍。

分析结果表明,回流区嵌套现象的出现主要取决于旋流室与外通道的流量比和进气道出口流场这两个因素。

四、冷态试验结果与分析

1. 旋流室与外通道流量比对燃烧室流场的影响 试验中的流量比通过旋流室收扩挡块或前锥套调节,其参数见表 2,试验结果如图 4 所示。从图中看到,收扩挡块是产生回流区嵌套现象的关键因素之一。它具有双重作用。安装或不安装收扩挡块不仅影响流量比,而且也改

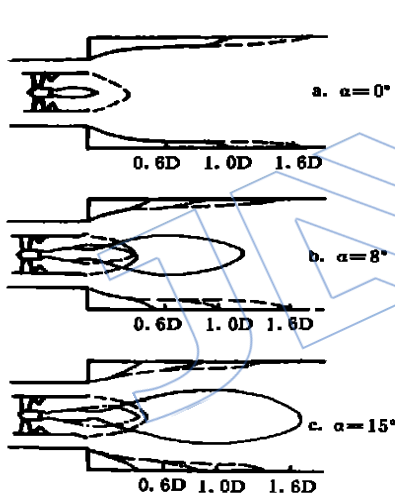


图 4 $L_1/D_1=1.3$ 的燃烧室流场

表 2 旋流室与外通道的流量比及阻塞比

参 数	F_i/F_o	ϵ		
		$\alpha=0^\circ$	$\alpha=8^\circ$	$\alpha=15^\circ$
加前锥套	0.000	0.391	0.470	0.522
有收扩挡块	0.043	0.352	0.432	0.483
无收扩挡块	0.281	0.199	0.279	0.330

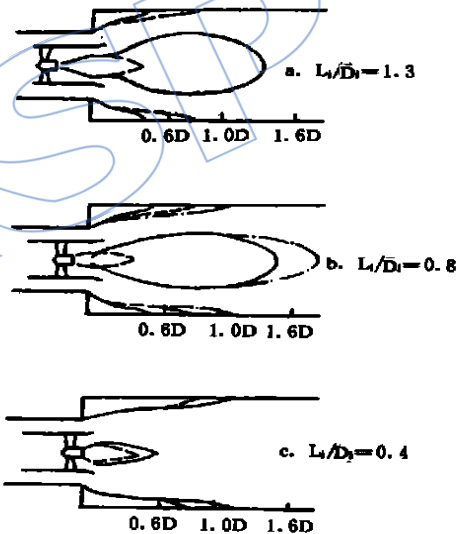


图 5 $\alpha=15$ 的燃烧室流场

变旋流室与外通道出口速度分布规律。如安装收扩挡块,旋流室阻塞作用增强,流量比 F_i/F_o 减小,在相同 α 角情况下,出口速度分布变化的同时,外通道气流速度明显增大,使嵌套现象产生。不安装收扩挡块及 $\delta=0$ 时,在图 4 所示结构中不会出现嵌套现象。安装前锥套,使 $F_i/F_o=0$,旋流室出口处形成钝体造成的回流区,相比之下,嵌套现象产生的回流区要增大二至三倍。

2. 旋流室出口位置对燃烧室流场的影响 旋流室出口位置后移 24 毫米 ($\delta=24$),使流

出外通道气流向外扩张的能力进一步增强,如图5所示。当 $L_i/D_i \geq 0.8$ 时,即使旋流室内不安装收扩挡块,在突扩燃烧室中仍产生嵌套现象。而该结构在 $\delta=0$ 时是不可能产生嵌套现象的,如图5中虚线所示。安装收扩挡块使中心回流区进一步增长到 $x=1.8D$,如图5b中点划线所示。倘若将 α 角减小到 8° ,则无论怎样改变 L_i/D_i ,嵌套现象始终都未形成。

五、热态试验结果与分析

为了研究回流区嵌套现象对燃烧的影响,对初步设计的旋流室进行了探索性热态试验。燃烧室壁面静压随加热比的变化为图6所示。对于A旋流室,燃烧室前段区域的 P_b 随加热比 θ 的变化较大。根据冷和热态试验结果,当旋流室处于流量临界时, F_i/F_o 等于其流通面积比,当该处流量未临界时, F_i/F_o 按通道的阻力分配,故实际流动中的 F_i/F_o 小于其流通面积比。当 θ 增大时,旋流室前马赫数 Ma 减小,引起外通道流量增强,使回流区嵌套现象产生,同时外通道气流冲击燃烧室壁面,导致壁面压力升高。 θ 越大, P_b 越高。对于B旋流室, P_b 随 θ 变化较小,说明嵌套现象没有产生。

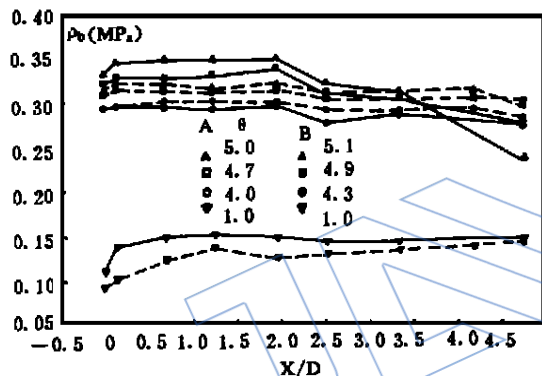


图6 壁面静压随加热比的变化

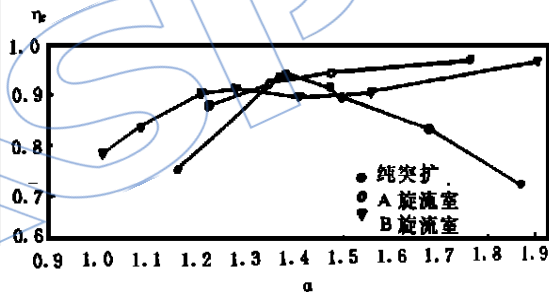


图7 燃烧室效率随余气系数的变化

图7表明安装旋流室明显提高了燃烧效率。与纯突扩燃烧室结构相比,安装A旋流室,富油时的燃烧效率提高约17%;贫油时的燃烧效率提高约26%。比较安装A和B旋流室所得结果可以看出,虽然安装B旋流室在燃烧室进口处形成的阻塞比要比安装A旋流室的大一些,但其对应的 η 却低于安装A旋流室的结果,这充分说明回流区嵌套现象有助于提高燃烧效率,并使燃烧室总压损失增加的幅度不大。

结论 (1) 综合钝体和旋流器的结构特点,合理设计旋流室,突扩燃烧室中能够产生旋流室回流区与突扩燃烧室中心回流区嵌套的现象。(2) 旋流室回流区有助于突扩燃烧室中心回流区的形成。一旦该中心回流区产生,旋流室内的回流自动地从突扩燃烧室中心回流区吸气,加强回流区与外界的质量、动量及能量传输,使其增大。(3) 初步热态试验表明,回流区嵌套现象的存在能提高贫、富油工况的燃烧效率。

参 考 文 献

- [1] 于强、司徒明,“双股同轴中心旋流突扩燃烧室试验研究”,《推进技术》No. 3, 1987。
- [2] 刘敬华、王裕人,“突扩燃烧室点火起动”,《推进技术》No. 4, 1987。
- [3] Batchelor, G. K., “An Introduction to Fluid Dynamics”, Cambridge University Press, 1967。

EMBEDDED STRUCTURE OF RECIRCULATION ZONES IN COAXIAL DUMP COMBUSTOR WITH INNER SWIRL INLET

Yu Qiang, Liu Xingzhou, Situ Min, Hu Mengjue

(*The 31th Research Institute*)

ABSTRACT

The new swirling chamber designed by combining swirlers with bluff bodies is considered in this paper. The cold flowfields in the coaxial dump combustor with inner swirl inlet were measured and investigated by using five-hole probes. It is found that when the flow ratio of the swirling chamber to the outer annular channel decreases and the expansion ability of outer annular flows toward the combustor wall is enhanced, a two-dimensional axisymmetrical central recirculation zone without tangential velocities occurs behind it in the dump combustor in addition to the swirling chamber recirculation zone. Both recirculation zones are embedded in each other. The swirling chamber recirculation zone not only tends to create the central recirculation zone, but also generates the suction which makes the latter bigger and stronger. Experimental results of combustion show that the high combustion efficiency is obtained as the embedded structure exists.

TECHNICAL NOTES

THROUGHFLOW CALCULATION IN AN AXIAL-FLOW COMPRESSOR STAGE USING AVERAGED NAVIER-STOKES EQUATIONS

Zhu Fangyuan

(*Northwestern Polytechnical University*)

ABSTRACT

In order to provide a calculation computing means of the through-flow considering viscous influence for the quasi-three-dimensional design method of the turbomachinery, we put forward the averaged N-S and the zero equations or two-equation models of the turbulent flow to model the viscous flow of the throughflow in the stage and multistage of the turbomachinery. The application of the zero-equation model of the turbulent flow is described. An effective method to handle the end wall conditions is presented; and then the results of the throughflow calculation in the stages of a transonic or subsonic axial compressor are given. The comparison of the computing results with the experimental data shows that the model and method provided are feasible and effective.