

## 双股同轴中心旋流突扩 燃烧室热态试验研究

胡梦觉 于强 刘少波 邱新宇

(航空航天部三院三十一所)

**摘要:** 本文对双股同轴中心旋流突扩燃烧室进行了热态试验。在较宽的 $\alpha$ 变化范围内,得到了高的燃烧效率,同时伴随着一定的压力损失。中心回流区嵌套的流场结构,有助于产生较高的燃烧效率。

**主题词:** 突扩型燃烧室, 燃烧效率, 高温试验

### 符 号 表

|                                 |                                |
|---------------------------------|--------------------------------|
| $B_i$ : 传焰槽宽度                   | $\Delta Q_{pr}$ : 燃料燃烧的实际发热量   |
| $D$ : 燃烧室内径                     | $\Delta Q_{th}$ : 燃料完全燃烧的理论发热量 |
| $D_2$ : 进气管内径                   | $S$ : 旋流数                      |
| $D_5$ : 尾喷管内径                   | $T_{oc}$ : 测量段总温               |
| $D_i$ : 旋流室直径                   | $T_{02}$ : 进气总温                |
| $H_i$ : 传焰槽高度                   | $T_{04}$ : 燃烧室总温               |
| $H_u$ : 燃料低热值                   | $\alpha$ : 余气系数                |
| $L_o$ : 一公斤燃油完全燃烧<br>所需的理论空气量   | $\beta$ : 扩张环角度                |
| $L$ : 燃烧室长度                     | $\sigma_{2-4}$ : 燃烧室总压恢复系数     |
| $L_i$ : 旋流室长度                   | $\varepsilon$ : 旋流室堵塞比         |
| $p_{oc}$ : 测量段总压                | $\varphi$ : 叶片转角               |
| $M_2$ : 来流马赫数                   | $\delta$ : 旋流室出口位置             |
| $M_{w}$ : 旋流室内外流通最小截面的<br>当量马赫数 | $\delta_{叶}$ : 叶片厚度            |
| $G_f$ : 外通道燃油流量                 | $\eta_c$ : 燃烧效率                |
|                                 | $\theta$ : 加热比                 |

本文1989年10月11日收到

## 一、引言

整体式冲压发动机通常采用突扩型燃烧室。试验结果表明：纯突扩型燃烧室的燃烧效率在贫、富油状态下较低，不符合实际设计要求。改善燃烧室综合性能的方法之一是采用旋流燃烧技术。Buckley〔1〕的同轴旋流突扩燃烧室的热试结果表明，由于来流全旋，只有在旋流数 $S=0.4$ 时的燃烧室综合性能达到最佳，并比在进气道出口带“V”型稳定器的突扩燃烧室有更大的优越性。但将该方案应用于大尺寸发动机会出现尾喷管剩余旋流的影响。

文献〔2〕曾提出了一种双股同轴中心旋流突扩燃烧室方案，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根据钝体结构特点设计的新型旋流室，使中心区的来流强旋，而外层区的来流仍保持无旋（即直射流）。目的是在提高燃烧效率的同时削除剩余旋流的影响。试验结果揭示了一个新的物理现象：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，除了产生旋流室回流区外，在其尾部还形成了一个无切向速度的二维轴对称中心回流区，两者嵌套在一起。

本文对上述初步设计的方案进行了验证性及探索性燃烧试验。研究旋流室的安装对突扩燃烧室综合性能的影响，为今后实际发动机的设计提供必要的理论及试验依据。

## 二、试验设备与测量手段

### 1. 燃烧室模型

试验采用的双股同轴中心旋流突扩燃烧室模型如图1所示，该模型是在原纯气流突扩试验件的基础上改进而成的。燃烧室外壳是外径 $\Phi 219\text{mm}$ 厚 $8.5\text{mm}$ 的不锈钢管，内衬套是厚 $11\text{mm}$ 的圆筒形石墨隔热层，保护金属壁，这样，燃烧室内径为 $\Phi 180\text{mm}$ 。燃烧室尾部接有喉道为 $\Phi 145\text{mm}$ 的双圆弧收敛喷管，其收缩比为 $0.65$ 。整个燃烧室长度为 $1114\text{mm}$ ，长径比为 $6$ 。

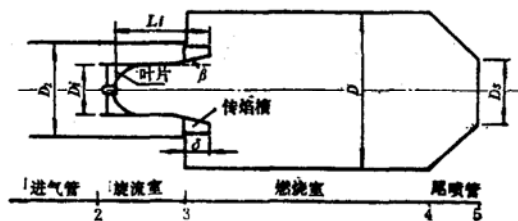


图1 双股同轴中心旋流突扩燃烧室模型

### 2. 旋流进气道

进气道是由内径为 $\Phi 114\text{mm}$ 的不锈钢管制成，对应的纯气流突扩比为 $2.5$ 。旋流室安装在进气道出口，使来流部分强旋。

旋流室是综合旋流器和根据钝体结构特点而设计的，其结构参数的选择参考了冷态流场试验结果〔2〕。本试验采用了三种不同结构的旋流室，旋流室中心安装有离心式喷嘴，扩张环上有二个V型传焰槽，旋流叶片是切向速度沿径向等角度分布的圆弧形叶片，共有8个，旋流角均为 $45^\circ$ 。三种旋流室结构参数见表1，1\*至3\*旋流室结构的主要区别是旋流室直径 $D$ 不同。

1\*旋流室与冷态流场试验所采用的结构完全一样，试验曾获得旋流室回流区与中心回流区嵌套的流场结构〔8〕。如果采用2\*、3\*旋流室，则不会出现回流区嵌套现象，旋流室回流

区大部分延伸到突扩燃烧室内。

表1 旋流室结构参数

| 旋流室类型 | $D_i$ (mm) | $L_i$ (mm) | $H_i$ (mm) | $B_i$ (mm) | $\delta$ (mm) | $\beta$ (°) | $\varphi$ (°) | $\varepsilon$ (%) | $S$  |
|-------|------------|------------|------------|------------|---------------|-------------|---------------|-------------------|------|
| 1*    | 62         | 93         | 14         | 30         | 18            | 13          | 59.6          | 30                | 0.74 |
| 2*    | 78         | 80         | 8          | 30         | 5             | 6           | 64.5          | 37                | 0.71 |
| 3*    | 50         | 70         | 17         | 20         | 5             | 13          | 55.4          | 37                | 0.77 |

### 3. 供油及点火

供油系统将燃油通过固定在燃烧室外壁上的环形燃油总管，分流至用于旋流室外通道供油的各喷油杆和用于旋流室供油的离心式喷嘴。在突扩截面上游 $1D_2$ 处的进气管上，同一截面上对称地插入4根喷油杆，每根喷油杆上有二排对称小孔，每排3个，燃油从喷油杆上的小孔垂直于气流喷出。

本试验采用一根烟火棒点火，点火位置距燃烧室头部50 mm，烟火棒插入深度使其前端超过旋流室扩张环5mm，主要利用旋流室后形成的回流区来点火。

整个试验在三十一所直连式试车台CS-02上进行。

### 4. 测量手段

本文所用燃烧效率定义为

$$\eta_c = \frac{\Delta Q_{pr}}{\Delta Q_{th}} = \frac{I_{04} - I_{02}}{H_w / (1 + \alpha L_0)}$$

式中 $I_{02}$ 、 $I_{04}$ 分别由 $T_{02}$ 和 $T_{04}$ 查焓值表获得，其中燃烧室总温 $T_{04}$ 是由测压法并根据流量连续确定。

燃烧室总压恢复系数 $\sigma_{2-4}$ 是由总压靶测得的。试验时，用测量段总压 $p_{0c}$ 和总温 $T_{0c}$ 模拟试验状态，保证试验在预定状态下进行。

## 三、试验结果和讨论

### 1. 冷试结果和分析

冷态试验确定纯突扩和安装不同旋流室所对应的气流流动损失，结果见图2。

由于堵塞比相同，2\*、3\*旋流室对应的燃烧室总压恢复系数 $\sigma_{2-4}$ 相等，气流损失相同。将旋流与纯气流突扩相比，在同样的试验状态( $p_{0c}$ )下，旋流突扩的气流总压恢复系数 $\sigma_{2-4}$ 有所下降，主要原因是在原试验件上安装了较高堵塞比的旋流室，旋流突扩燃烧室的突扩比明显增加，理所当然地增大了流动损失。另外，由于原试验突扩比(2.5)较高，纯气流突扩的来流马赫数 $M_2$ 很高，安装旋流室后，当 $p_{0c} > 0.3$  MPa，旋流室内外流通最小截面临界，局部有冲波存在，造成流动损失增加。当然，气流冲击、绕流、摩擦旋流叶片也是导致气流损失增加的原因。由此看来，旋流室与原纯突扩试验件结构的匹配不够理想。

图3是来流马赫数 $M_2$ 随 $p_{0c}$ 的变化关系。可见，安装旋流室使来流马赫数降低，这是由

旋流室堵塞作用造成的。实际上,在旋流室内外流通最小截面已临界,如图4所示,因为该截面当量直径为 $\phi 90\text{mm}$ ,比尾喷口内径小得多,尽管有流动损失,但该截面已成为一个喉道,对冷态流动,该截面先于尾喷口临界。

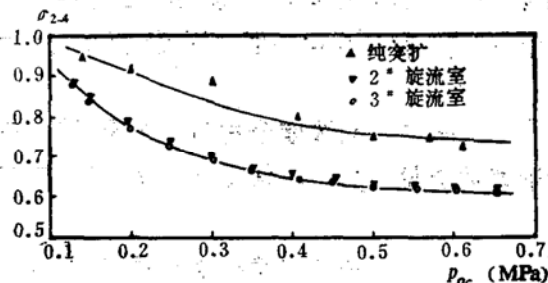


图2 旋流与纯气流突扩的 $\sigma_{2.4}$ 比较

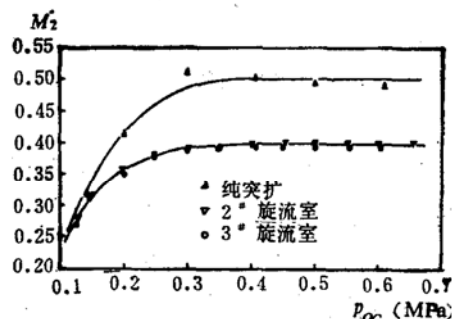


图3 旋流与纯气流突扩的 $M_2$ 比较

## 2. 热试结果与分析

根据冷态结果,选择1\*、3\*旋流室进行热态试验。热试模拟压力 $p_{0c} = 0.5\text{MPa}$ ,模拟温度 $T_{0c} = 450\text{K}$ 。

热试遇到的第一个问题就是点火起动。对于内径为 $\phi 145\text{mm}$ 的尾喷管,纯突扩热试必须在尾喷口安装堵环,方能可靠点火。通过本文冷试结果可知,由于在原纯突扩试验件上安装旋流室,旋流室内外流通最小截面先于尾喷口临界,在上述模拟状态下,该截面已临界,这样,在气流临界区域附近已定的点火位置点火是相当困难的。

为此,本文采用内径为 $\phi 90\text{mm}$ 的尾喷口堵环帮助点火。安装堵环后,在模拟状态下,尽管尾喷口已封闭,但旋流室内外流通最小截面却未封闭,热试数据表明其当量马赫数小于0.48。因此,在旋流室内点火区域,气流速度不是很高,有利于点火,试验也证实了能可靠点火。

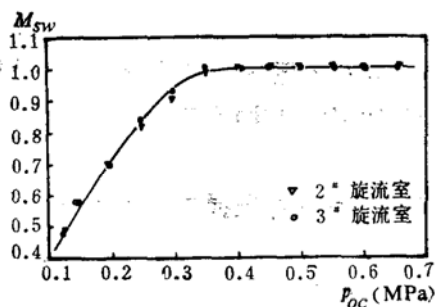


图4 旋流室 $M_{sw}$ 与 $p_{0c}$ 的关系

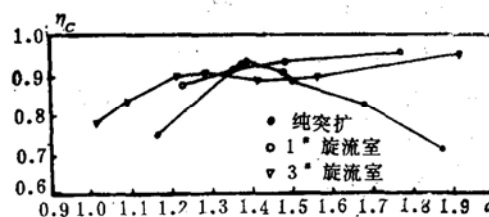


图5 旋流与纯气流突扩的 $\eta_c$ 比较

图5是1\*、3\*旋流室对应的燃烧效率 $\eta_c$ 随余气系数 $\alpha$ 的变化曲线,并与以前纯气流突扩的燃烧效率曲线进行比较。从图上可见,旋流燃烧的 $\eta_c$ 曲线较高较平,尤其在靠近贫富油边界, $\eta_c$ 增加约17%,这充分体现了旋流燃烧技术的优越性。加旋后,大部分燃油在燃烧室内的停留时间增大,中心回流区的流场结构存在使大部分燃油蒸发、参与燃烧的位置提前,而纯

突扩则不一样,有不少燃油流到燃烧室后段蒸发、燃烧。

对于1\*旋流室,在 $\alpha = 1.20 \sim 1.70$ 范围内, $\eta_c$ 在0.85~0.95之间;对于3\*旋流室,在 $\alpha = 1.12 \sim 1.70$ 范围内, $\eta_c$ 在0.85~0.90之间。将1\*、3\*旋流室对应的 $\eta_c$ 曲线比较,发现1\*旋流室对应的 $\eta_c$ 较高。分析原因是1\*旋流室在燃烧室内出现了回流区嵌套现象,即在旋流室回流区后产生了一个大而壮的中心回流区,证实了冷流场试验结果<sup>[2]</sup>,该回流区的存在有助于产生较高的燃烧效率。然而,试验结果发现3\*旋流室没有产生中心回流区嵌套的流场结构。

对于3\*旋流室,通过减少外通道燃油流量1/6,以研究燃油浓度分布对 $\eta_c$ 的影响,结果见图6。可以看到,在相同的 $\alpha$ 值下,由于外通道燃油流量的减少,使得进入旋流室内的燃油量增大,局部偏富,造成 $\eta_c$ 有所下降。

图7是旋流燃烧与纯气流突扩燃烧关于总压损失的比较,由于3\*旋流室的堵塞比较高,所以,3\*旋流室对应的总压损失较1\*大。与纯突扩燃烧相比,旋流燃烧的总压损失偏大,其主要原因是试验件结构匹配不理想。当然,安装旋流室本身会造成总压损失增加,旋流燃烧正是以损失总压为代价,换来燃烧效率的提高及效率曲线的拉平。

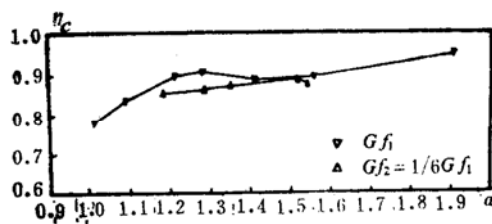


图6 燃烧浓度分布对 $\eta_c$ 的影响

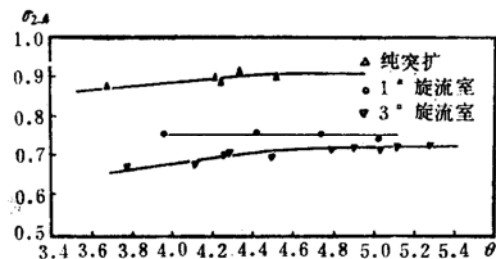


图7 旋流与纯气流突扩的 $\sigma_{2-4}$ 比较

## 四、结 论

本试验表明:双股同轴中心旋流突扩燃烧室在较宽的 $\alpha$ 变化范围内,得到高的燃烧效率,同时伴随着一定的压力损失;中心回流区嵌套的流场结构,有助于产生较高的燃烧效率;外通道燃油流量减少,不利于燃烧效率的提高。

通过调整旋流室结构,并与突扩燃烧室合理匹配,可以保证在总压损失不大的情况下获得较高的燃烧效率。

## 参 考 文 献

- (1) Buckleg, 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.
- (2) 于强:双股同轴中心旋流-突扩燃烧室试验研究,《推进技术》,1987年,第3期。

# THE COMPUTATION OF TRANSONIC NOZZLE FLOW BY AN IMPLICIT APPROXIMATION-FACTORIZATION ALGORITHM

Hou Xiao   Cai Timin   He Hongqin   Wu Xinping

(Northwestern Polytechnical University)

**Abstract:** At present, the time dependent method has been widely used to predict transonic flow fields in solid rocket nozzles. The difference form of this method is explicit one which consumes excessive computational time because of the time steps limited by the stability criterion. Recently, the implicit form has been paid much attention. Beam, R.M. and Warming, R.F. presented an implicit approximation-factorization algorithm of Euler equation. Time steps longer than those requested in explicit form can be often taken.

In this paper, the implicit approximation-factorization algorithm with the boundary-fitted coordinates system is applied to calculate steady inviscid transonic flows in nozzles. Three different nozzles which consist of throat with small curvature radius, steep convergent portion and submerged portion and therefore which parameters are changed seriously are calculated. The good agreement of the computational results with experimental ones shows that the method is of good convergence and good accuracy. Due to the use of explicit form at the boundaries, Courant number is still limited to a certain degree, which is taken up to about 7 for the implicit procedure presented in this paper. This method can greatly accelerate the computation process and can be efficiently extended to the computations of N-S equation, PNS equation and viscous two-phase flow for solid rocket nozzles.

**Keywords:** Nozzle, Transonic flow, Flow field, Numerical solution, Computation

## THE EXPERIMENTAL STUDY ON THE COAXIAL DUMP COMBUSTOR WITH INNER SWIRL INLET UNDER THE COMBUSTION CONDITION

Hu Mengjue   Yu Qiang   Liu Shaobo   Qiu Xinyu

(The 31st Research Institute)

**Abstract:** In this paper the experiment on the coaxial dump combustor with