

双侧进气突扩燃烧室冷态 三维流场数值模拟

廖昌明 林文漪 周力行

(清华大学)

摘 要: 用 $k-\epsilon$ 模型及 SIMPLE 算法对双侧进气突扩燃烧室的进气道及主燃室进行了冷态流场数值模拟, 分别对主燃室和进气道进行了二维模拟及三维模拟; 燃烧室的突扩比为 1.1。计算结果表明: 在进气道的预燃室旋流器后方形成了一个细长的中心回流区, 回流区延伸到预燃室外的主燃室中, 主燃室在头部有一个小回流区, 在进口处也有一个极小的回流区。研究结果表明, 主燃烧室中现有回流区尺寸及强度不能满足火焰稳定的要求, 须进一步采取其他措施以改进火焰稳定。

主题词: 两侧进气道, 突扩燃烧室, 三维流, 流场, 数值法和计算方案

NUMERICAL STUDIES ON FLOWS IN A DUAL-INLET DUMP COMBUSTOR

Liao Changmin Lin Wenyi Zhou Lixing

(Tsinghua University)

Abstract: The three-dimensional gas flow field in a dual-inlet combustor and the axisymmetrical gas flow field in an inlet-tube of this combustor are numerically simulated by using $k-\epsilon$ turbulence model and SIMPLE algorithm. The sudden expansion ratio of combustor is 1.1. The predicted results show that there is a slim recirculation zone behind the swirler of pre-combustor which is located inside the inlet-tube, and the recirculation zone is extended to the primary zone of the combustor. There is a small recirculation zone in the head part of the combustor. It can be concluded that the recirculation zone in the combustor cannot stabilize the flame, and other measures such as using a pre-combustor must be adopted to improve the flame stability.

Keywords: Side-inlet, Dump combustion chamber, Three dimensional flow, Flow field, Numerical method and procedure

1 前言

整体式冲压发动机是一种新型的战术导弹的动力装置,针对燃烧效率,火焰稳定性和导弹战术的要求,进行了下列几种形式的冲压发动机燃烧室的研究:

(1) 同轴突扩燃烧室的研究

同轴突扩燃烧室是一种最简单的用突扩回流稳定火焰的燃烧室。同轴突扩大致有两种不同的进气方案,一种是单股进气:在进气道不安装旋流器时,在台阶后方形成一个边角回流区,在进气道安装旋流器时,在旋流器后方形成一中心回流区和在台阶后方有一个小的边角回流区^[1]。另一种则是双股进气^[2,3],这种进气能产生一个中心回流区,并且回流区结构、强度受进气旋流特性的影响极大。同轴突扩燃烧室燃烧效率不高,要求燃烧室较长,不利于导弹设计。

(2) 双侧进气突扩燃烧室

早在1975年前,法国已把双侧进气突扩燃烧室装备在高性能的ASMP中程导弹上^[4]。文献[5]对双侧进气突扩燃烧室进行了较细致的研究。结果发现,头部流场对稳定火焰及提高燃烧效率起重大作用。而头部长度对头部流场结构影响很大,对下游影响很小。流场显示发现,在头部较长的情况下存在不稳定回流区和两个横向旋涡。该文献对双侧进气燃烧室三维流场进行了数值模拟,进气下游模拟结果与流场显示结果符合很好,当头部回流涡稳定时,模拟结果也能很好地与显示结果相符合。文献[5]的研究也发现了头部回流区和流动振荡现象。从以上研究可以看出,双侧进气头部回流受头部结构及进气方式影响很大。

(3) 双侧旋流进气突扩燃烧室

文献[6,7]对双侧旋流进气突扩燃烧室进行的研究中发现:在燃烧室中存在旋流结构的回流区。文献[7]发现:旋流器后方的回流区不受对撞气流的影响,头部在进气对称截面上存在两个横向反向旋涡,并且随着进气旋流加强而加强,随头部长度的加长而稳定性越来越差。另外文献对进气无旋的三种不同长度头部结构燃烧室进行了三维数值模拟,发现在头部存在回流区,但强度很弱,与实验结果相符。文献[8]则发现在头部有近壁区回流区和旋流器后方有中心回流区。文献[9]提出用中心部分切向进气方式,它能在头部形成稳定的回流区,并且头部旋流有利于燃料掺混,提高燃烧效率,这种方案目前还在研究之中。

双侧预燃室进气-突扩燃烧室的数值模拟是非常复杂的,因为这种燃烧室的进气道和主燃烧室不在同一轴线上,因此对进气道和主燃室分别进行模拟。进气道的流场可以认为是轴对称的,故采用二维模拟;把它的出口流场作为主燃烧室的进口输入条件,对主燃室内双侧进气对撞后的流动用三维模拟。

2 数学模型

当采用 $k-\epsilon$ 模型时,柱坐标系中二维及三维湍流流动的基本方程可写成如下通用形式:

$$\frac{\partial}{\partial x}(\rho u \varphi) + \frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial r}(r \rho v \varphi) + \frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial \theta}(\rho w \varphi)$$

$$= \frac{\partial}{\partial x} \left(\Gamma_{\varphi} \frac{\partial \varphi}{\partial x} \right) + \frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial r} \left(r \Gamma_{\varphi} \frac{\partial \varphi}{\partial r} \right) + \frac{1}{r^2} \frac{\partial}{\partial \theta} \left(\Gamma_{\varphi} \frac{\partial \varphi}{\partial \theta} \right) + S_{\varphi}$$

方程中 φ , Γ_{φ} 和 S_{φ} 的意义见表 1, 通用常数见表 2。

表 1 方 程

φ	Γ_{φ}	S_{φ}
1	0	0
u	μ_e	$-\frac{\partial p}{\partial x} + \frac{\partial}{\partial x} \left(\mu_e \frac{\partial u}{\partial x} \right) + \frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial r} \left(r \mu_e \frac{\partial v}{\partial r} \right) + \frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial \theta} \left(\mu_e \frac{\partial w}{\partial \theta} \right)$
v	μ_e	$-\frac{\partial p}{\partial r} + \frac{\partial}{\partial x} \left(\mu_e \frac{\partial u}{\partial r} \right) + \frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial r} \left(r \mu_e \frac{\partial v}{\partial r} \right) + \frac{\partial}{\partial \theta} \left[\mu_e \frac{\partial}{\partial r} \left(\frac{w}{r} \right) \right] + \frac{\rho w^2}{r}$
w	μ_e	$-\frac{1}{r} \frac{\partial p}{\partial \theta} + \frac{\partial}{\partial x} \left(\mu_e \frac{1}{r} \frac{\partial u}{\partial \theta} \right) + \frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial r} \left[\mu_e \left(\frac{\partial v}{\partial \theta} - w \right) \right]$ $+ \frac{1}{r^2} \frac{\partial}{\partial \theta} \left(\mu_e \frac{\partial w}{\partial \theta} + 2v \right) + \mu_e \left[\frac{1}{r^2} \frac{\partial v}{\partial \theta} + \frac{\partial}{\partial r} \left(\frac{w}{r} \right) \right] - \rho \frac{vw}{r}$
k	$\frac{\mu_e}{\sigma_k}$	$G_k - \rho \epsilon$
ϵ	$\frac{\mu_e}{\sigma_{\epsilon}}$	$(C_1 \epsilon G_k - C_2 \rho \epsilon^2) / k$

表 1 中:

$$\mu_e = \mu + \mu_t; \quad \mu_t = C_{\mu} \rho k^2 / \epsilon$$

$$G_k = \mu_t \left\{ 2 \left[\left(\frac{\partial u}{\partial x} \right)^2 + \left(\frac{\partial v}{\partial r} \right)^2 + \left(\frac{1}{r} \frac{\partial w}{\partial \theta} + \frac{v}{r} \right)^2 \right] \right.$$

$$\left. + \left(\frac{\partial w}{\partial x} + \frac{1}{r} \frac{\partial u}{\partial \theta} \right)^2 + \left(\frac{\partial u}{\partial r} + \frac{\partial v}{\partial x} \right)^2 + \left(\frac{\partial w}{\partial r} + \frac{1}{r} \frac{\partial v}{\partial \theta} - \frac{w}{r} \right)^2 \right\}$$

以上各式中如取 $\frac{\partial \varphi}{\partial \theta} = 0$, 则成为二维问题。

表 2 通用常数

C_{μ}	C_1	C_2	σ_k	σ_{ϵ}
0.09	1.45	1.92	1.0	1.3

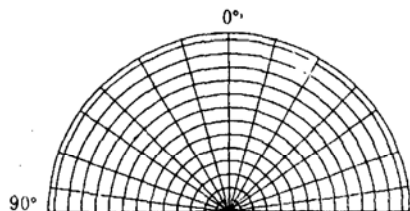
3 边界条件及求解技术

所模拟的进气道如图 1a 所示, 其中网格节点数是 42×26 所模拟的主燃室如图 1b 所示, 其计算域为 180° 的扇形域, 使进气道中心截面在 $\theta = 0^\circ$ 的计算。域平面内。网格点数为 28×16

×15。进气道直径为 270mm，主燃室直径为 400mm。



a) 双侧进气突扩燃烧室进气道



b) 双侧进气突扩燃烧室

图 1 网格划分

进气道各工况进口处取均匀来流条件，主燃室按进气道二维流场计算结果由插值算出相应主燃室进口值；出口取充分发展的管流条件，在给定求解条件下，对上述偏微分方程组在控制体上用混合差分格式进行积分得到差分方程组，对差分方程组求解采用 p - v 修正的 SIMPLE 算法，用 TDMA 逐线、逐面迭代求解，对主燃室，每步迭代在 θ 方向都使用一次 TDMA。进气道求解采用程序 STARPIC，共有 2000 条 FORTRAN-IV 语句；主燃室求解采用程序 COAL-3，有 5000 条 FORTRAN-IV 语句。二维和三维问题在 SUN-3 工作站上迭代求解一个工况所用 CPU 分别为 70 和 10 小时。迭代中采用亚松弛方法，二维、三维问题各变量松弛因子见表 3。

表 3 松弛因子

φ	u	v	w	p'	k	ϵ
二维进气道	0.5	0.5	0.45	1.0	0.5	0.5
双侧进气突扩燃烧室	0.30	0.30	0.30	1.0	0.3	0.3

4 模拟结果及讨论

4.1 进气道模拟结果及讨论

进气道内模拟所得 x - r 平面内流场矢量图如图 2 所示，进气速度分别为 $u=90\text{m/s}$ ，进口中心旋流器旋流角 $\alpha=45^\circ$ 时，在中心预燃室内能形成一个细长的中心回流区，回流区能延伸到预燃室外而进入主燃室。预燃室内反流区的直径与旋流器中心堵头大小差不多，但延伸到预燃室外时则变大。预燃室内速度较低，反流速度则更低。

造成中心预燃室内回流的原因是由于中心有堵头以及在预燃室进气口有 45° 旋转角的旋流器。旋流造成预燃室内气流离心运动, 使得预燃室中心压力低, 当旋转足够强时, 气流轴向向前动量不能平衡中心低压的作用, 因而形成中心回流区。在预燃室出口后方, 外环高速气流对中心低速气流的引射使预燃室出口后方气流向外出, 使得中心低压再加强, 因而回流区变大, 回流变强。当流动进行到一定距离之后, 因粘性作用, 外环高速气流不断将动量传递给预燃室气流, 使得向前动量不断加强, 向前动量抵消低压的作用, 因而截断了回流区。

4.2 主燃室模拟结果及讨论

主燃室三维湍流流场模拟结果如图 2~4 所示。由图 2 可见, 主燃室进口处有一个小回流区, 尺寸及强度较小; 另外, 主燃室头部有一个小回流区, 并且从 $\theta=90^\circ$ 到 $\theta=0^\circ$, 头部的回流区尺寸也由大变小, 强度也由大变小。从 $\theta=0^\circ$ 到 $\theta=90^\circ$ 的各截面中流场可以看出: 气流从进口流向轴线, 对撞后向壁面流动。轴线附近速度较高。

从图 5~8 可以看出在 $r-\theta$ 平面内从进气口流动流向中心, 并且在进气垂直面 ($\theta=90^\circ$) 附近有两个对称的旋涡。

主燃室进气口处回流区是预燃室的回流区延伸而造成的。主燃室头部形成回流区是由于进气强烈的引射, 在头部形成低压, 并且由于两股进气撞击后, 气流速度有头部的分量, 由图 2 可以看出这点。从 $\theta=0^\circ$ 到 $\theta=90^\circ$ 回流区由小变大的原因是, 在 $\theta=0^\circ$ 附近回流的形成主要是由于引射, 而在 $\theta=90^\circ$ 附近, 回流主要是撞击气流向头部流动的分量形成的。而从 $\theta=0^\circ$ 到 $\theta=90^\circ$ 气流由轴向向壁面流动是撞击后气流的弯曲过程。进气口后方未观察到边角回流区的主要原因是网格划分太粗的原故, 因而使扩散加大, 抹掉了小尺寸回流区, 但可以估计到边角会流区尺寸也很小。总的看来, 双侧进气突扩燃烧室中回流较弱, 单靠这种回流不足以稳定火焰, 因此需用其他措施改善火焰稳定。

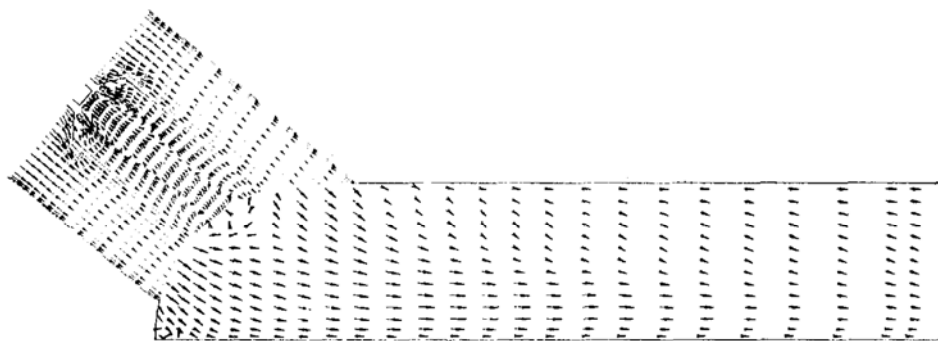


图2 双侧进气突扩燃烧室 $u-v$ 速度矢量图 ($u_{in}=90\text{m/s}$; $\theta=0^\circ$)

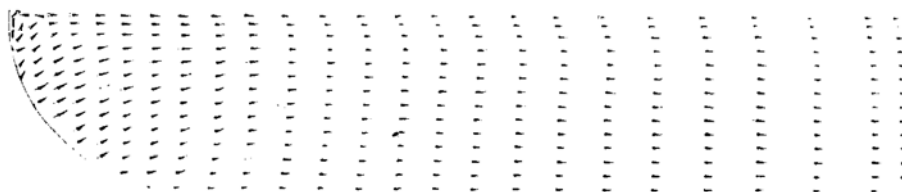


图3 双侧进气突扩燃烧室流场矢量图 ($u_{in}=90\text{m/s}$; $\theta=45^\circ$)

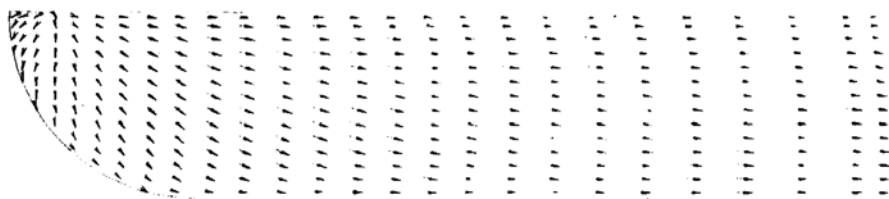


图4 双侧进气突扩燃烧室 $u-v$ 速度矢量图 ($u_{in}=90\text{m/s}$; $\theta=90^\circ$)

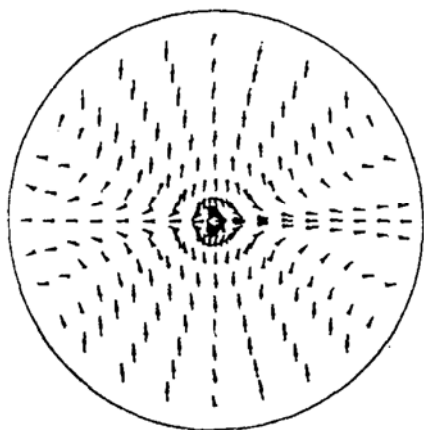


图5 双侧进气突扩燃烧室 $r-\theta$
平面流场矢量图 ($u_{in}=90\text{m/s}$; $x=50\text{mm}$)

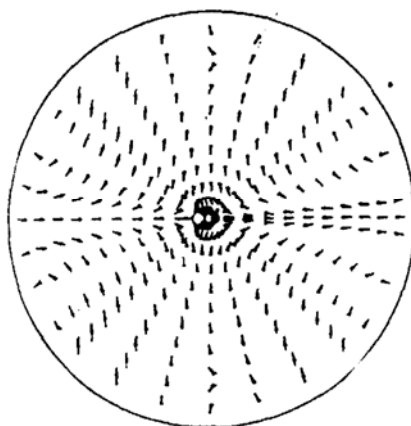


图6 双侧进气突扩燃烧室 $r-\theta$
平面流场矢量图 ($u_{in}=90\text{m/s}$; $x=95\text{mm}$)

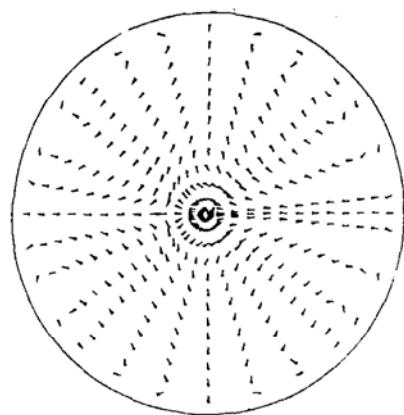


图7 双侧进气突扩燃烧室 $r-\theta$
平面流场矢量图 ($u_{in}=90\text{m/s}$; $x=330\text{mm}$)

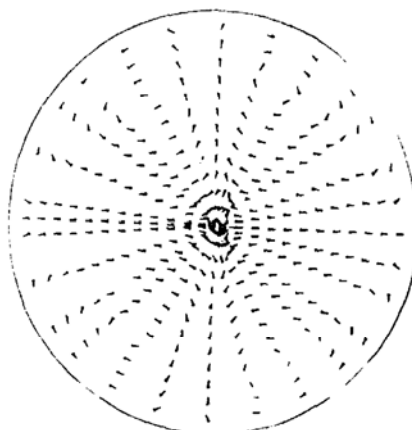


图8 双侧进气突扩燃烧室 $r-\theta$
平面流场矢量图 ($u_{in}=90\text{m/s}$; $x=790\text{mm}$)

5 结论

(1) 本文用 $k-\epsilon$ 双方程模型对冲压发动机有预燃室的进气道进行的二维流场模拟表明: 在 90m/s 进气速度下, 预燃室旋流器旋流角 $\alpha=45^\circ$ 时能在预燃室中心形成尺寸相同的回流区, 回流区延伸到主燃烧室中。

(2) 用 $k-\epsilon$ 模型对主燃室内三维流场模拟结果表明: 头部存在一个回流区和进气处有小回流区, 从 $\theta=0^\circ$ 到 $\theta=90^\circ$, 头部回流区由小变大, 头部回流区的尺寸和回流强度都比进气口处的小。

(3) 从 $\theta=0^\circ$ 到 $\theta=90^\circ$ 气流先由进口流向轴线, 再由轴线流向壁面, 轴线附近流速高, 而近壁处低, 在离开进口一定距离之后, 流速趋于均匀。

(4) 模拟结果表明, 这种小突扩比燃烧室中回流较弱, 单靠这种回流不能有效地稳定火焰, 需用其他措施改善火焰稳定。

参 考 文 献

- [1] Lilley D G. Swirling Flows in Typical Combustor Geometries. AIAA 85-0184
- [2] Roback R & Johnson B V. Mass and Momentum Turbulent Transport Experiments with Confined Swirling Co-Axial Jets. NASA Report CR-168252, 1983. 8
- [3] 于强. 双股同轴中心旋转进气的突扩燃烧室冷态流场试验与数值计算: [硕士论文]. 航空航天部 31 所, 1987
- [4] ASMP. World Missile Forecast, 1985. 8
- [5] Stall F D & Graig R R. Investigation of a Dual Inlet Side Dump Combustor Using Liquid Fuel Injection. AIAA-83-0420
- [6] Sommer H T. Swirling Flow in a Research Combustor. AIAA-83-0314
- [7] 曹小龙. 双侧进气旋流-突扩燃烧室冷态流场特性研究: [硕士论文]. 航空航天部 31 所, 1987
- [8] 邱新宇. 双侧进气旋流-突扩燃烧室冷态流场特性研究: [硕士论文]. 航空航天部 31 所, 1987
- [9] 廖昌明, 李荣先, 周力行等. 双侧进气突扩燃烧室冷态两相流场的 LDV 实验研究. 中国工程热物理学会多相流学术会议, 1990. 11

(上接第 41 页)

表 4 全箭固有频率

序号	频率	振动特性	序号	频率	振动特性
f_1	18.05	一, 二级接头部分 横向弯曲	f_{10}	27.80	一, 二级膨胀振动为主
f_2	21.42	一级膨胀振动为主, 其余部分基本不变型	f_{11}	29.63	一, 二级膨胀振动与 整体弯曲振动耦合
f_3	21.84		f_{12}	30.79	二级膨胀振动为主
f_4	22.02		f_{13}	31.92	
f_5	22.30	整体弯曲振动	f_{14}	32.13	
f_6	23.41	一级膨胀振动为主, 其余部分小变形	f_{15}	34.39	
f_7	23.52		f_{16}	34.71	
f_8	23.62				
f_9	27.38				

4 结 论

(1) 本文采用的发动机简化模型, 基本能描述发动机固有振动特性, 其固有频率具有低频高密度的特点。

(2) 全箭固有频率具有低频高密度的特点, 其固有振动特性与各级发动机有密切联系, 全箭较低频率振动中, 以频率较低的发动机振动为主, 较高频振动中, 以频率较高的发动机振动为主, 低阶弯曲振动中, 发动机变形较小, 高阶弯曲振动中, 全箭弯曲与发动机膨胀振动发生耦合。