

### 迷宫复合冷却结构冷流入射角对压力损失的影响

李名魁, 何立明, 蒋永健, 金涛

(空军工程大学工程学院, 陕西西安 710038)

摘要: 针对燃烧室新型迷宫复合冷却结构, 采用数值模拟方法研究了该冷却结构外侧壁上冷却孔开孔角度分别为  $-60^\circ$ 、 $-30^\circ$ 、 $+30^\circ$ 、 $+60^\circ$  时内外流场的分布情况, 获得了其流场及压力损失的分布规律。研究表明开孔角度为  $+30^\circ$  时压力损失最低。

关键词: 燃烧室; 迷宫复合冷却结构; 开孔角度; 压力损失; 数值模拟

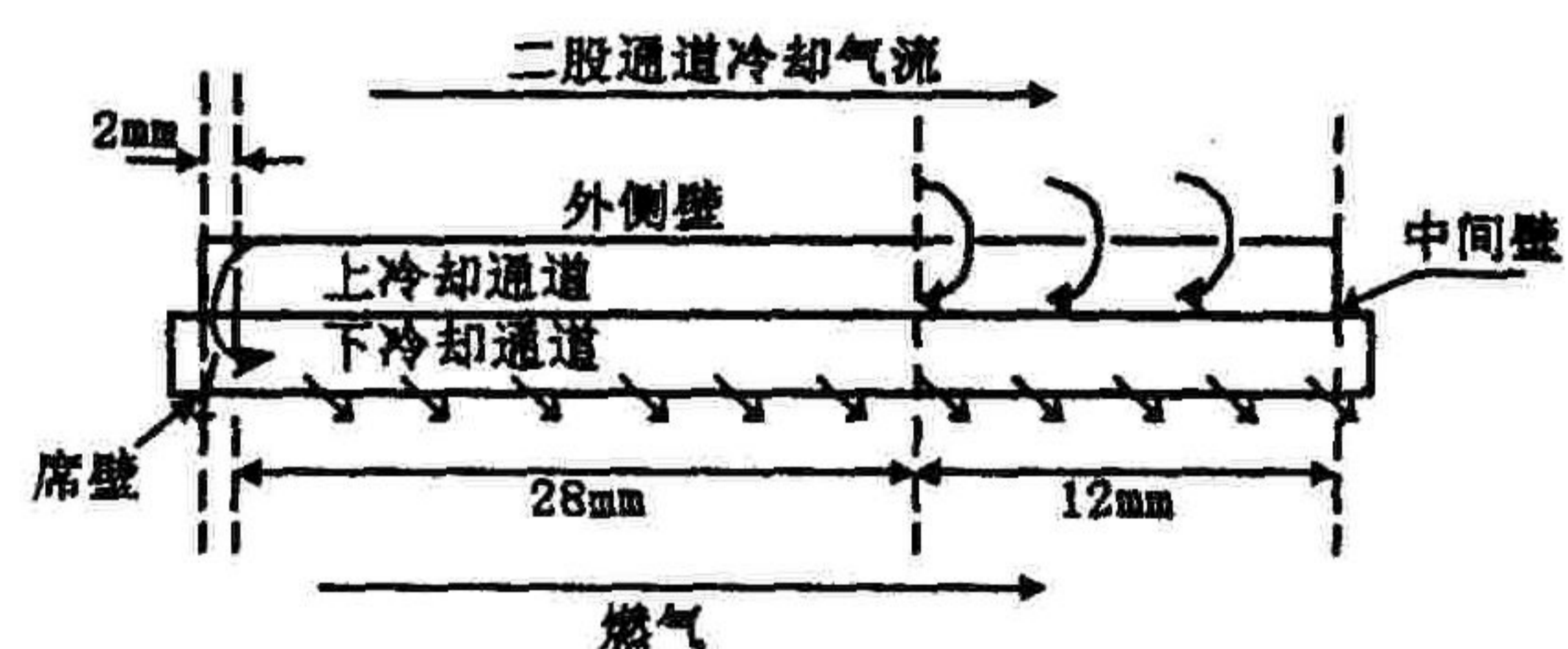
中图分类号: V23 文献标识码: A 文章编号: 1009-3516(2006)05-0004-03

随着涡轮前燃气温度的不断提高, 燃烧室的工作环境变得极为恶劣。为了保证发动机燃烧室能够安全可靠地工作, 以及高性能发动机研制的需要, 人们提出了各种增强冷却效果的措施, 各种新型的冷却结构形式不断出现, 本文提及的燃烧室迷宫复合冷却结构是一种集冲击、对流换热和近似发散冷却于一身, 结构合理, 冷却效率高, 具有创新性的新型冷却结构<sup>[1-2]</sup>。

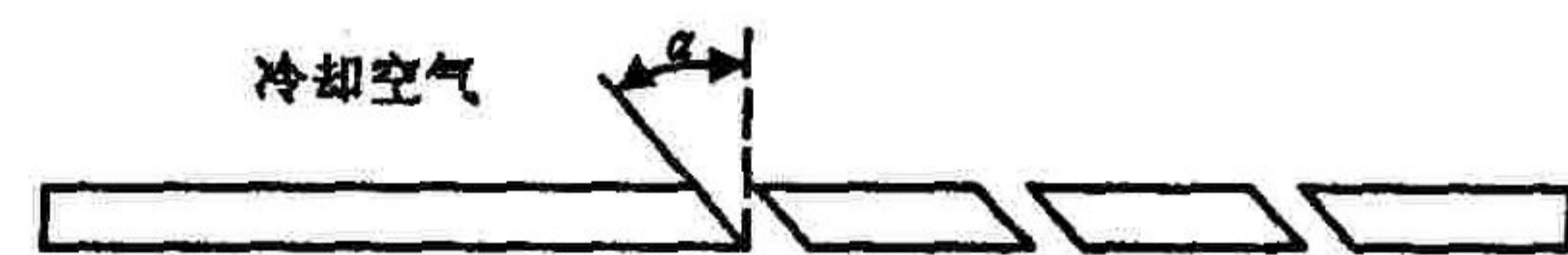
## 1 数值计算方法

### 1.1 物理模型

迷宫复合冷却结构由3层壁面组成, 见图1(a)。外侧壁上冷却孔开孔角度见图1(b)。二股通道的冷却空气首先流过瓦块式迷宫冷却结构的外侧壁, 对外侧壁面进行对流换热, 然后从瓦块外侧壁后部的进气孔进入上冷却通道, 直接冲击到中间壁上, 对中间壁有很强的冲击冷却换热作用; 然后, 该冷却空气沿着上冷却通道向前流动, 与中间壁上壁面和外侧壁内壁面都有对流换热作用; 其后通过中间壁前部的槽缝向下流入下冷却通道, 对席壁的前部有冲击作用; 最后沿下冷却通道一边向后流动与席壁上表面和中间壁下表面进行对流换热, 一边经席壁编织过程中形成的小孔在席壁的内表面形成一层均匀的气膜, 对席壁进行保护。



(a) 迷宫冷却结构物理模型



(b) 外侧壁上冷却孔开孔角度示意图

图1 燃烧室迷宫复合冷却结构计算模型

### 1.2 控制方程

本文流场为完全发展紊流时均流场, 其直角坐标系下控制方程为  $\partial(\rho U \phi) / \partial x_i = \partial(\Gamma_{\phi, \text{eff}} \partial \phi / \partial x_i) / \partial x_i + S_\phi$ 。式中参数含义见文献[3], 凡不能归入名义对流或扩散的项, 一律并入源项  $S_\phi$  中。 $\phi$  可以分别代表速度  $u$ 、 $v$ 、温度  $T$ 、紊流动能  $K$ 、紊流耗散率  $\epsilon$  及辐射热通量  $q_x$ 、 $q_y$ 。上式可分别表示动量、能量、紊流运动以及辐射方程。若令  $\phi = 1$ ,  $\Gamma_{\phi, \text{eff}} = 0$ ,  $S_\phi = 0$ , 则上式即为质量守恒即连续方程。

### 1.3 计算网格

收稿日期: 2006-01-20

基金项目: 国家自然科学基金资助项目(50276070)

作者简介: 李名魁(1977-), 男, 湖北鄂州人, 博士生, 主要从事航空发动机燃烧室冷却研究;

何立明(1959-), 男, 浙江上虞人, 教授, 博士生导师, 主要从事飞机推进系统研究。

采用非结构化网格来划分整个计算域,以四边形网格作为基本单元。为了使数值模拟的计算域与实际情况相一致,将该冷却结构置于燃烧室火焰筒实际流场中,在迷宫冷却结构的外壁面二次流通道和内壁面主流通道分别加上进口段,用于模拟真实进口条件。

#### 1.4 边界条件

外侧壁二次流通道和内侧壁主流通道进口为速度进口边界,速度分别设为 216 m/s 和 62 m/s,进口紊流度设为 1%,来流总温分别为 610 K 和 1 288 K。瓦块式迷宫复合冷却结构内侧主流通道出口为压力出口边界,给定为标准大气压力。进口段壁面以及内部流动通道壁面均给定为零滑移和无渗透的物面边界条件,近壁区网格采用壁面函数法。

#### 1.5 数值方法

物理模型采用直角坐标系下的二维稳态不可压 N-S 雷诺时均紊流方程来加以描述,其中紊流模型采用 Realizable  $k-\varepsilon$  紊流模型。N-S 雷诺时均紊流方程的求解应用 Fluent 的分离隐式稳态求解器,压力修正方法采用 SIMPLE 算法,各参数的离散采用一阶精度的迎风格式,亚松弛求解直到收敛。

## 2 计算结果与分析

根据文献[4]的方法对迷宫复合冷却结构改型火焰筒的沿程参数进行了计算,包括主通道的空气流量、燃气流量、二股通道的流量分配、各排冷却孔的流量分配及主燃孔和掺混孔的流量分配和流动参数。在此基础上,根据本文提出的模型对瓦块式迷宫复合冷却结构的内部流场和壁面温度分布进行了计算。

### 2.1 速度矢量分布

燃烧室迷宫复合冷却结构在不同开孔角度下二维流场速度矢量分布情况见图 2。从图中可以看到,燃烧室二股通道的冷却空气首先流过瓦块式迷宫冷却结构的外侧壁,对外侧壁面进行对流换热后从瓦片后部的进气孔进入上冷却通道,流速不断降低,然后从中间层的前端进气缝槽进入下冷却通道,对席壁进行冷却。由于冷却气流速度较大,因此当气流经过席壁上的冷却孔时,在其内壁面形成均匀的冷却气毯,并与燃烧室内的燃气流互相掺混,从而实现有效隔离和保护。从图中还可以观察到,冷却气流在席壁层前部进入主通道流场时出口流速较高,形成了明显的射流核心区,并且脱离了壁面,在下游一定距离处重新贴附席壁面。在席壁层后部,由于冷却气流速度已经降低,射流的穿透力偏小,与高温燃气流的动量交换和扩散作用下降,造成席壁层温度偏高。图中比较清晰地显示出了冷却气流在该结构内部各层流动通道中的速度分布规律。出于简化计算模型的需要,本文没有考虑实际燃烧室火焰筒气膜冷却壁面上主燃孔和掺混孔的开孔情况,只是将迷宫复合冷却结构上的一块瓦块作为数值模拟对象,因而该图仅为初步计算结果,至于详细的流场结构还必须通过 3 维数值模拟作全面的计算,以期获得更准确的速度矢量分布图。

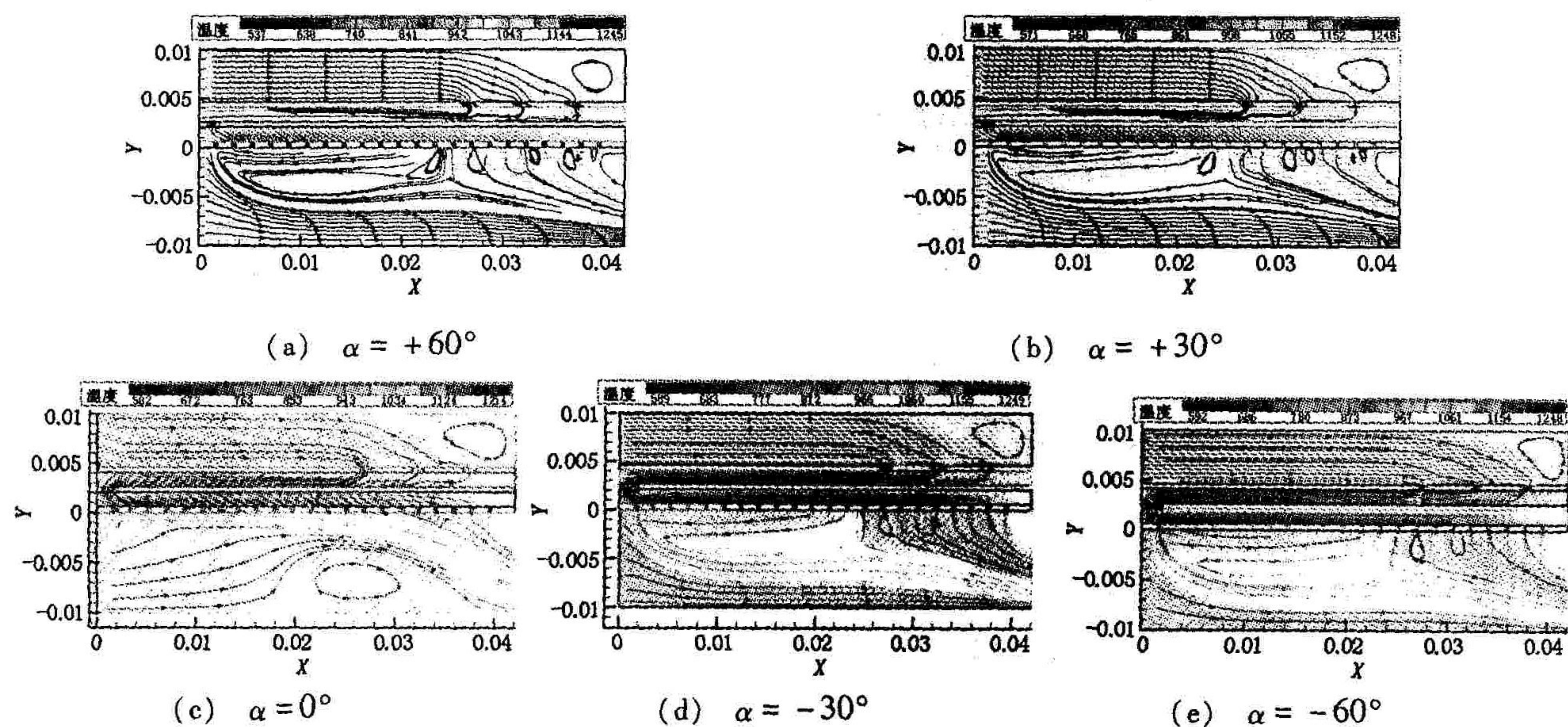


图 2 迷宫复合冷却结构流场速度矢量分布图

## 2.2 压力损失

燃烧室迷宫复合冷却结构席壁热侧面上静压系数由  $C_p = (p - p_{in}) / (\rho_{in} u_{in}^2 / 2)$  确定。式中:  $p_{in}$  为通道进口平均压力;  $\rho_{in}$  和  $u_{in}$  分别为通道进口冷却气流密度和平均速度;  $p$  为所选席壁热侧面上的压力。

燃烧室迷宫复合冷却结构第1层孔开孔角度变化时席壁热侧面上静压系数见图3(a)。由图可知,席壁热侧面上静压系数在  $x = 0.003 \text{ m} - 0.025 \text{ m}$  处基本保持不变,大约为  $-4.33$ ,这是由于冷却气流在席壁层前部进入主通道流场时出口流速较高,形成了明显的射流核心区,并且脱离了壁面,在下游一定距离处重新贴附席壁面。冷却气流将热流隔开,在席壁层中部,冷却气流通过席壁孔进入主流通道的流量较少,压差较小,静压系数基本保持不变;在席壁层后部,由于冷却气流通过后部几排孔进入主流通道的速度提高,压差增大,静压系数缓慢上升。 $\alpha = 0^\circ$  时,静压系数较高,其它变化不太明显。从放大图3(b)可见, $\alpha$  值为  $-60^\circ$ 、 $-30^\circ$ 、 $+60^\circ$ 、 $+30^\circ$  时静压系数依次减小。 $\alpha = +30^\circ$  时,席壁热侧面平均静压系数最小为  $-4.345$ ;  $\alpha = 0^\circ$  时取最大值为  $-3.027$ 。这是因为当第1层开孔角度为  $0^\circ$  时,气流垂直冲击第2层壁,静压系数较大;而其它几种情况气流平稳地流过,静压系数较小。

## 3 结论

1) 开孔角度为  $0^\circ$  时,气流垂直冲击第2层壁,静压系数较其它几种情况明显要大。

2) 开孔角度为  $+30^\circ$  时静压系数最小。

3) 在主流通道内,  $\alpha = 0^\circ$  时的流场相对其它几种开孔角度差别较大,高温气流区域较广。

### 参考文献:

- [1] 何立明,张立志,厚和朋,等. 燃烧室新型迷宫复合冷却结构的设计与换热分析[J]. 空军工程大学学报(自然科学版), 2005,6(5):1-4.
- [2] 原和朋. 迷宫复合冷却结构设计及冷却性能研究[D]. 西安:空军工程大学工程学院,2004.
- [3] 陶文铨. 数值传热学[M]. 西安:西安交通大学出版社,2001.
- [4] 何立明. 燃烧室新型席壁结构的壁温计算及实验研究[D]. 西安:西北工业大学,1993.

(编辑:姚树峰)

Numerical Simulation on Pressure Coefficient with Different Deflection

Angle of Maze Composite Cooling Structure

LI Ming - kui, HE Li - ruing, JIANG Yong - jian, JIN Tao

(The Engineering Institute, Air Force Engineering University, Xi'an 710038, Shaanxi, China)

Abstract: In order to gain the flow field and pressure coefficient distribution characteristics with different deflection angles on the first layer of the maze composite coding structure in combustor, a two - dimensional numerical simulation model is employed in this paper. The results show that the pressure coefficient is the lowest at  $\alpha = +30^\circ$ , which can provide beneficial references for the experimental investigation in the cooling performance and design of the maze composite coding structure.

Key words: combustor; maze composite cooling structure; deflection angle; pressure coefficient; numerical simulation

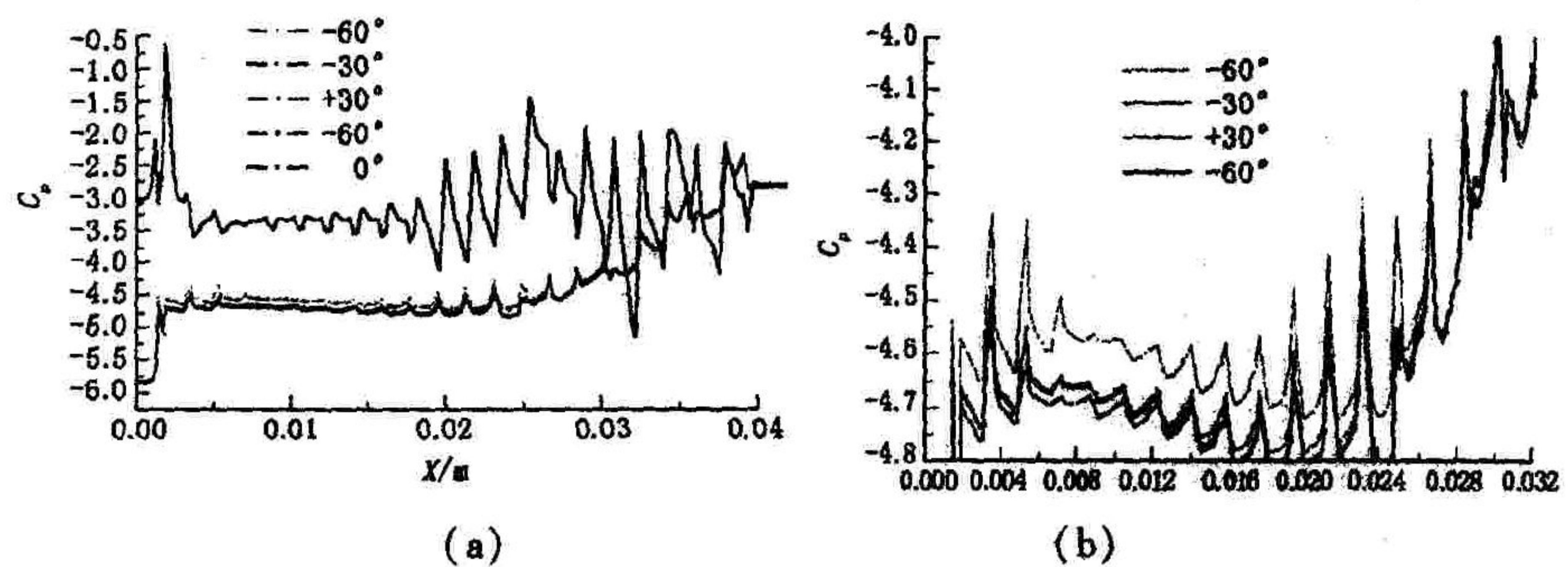


图3 各开孔角度下席壁热侧面静压系数比较(图b为局部放大图)