

# 基于正交设计的分级分区头部流动特性研究

金九生<sup>1</sup>, 刘云鹏<sup>1</sup>, 颜应文<sup>1</sup>, 赵宁波<sup>2</sup>

(1. 南京航空航天大学 能源与动力学院, 江苏 南京 210016; 2. 哈尔滨工程大学 动力与能源工程学院, 哈尔滨 150001)

**摘要:** 针对某两级中心分级分区单头部燃烧室结构参数对头部下游流场结构的影响, 采用数值模拟结合正交设计的方法研究了头部结构参数(一/二级旋流数、值班级套筒张角、隔离段高度比)的变化对燃烧室流动特性的影响规律和程度。结果表明: 中心回流区最大宽度随着二级旋流数、隔离段高度比、一级旋流数、值班级套筒张角 4 个结构参数的增大而增大, 并且影响程度依次降低; 中心回流区长度随着一/二级旋流数的增大而增大, 套筒张角和隔离段高度比则对中心回流区长度的影响程度较小; 值班级和主燃级旋流器的旋流数偏大以及值班级套筒张角偏大都会导致台阶回流区消失。

**关键词:** 中心分级分区燃烧室; 正交设计; 数值模拟; 冷态流场; 结构参数

中图分类号: V231.2 文献标识码: A DOI:10.16146/j.cnki.rndlge.2023.05.010

[引用本文格式] 金九生, 刘云鹏, 颜应文, 等. 基于正交设计的分级分区头部流动特性研究[J]. 热能动力工程, 2023, 38(5): 80-87. JIN Jiu-sheng, LIU Yun-peng, YAN Ying-wen, et al. Flow characteristics of staged combustor based on orthogonal design[J]. Journal of Engineering for Thermal Energy and Power, 2023, 38(5): 80-87.

## Flow Characteristics of Staged Combustor based on Orthogonal Design

JIN Jiu-sheng<sup>1</sup>, LIU Yun-peng<sup>1</sup>, YAN Ying-wen<sup>1</sup>, ZHAO Ning-bo<sup>2</sup>

(1. College of Energy and Power, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing, China, Post Code:210016;  
2. College of Power and Energy Engineering, Harbin Engineering University, Harbin, China, Post Code:150001)

**Abstract:** Aiming at a two-stage central-staged single-dome combustor, in order to investigate the effects of its structural parameters on the downstream flow field structure of dome, numerical simulation combined with orthogonal design was used to obtain the influence law and influence degree of the changes of each structural parameter (pilot swirl number, main swirl number, the expansion angle of the pilot's sleeve and lip height) on the flow characteristics of the combustor. The results show that the maximum width of the primary recirculation zone increases with the increase of the four structural parameters such as swirl number of main stage swirler, lip height, swirl number of pilot stage swirler and expansion angle of the pilot's sleeve, and the influence degree decreases in turn; the length of the primary recirculation zone increases with the increase of pilot swirl number and main swirl number, and the expansion angle of the pilot's sleeve and lip height have little effect on the length of the primary recirculation zone; the larger swirl number of pilot stage and main stage swirlers and the larger expansion angle of the pilot's sleeve will lead to the disappearance of the lip recirculation zone.

**Key words:** central-staged combustor, orthogonal design, numerical simulation, cold flow field, structural parameter

收稿日期:2022-09-07; 修订日期:2022-10-21

基金项目:国家科技重大专项(2017-III-0006-0031)

Fund-supported Project: National Science and Technology Major Project (2017-III-0006-0031)

作者简介:金九生(1999-),男,南京航空航天大学硕士研究生.

通讯作者:颜应文(1978-),男,南京航空航天大学教授.

## 引言

中心分级燃烧室头部结构对燃烧室流场结构、燃油雾化及燃烧等具有很大影响。燃烧室的燃烧特性很大程度上取决于内部的空气流动,因此研究头部结构参数的变化对流场结构的影响规律可以为进一步发展先进中心分级分区燃烧方案提供坚实基础<sup>[1-5]</sup>。

任勇智<sup>[6]</sup>通过研究发现,随主燃级旋流数增大,头部附近的湍流脉动及雷诺应力也相应增大。王泽<sup>[7]</sup>通过研究发现,值班级套筒扩张角主要影响主燃级和值班级气流汇合的位置,而台阶高度会决定两股气流的汇合程度。李美焯等人<sup>[8]</sup>通过研究发现,主燃级旋流数减少会导致流场径向分区明显,值班级回流区位置后移。颜应文等人<sup>[9]</sup>通过研究发现,随着值班级旋流数增大,中心回流区径向与轴向尺寸也相应增加。Raj等人<sup>[10]</sup>通过数值与试验的对比研究了旋流器叶片安装角、叶片数量和轮毂比对燃烧室回流区的影响以及旋流器叶片角对流场结构的影响,与试验结果的对比表明,标准  $k-\varepsilon$  模型适用于弱旋流,而雷诺应力模型对强旋更为适用。文献<sup>[11-13]</sup>对中心分级燃烧室值班级的研究表明,值班级结构对流场、温度场以及污染物排放都有一定影响,但不会影响回流区位置,只影响回流量,从而影响燃烧稳定性和贫油熄火特性。

上述针对中心分级燃烧室头部结构参数的研究主要集中在各参数对流场特性的影响规律上,但在实际头部设计中,各参数之间存在矛盾时需要做出取舍,这时研究各参数对流场特性的影响程度就尤为重要。本文借助正交设计方法,得到了中心分级燃烧室不同头部结构参数对流场特性的影响规律,并且定量比较了各参数对流场特性的影响程度。

## 1 研究对象

本文研究的两级分级分区燃烧室头部分为值班级和主燃级,值班级由轴向旋流器、套筒、离心喷嘴组成;主燃级由轴向旋流器和多点直射喷嘴组成。中心分级燃烧室头部结构如图1所示。主燃级和值

班级旋流器旋向相反,从而产生两股同轴、旋向相反的旋流。值班级喷嘴喷出的燃油在出口形成扩散燃烧,作为稳定点火源。主燃级多点直射喷嘴喷出的燃油则在两股旋向相反旋流的剪切层充分雾化后与空气均匀混合进行贫油燃烧,降低  $\text{NO}_x$  的排放<sup>[14-15]</sup>。

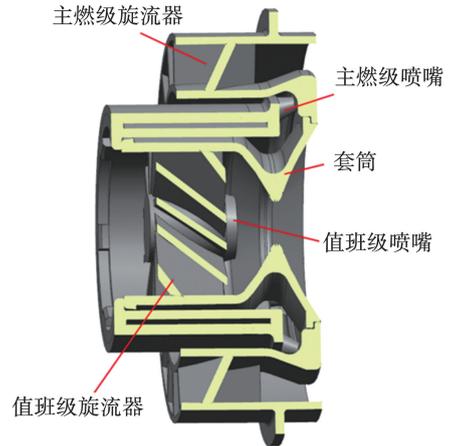


图1 中心分级燃烧室头部结构

Fig. 1 Structure of central-staged single-dome combustor

本文研究不同头部结构参数(值班级旋流器旋流数 $S_1$ 、主燃级旋流器旋流数 $S_2$ 、隔离段高度比 $H/D_f$ 和值班级套筒扩张角 $\alpha_{f,p}$ )对头部下游冷态流场的影响规律和影响程度。各参数变化见表1。

表1 主要设计参数

Tab. 1 Main design parameters

参数	数值
$S_1$	0.5, 0.6, 0.7
$S_2$	0.65, 0.8, 1.1
$\alpha_{f,p}/(^{\circ})$	100, 110, 120
$H/D_f$	0.15, 0.2, 0.23

## 2 正交设计方案

因研究的结构参数及各参数值较多,使用常规方法会存在较多计算模型方案,故采用正交设计法来进行计算方案设计。选用标准  $L_9(3^4)$  正交表,将设计参数和各参数水平填入正交表,如表2所示。

表2 正交设计表

Tab.2 Orthogonal test design table

模型	$S_1$	$S_2$	$\alpha_{t,p}/(^{\circ})$	$H/D_f$
1	0.5	0.65	100	0.15
2	0.5	0.8	110	0.20
3	0.5	1.1	120	0.23
4	0.6	0.65	110	0.23
5	0.6	0.8	120	0.15
6	0.6	1.1	100	0.20
7	0.7	0.65	120	0.20
8	0.7	0.8	100	0.23
9	0.7	1.1	110	0.15

### 3 计算模型和数值方法

#### 3.1 计算模型及边界条件

利用 FLUENT 软件对所有燃烧室网格模型进行数值计算,湍流模型采用标准  $k-\varepsilon$  模型,压力方程采用二阶精度离散,动量、湍流动能等控制方程采用 QUICK 格式离散,用 SIMPLE 算法进行迭代求解。燃烧室进口设定为压力进口,出口设定为压力出口,分别计算  $\Delta p = 2.5\%$ ,  $3.5\%$ ,  $4.5\%$  3 个压差工况,以收敛残差小于  $1.0 \times 10^{-4}$ 。压损计算公式为:

$$\Delta p = \frac{p_3 - p_4}{p_4} \times 100\% \quad (1)$$

式中: $p_3$ —进口总压,Pa; $p_4$ —出口静压,Pa。

#### 3.2 网格划分

利用 UG 软件对模型燃烧室进行三维建模,采用 ICEM 软件进行网格划分。由于旋流器部分结构较为复杂,因此采用非结构化网格进行划分,并对头部下游区域进行局部加密。燃烧室模型计算网格如图 2 所示。

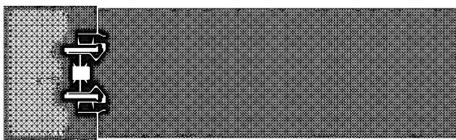


图2 燃烧室模型计算网格

Fig.2 Computational grid of combustor model

1 燃烧室网格的步长,得到网格数为 370 万、760 万、900 万和 1 250 万的 4 种网格。在相同条件下计算得到距值班级套筒出口 15 mm 截面处的轴向速度径向分布曲线如图 3 所示。可以看出,370 万网格与其他网格的轴向速度分布计算结果有一定差距,当网格数大于 760 万时速度分布曲线已基本趋于一致。因此可认为,网格数大于 760 万后计算结果不再受网格数影响,后续网格划分中采用网格数为 760 万的划分方法进行。

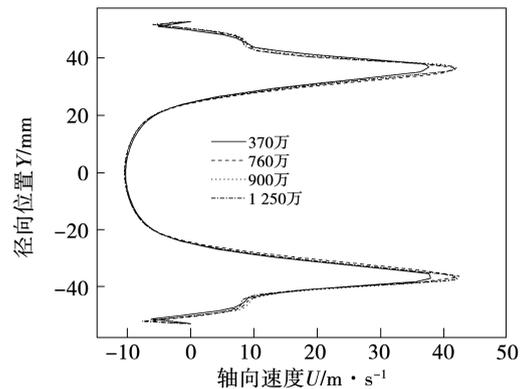


图3 不同网格轴向速度沿径向分布

Fig.3 Distribution of axial velocity in radial direction for different grids

#### 3.3 数值计算方法验证

为验证网格划分和数值计算方法的有效性,采用上述计算模型和数值方法对文献[16]中的中心分级燃烧室头部模型进行了冷态流场数值模拟,并将结果与文献中试验数据进行对比。图 4 为数值模拟和粒子图像测速法(PIV)试验得到的中心截面流场速度云图。图中  $Z$  为沿流向方向的坐标, $X$  为沿径向方向的坐标,矩形框表示 PIV 观察窗的物理范围,可以看出,数值模拟结果与试验吻合较好。

图 5 为同一压差工况条件下数值模拟和试验得到的不同位置处的轴向速度对比图。其中  $d$  为距折流板出口的轴向距离, $U$  为轴向速度。从图中可以看出,在中心处试验测得的轴向速度比数值模拟得到的轴向速度要稍小,随着轴向距离增加两者差值先增加后减小。总体上两条轴向速度曲线间差异较小,可以认为上述网格划分和数值计算的方法适用于此类中心分级燃烧室的冷态流场计算。

为消除网格划分对计算结果的影响,改变模型

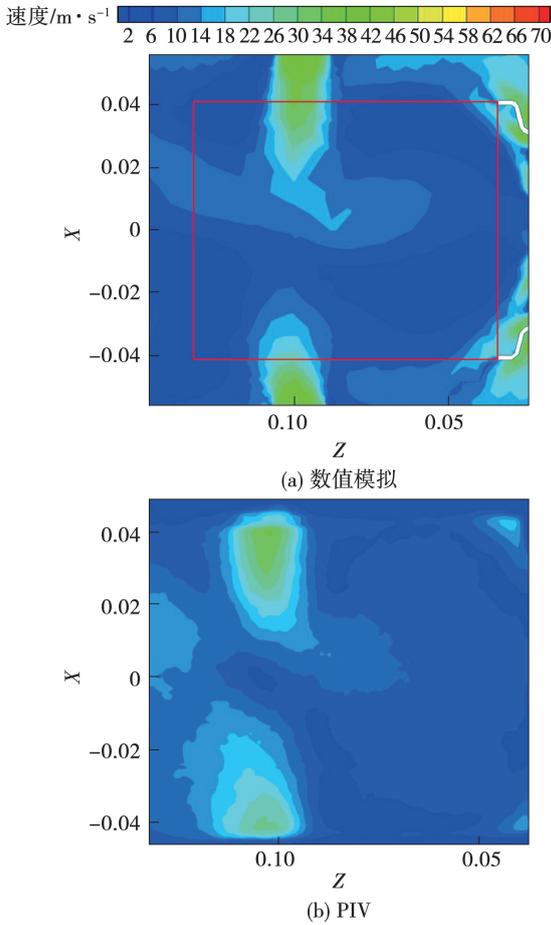


图4 中心截面流场速度云图

Fig. 4 Contour of velocity magnitude in central sectional fluid field

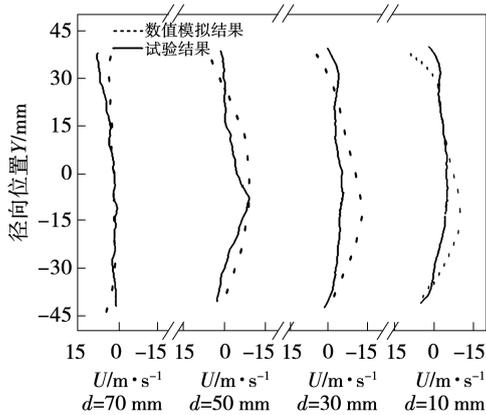


图5 轴向速度分布曲线对比图

Fig. 5 Comparison of axial velocity distribution curves

### 4 计算结果与分析

#### 4.1 不同压差工况对流场特性的影响

图6和图7为模型1在不同压差工况下,距离

套筒出口10 mm处的轴向速度径向分布及中心截面上的回流区示意图。可以看到,随着压差增大,轴向速度的径向分布趋势基本不变,大小会随之增大,而中心截面上回流区的大小及形状基本不变,即压差的增大只会造成气流速度增高,不会影响流场结构。

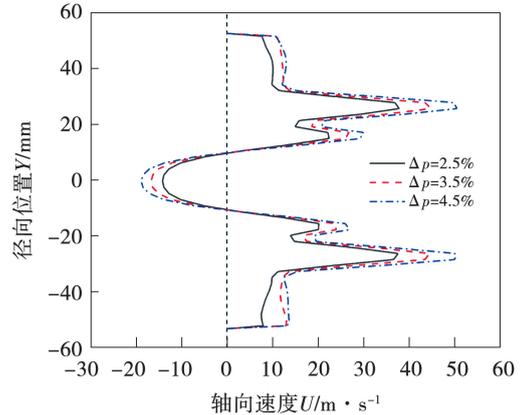


图6 不同压差工况下  $d = 10 \text{ mm}$  处轴向速度径向分布图

Fig. 6 Radial distribution of axial velocity at  $d = 10 \text{ mm}$  under different pressure difference conditions

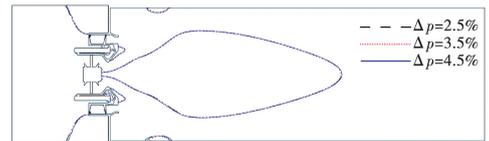


图7 不同压差工况下中心截面回流区示意图 ( $U = 0$ )

Fig. 7 Recirculation zone of central section under different pressure difference conditions ( $U = 0$ )

#### 4.2 不同模型对回流区特性的影响

图8为压差2.5%工况下各计算模型的回流区比较图。可以看出,每个模型都存在角回流区,模型1的中心回流区最窄最短,且存在台阶回流区,其他8个模型不存在台阶回流区。模型9中心回流区最长。

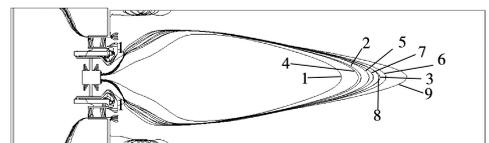


图8 不同计算模型的回流区比较图

Fig. 8 Recirculation zone comparison for different models

结合正交法来分析这种变化规律的原因。正交设计的极差分析通过比较极差大小确定各因素主次,是正交分析最常用的方法。但其不能估计获得样本数据过程中由于各种因素导致的误差,所以引入方差分析法对计算结果进行进一步分析,把因素水平变化与误差变化所引起的指标差异区分开,并能判断各因素水平变化对指标有无真正影响以及各因素对指标影响的显著性水平。

#### 4.2.1 极差分析

为了分析各结构参数对中心回流区特性的影响,提取出中心回流区的长度  $L$  及最大宽度  $b$ ,得到本次正交分析的正交数据表。

表 3 正交数据表

Tab.3 Orthogonal test data table

模型	中心回流区长度 $L/cm$	中心回流区最大宽度 $b/cm$
1	21.068	6.905
2	22.542	7.385
3	23.921	7.563
4	22.328	7.422
5	23.182	7.394
6	24.440	7.521
7	23.541	7.372
8	23.876	7.541
9	25.357	7.504

进行极差分析<sup>[17]</sup>,将各因素各水平所有方案结果用  $K_1, K_2, K_3$  来表示,分别相加再计算均值  $\bar{K}$ ,最后各因素  $\bar{K}$  值中最大值减去最小值即为极差  $R$ ,计算结果如表 4 和表 5 所示。

表 4 中心回流区长度的极差分析计算结果

Tab.4 Results of the range analysis of the length of primary recirculation zone

计算参数	$S_1$	$S_2$	$\alpha_{r,p}/(^{\circ})$	$H/D_f$
$K_1$	0.675 3	0.669 4	0.693 8	0.696 1
$K_2$	0.699 5	0.696 0	0.702 3	0.705 2
$K_3$	0.727 7	0.737 2	0.706 4	0.701 3
$\bar{K}_1$	0.225 1	0.223 1	0.231 3	0.232 0
$\bar{K}_2$	0.233 2	0.232 0	0.234 1	0.235 1
$\bar{K}_3$	0.242 6	0.245 7	0.235 5	0.233 8
R	0.017 5	0.022 6	0.004 2	0.003 1

表 5 中心回流区最大宽度的极差分析计算结果

Tab.5 Results of the range analysis of the maximum width of primary recirculation zone

计算参数	$S_1$	$S_2$	$\alpha_{r,p}/(^{\circ})$	$H/D_f$
$K_1$	0.218 5	0.217 0	0.219 7	0.218 0
$K_2$	0.223 4	0.223 2	0.223 1	0.222 8
$K_3$	0.224 2	0.225 9	0.223 3	0.225 3
$\bar{K}_1$	0.072 8	0.072 3	0.073 2	0.072 7
$\bar{K}_2$	0.074 5	0.074 4	0.074 4	0.074 3
$\bar{K}_3$	0.074 7	0.075 3	0.074 4	0.075 1
R	0.001 9	0.003 0	0.001 2	0.002 4

为了直观看出各结构参数对回流区形状的影响规律,给出回流区最大宽度和长度随各结构参数的变化曲线如图 9 所示。由图 9 可知,回流区最大宽度随着 4 个结构参数的增大而增大。回流区长度随一、二级旋流数、套筒扩张角的增大而增大,隔离段高度比则对回流区长度的影响较小。分析认为,造成这种规律的主要原因是:主燃级和值班级旋流数越大,旋流强度更强,从而导致旋流的切向和径向速度更大。因此,一、二级旋流数的提高会导致中心回流区的长度和最大宽度增大;隔离段高度比的变化会改变主燃级旋流出口径向位置,所以台阶高度越大会导致中心回流区的最大宽度越大;套筒扩张角的变化会改变值班级气流的初始扩张角,所以套筒扩张角越大会导致中心回流区的最大宽度及长度越大。

比较极差  $R$  可知,4 个结构参数对回流区最大宽度的影响程度由强到弱排序为:二级旋流数、隔离段高度比、一级旋流数、套筒扩张角;对回流区长度的影响程度由强到弱排序为:二级旋流数、一级旋流数、套筒扩张角、隔离段高度比。

#### 4.2.2 方差分析

为定量分析各结构参数对流场特性的影响,利用方差分析法进一步分析。在方差分析计算<sup>[18]</sup>中,总离差平方和  $SS_T$ :

$$SS_T = \sum_{i=1}^n x_i^2 - \frac{1}{n} \left( \sum_{i=1}^n x_i \right)^2 \quad (2)$$

式中: $x_i$ —各样本结果; $n$ —样本的个数。

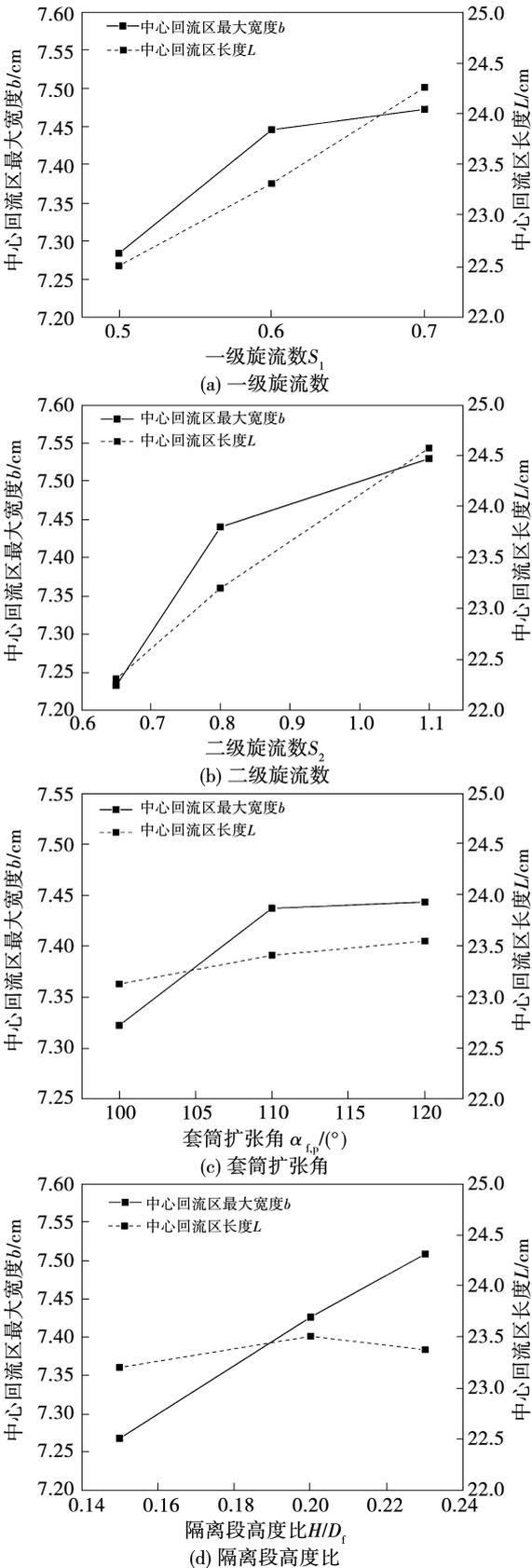


图 9 不同结构参数对中心回流区长度及最大宽度的影响

Fig. 9 Influence of different structural parameters on length and maximum width of primary recirculation zone

各因素离差平方和  $SS_j$ :

$$SS_j = \frac{1}{g} \sum_{i=1}^q K_i^2 - \frac{1}{n} \left( \sum_{i=1}^n x_i \right)^2 \quad (3)$$

式中:  $g$ —样本个数  $n$  与因素水平数  $q$  的比值。

误差的离差平方和  $SS_E$ :

$$SS_E = SS_{e1} + SS_{e2} \quad (4)$$

$$SS_{e1} = SS_D \quad (5)$$

误差的离差平方和包含第 1 类误差  $SS_{e1}$  和第 2 类误差  $SS_{e2}$ , 第 1 类误差即空白列离差平方和  $SS_D$ , 第 2 类误差即组内误差离差平方和。采取重复采样方法来得到误差离差平方和, 即本次方差分析中的误差离差平方和只包含第 2 类误差。

各离差平方和之间的关系:

$$SS_T = \sum_{j=1}^p SS_j + SS_E \quad (6)$$

$F$  值为对应均方差  $MS_i$  与误差项均方差  $MS_e$  的比值:

$$F_i = \frac{MS_i}{MS_e} \quad (7)$$

进行  $F$  值检验需要求得各因素  $F$  值, 得到  $F$  值需要先进行均方差的计算, 均方差  $MS_i$  和离差平方和  $SS_i$  之间的关系:

$$MS_i = \frac{SS_i}{f_i} \quad (8)$$

式中:  $f_i$ —对应因素的自由度。

表 6 为进行了 9 次重复数值计算后的数据。

表 6 重复计算数据表

Tab. 6 Repeated numerical simulation data table

模型	中心回流区长度 $L/cm$	中心回流区最大宽度 $d/cm$	中心回流区长度(重复计算) $L'/cm$	中心回流区最大宽度(重复计算) $d'/cm$
1	21.068	6.905	21.052	6.933
2	22.542	7.385	22.539	7.391
3	23.921	7.563	23.923	7.557
4	22.328	7.422	22.330	7.423
5	23.182	7.394	23.180	7.402
6	24.440	7.521	24.439	7.520
7	23.541	7.372	23.538	7.375
8	23.876	7.541	23.883	7.553
9	25.357	7.504	25.357	7.500

进行方差分析,分别计算中心回流区长度和最大宽度的总离差平方和,然后计算各因素的离差平方和,取总离差与各因素离差的差值得到误差的离差平方和,最后计算各因素的均方差后与误差项的均方差做比值得到各因素的  $F$  值,结果如表 7 和表 8 所示。

表 7 中心回流区长度的方差分析计算结果

Tab. 7 Variance analysis of length of primary recirculation zone

计算参数	$S_1$	$S_2$	$\alpha_{f,p}/(^{\circ})$	$H/D_f$
$SS_j$	$4.59 \times 10^{-4}$	$7.78 \times 10^{-4}$	$2.7468 \times 10^{-5}$	$1.4064 \times 10^{-5}$
$MS_j$	$2.3 \times 10^{-4}$	$3.89 \times 10^{-4}$	$1.3734 \times 10^{-5}$	$7.0321 \times 10^{-6}$
$F_j$	3.23	5.48	0.19	0.1

表 8 中心回流区最大宽度的方差分析计算结果

Tab. 8 Variance analysis of maximum width of primary recirculation zone

计算参数	$S_1$	$S_2$	$\alpha_{f,p}/(^{\circ})$	$H/D_f$
$SS_j$	$6.208 \times 10^{-6}$	$1.386 \times 10^{-5}$	$2.775 \times 10^{-6}$	$8.998 \times 10^{-6}$
$MS_j$	$3.104 \times 10^{-6}$	$6.932 \times 10^{-6}$	$1.387 \times 10^{-6}$	$4.499 \times 10^{-6}$
$F_j$	3.51	7.84	1.57	5.09

采用显著性水平  $\alpha=0.1$  的  $F$  检验临界值表进行计算,当计算所得  $F$  值大于查表得到的  $F$  值时,说明因素对目标量的影响显著。查表可得置信度为 0.1、 $F(2,9)$  的值为 3.006,对比表 7 中各因素  $F$  值的大小可知,一、二级旋流数影响了中心回流区长度的置信度达到了 90%,而套筒扩张角和隔离段高度比的影响较小;一、二级旋流数、隔离段高度比影响了中心回流区最大宽度的置信度达到了 90%,而套筒扩张角的影响较小。

分析认为,造成各参数影响程度不同的主要原因是主燃级旋流是流场中占比最大的气流,在流场形成中起决定性作用,因此主燃级旋流数对中心回流区长度和最大宽度的影响比值班级更大;隔离段高度比变化会改变主燃级旋流出口径向位置,所以台阶高度越大会导致中心回流区的最大宽度越大,而对长度影响较小;套筒扩张角影响了值班级气流初始扩张角,但影响仅作用于主燃级与值班级气流

交汇之前,交汇后套筒扩张角对流场影响较小,所以套筒扩张角对中心回流区长度及最大宽度的影响都较小。

分析认为,模型 1 的值班级和主燃级旋流数以及值班级套筒扩张角均为最小值,值班级旋流强度较弱导致其不能贴着隔离段向主燃级旋流靠近,易产生流动分离从而导致台阶回流区产生;套筒扩张角主要影响值班级气流的初始方向,通过导流主动减小值班级气流扩张角,而主燃级旋流强度较弱,导致其引射作用较弱,使得值班级气流扩张角被动减小,最终导致台阶回流区出现。

## 5 结论

利用 FLUENT 软件对单头部模型燃烧室进行了不同压差工况下的冷态流场数值计算,并结合正交分析对不同结构参数对流场的影响程度进行了分析,得出结论:

- (1) 在燃烧室头部可以明显看到中心回流区、角回流区以及台阶回流区结构。
- (2) 不同结构参数对中心回流区的影响为中心回流区长度随一、二级旋流数的增大而增大,而受套筒扩张角和隔离段高度比的影响较小;最大宽度随一、二级旋流数、隔离段高度比这 3 个结构参数的增大而增大,而受套筒扩张角的影响较小。
- (3) 值班级和主燃级旋流器的旋流数偏大以及值班级套筒扩张角偏大会导致台阶回流区消失。

## 参考文献:

- [1] MONGIA H C. Engineering aspects of complex gas turbine combustion mixers part I: high delta-T [ C ] // Orlando, Florida: 49th AIAA Aerospace Science Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition, 2011.
- [2] SANBORN J W, LENERTZ J E, JOHNSON J D. Advance turbo-fan engine combustion system design and test verification [ J ]. Journal of Propulsion and Power, 2011, 5(4): 502 - 509.
- [3] 侯晓春, 季鹤鸣, 刘庆国. 高性能航空燃气轮机燃烧技术 [ M ]. 北京: 国防工业出版社, 2002.  
HOU Xiao-chun, JI He-ming, LIU Qing-guo. Combustion technology for high performance aviation gas turbine [ M ]. Beijing: National Defense Industry Press, 2002.
- [4] 金如山, 索建秦. 先进燃气轮机燃烧室 [ M ]. 北京: 航空工业出版社, 2016.  
JIN Ru-shan, SUO Jian-qin. Advanced gas turbine combustor [ M ].

- Beijing: Aviation Industry Press, 2016.
- [5] 赵坚行. 民用发动机污染排放及低污染燃烧技术发展趋势[J]. 航空动力学报, 2008(6): 986-996.
- ZHAO Jian-xing. Pollution emission and development of low-emission combustion technology for civil aero engine [J]. Journal of Aerospace Power, 2008(6): 986-996.
- [6] 任勇智. 贫油分区燃烧室燃烧性能研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2020.
- REN Yong-zhi. Research on combustion characteristics of lean-burn central-staged combustor [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2020.
- [7] 王泽. 中心分级燃烧室流场特性研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2020.
- WANG Ze. Study of the flow field characteristics of a central staged combustor [D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2020.
- [8] 李美烨, 程明, 林宏军, 等. 主燃级旋流数对中心分级燃烧室流场的影响[J]. 航空发动机, 2018, 44(6): 50-53.
- LI Mei-ye, CHENG Ming, LIN Hong-jun, et al. Influence of swirl number of the main swirler on concentric staged combustor flow field [J]. Aeroengine, 2018, 44(6): 50-53.
- [9] 颜应文, 徐榕, 邓远灏, 等. 贫油预混预蒸发低污染燃烧室头部流场研究[J]. 航空学报, 2012, 33(6): 965-976.
- YAN Ying-wen, XU Rong, DENG Yuan-hao, et al. Flow field study for head of lean premixed prevaporized low-emission combustor [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2012, 33(6): 965-976.
- [10] RAJ R T K, GANESAN V. Study on the effect of various parameters on flow development behind vane swirlers [J]. International Journal of Thermal Sciences, 2008, 47(9): 1204-1225.
- [11] 李海涛, 许全宏, 付镇柏, 等. 中心分级燃烧室预燃贫油熄火性能试验[J]. 航空动力学报, 2014, 29(9): 2188-2194.
- LI Hai-tao, XU Quan-hong, FU Zhen-bai, et al. Experiment on lean blow-out performance of pilot stage in internally-staged combustor [J]. Journal of Aerospace Power, 2014, 29(9): 2188-2194.
- [12] 付镇柏, 林宇震, 张弛, 等. 中心分级燃烧室值班级燃烧性能实验[J]. 航空动力学报, 2015, 30(1): 46-52.
- FU Zhen-bai, LIN Yu-zhen, ZHANG Chi, et al. Experiment of combustion performance of internally-staged combustor pilot stage [J]. Journal of Aerospace Power, 2015, 30(1): 46-52.
- [13] 肖荣洪, 林宇震, 张弛. 值班级旋流数对 TeLESS II 燃烧室贫油熄火性能影响[J]. 北京航空航天大学学报, 2018, 44(6): 1265-1272.
- XIAO Rong-hong, LIN Yu-zhen, ZHANG Chi. Effect of swirl number of pilot stage on TeLESS II combustor's lean blow-out performance [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2018, 44(6): 1265-1272.
- [14] FU Y Q, JENG S M. Experimental investigation of swirling air flows in a multipoint LDI combustor [C]//43rd AIAA/ASME/SAE/ASE Joint Propulsion Conference & Exhibit, 2007.
- [15] PATEL N, KIRTAS M, SANKARAN V, et al. Simulation of spray combustion in a lean-direct injection combustor [J]. Proceedings of the Combustion Institute, 2007, 31(2): 2327-2334.
- [16] 陈登炳. 中心分级燃烧室头部油雾场试验研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2019.
- CHEN Deng-bing. Experimental study on fuel spray field of the central-staged combustor head [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2019.
- [17] 徐仲安, 王天保, 李常英, 等. 正交试验设计法简介[J]. 科技情报开发与经济, 2002(5): 148-150.
- XU Zhong-an, WANG Tian-bao, LI Chang-ying, et al. Brief introduction to the orthogonal test design [J]. Sci-Tech Information Development & Economy, 2002(5): 148-150.
- [18] 刘瑞江, 张业旺, 闻崇炜, 等. 正交试验设计和分析方法研究[J]. 实验技术与管理, 2010, 27(9): 52-55.
- LIU Rui-jiang, ZHANG Ye-wang, WEN chong-wei, et al. Study on the design and analysis methods of orthogonal experiment [J]. Experimental Technology and Management, 2010, 27(9): 52-55.

(刘颖编辑)