低旋流中心分级燃烧室流场特性研究*

常 峰,林宏军,程 明,李美烨

(中国航发沈阳发动机研究所,辽宁沈阳 110015)

摘 要:为了研究新设计的一种低旋流中心分级燃烧室流场特性,采用数值模拟和PIV试验结合的 方法,针对其头部两级主副模旋流器的不同组合方案开展了研究。研究表明:低旋流下,单独副模旋流 器工作时气流半角<22.3°,无法形成回流区,同时,副模气流轴向速度在旋流器出口具有较大的速度衰 减特性;回流区的形成是主副模旋流器相互作用的结果,流场呈径向分区特征,中心回流区在内,回流 区最大径向尺寸小于主模旋流器外径,主模气流在回流区外,无回流区形成;不同副模旋流数下的流场 结构基本一致,随着副模旋流数的增加,中心回流区的径向尺寸增大。

关键词:燃烧室; 旋流器; 回流区; 中心分级; 流场; 数值计算

中图分类号: V231.2 文献标识码: A 文章编号: 1001-4055 (2020) 06-1334-06 **DOI**: 10.13675/j.cnki. tjjs. 190430

Study on Flow Field Characteristics of Low Swirl Concentric Staged Combustor

CHANG Feng, LIN Hong-jun, CHENG Ming, LI Mei-ye

(AECC Shenyang Engine Institute, Shenyang 110015, China)

Abstract: In order to study the flow field characteristics of a new designed low swirl concentric staged combustor, numerical simulation and PIV test were carried out to study different combination scheme of two-stage main and pilot swirlers. The results show that under the low swirl, the airflow half cone angle of the individual pilot swirler is less than 22.3° and the recirculation zone cannot be formed. At the same time, the axial velocity of only pilot airflow has a large velocity attenuation characteristic at the swirlers' outlet. The formation of the recirculation zone is the result of the interaction between the main and pilot swirlers. The entire flow field is characterized by radial zoning, including the central recirculation zone whose maximum radial dimension is smaller than main swirler outer diameter, and the main airflow is outside the recirculation zone where no recirculation zone is formed. The flow field structure under different swirl number of pilot is basically the same. However, as the pilot swirl number increases, the radial dimension of the central recirculation zone increases.

Key words: Combustor; Swirler; Recirculation zone; Concentric staged; Flow field; Numerical calculation

1 引 言

随着污染排放标准的日益严格,在航空发动机

上需采用新的燃烧组织技术来满足低污染排放的要求。目前,贫油预混燃烧技术被认为是实现低 NO_x排放主要技术^[1-3]。为了实现较低的 NO_x排放,贫油预

* 收稿日期: 2019-06-22;修订日期: 2019-08-08。

基金项目:国家自然科学基金(91641205)。

通讯作者:常峰,硕士,工程师,研究领域为主燃烧室设计。E-mail: changfeng061647@163.com

引用格式:常峰,林宏军,程明,等.低旋流中心分级燃烧室流场特性研究[J].推进技术,2020,41(6):1334-1339. (CHANG Feng, LIN Hong-jun, CHENG Ming, et al. Study on Flow Field Characteristics of Low Swirl Concentric Staged Combustor[J]. Journal of Propulsion Technology, 2020, 41(6):1334-1339.) 混燃烧室需要工作在一个很窄的主燃烧区当量比范 围内(一般<0.7)^[4],而这个范围由于接近于燃烧室的 贫油熄火边界,增加了火焰燃烧不稳定以及出现热 声振荡燃烧风险^[5]。热声振荡是贫油预混燃烧室发 展的一个主要技术障碍^[6-7]。因此,通过进一步降低 燃烧区当量比的方法来实现超低NO_x排放面临越来 越大的技术挑战,如何有效控制燃烧的污染物排放 和避免不稳定燃烧的出现,成为贫油预混燃烧所面 临的基本矛盾。

为了进一步降低 NO_x等污染物的排放,在贫油技术的基础上,缩短燃烧的停留时间成为一种可行的技术途径。通常,缩短火焰筒长度^[8]和增加火焰筒内 气流速度是缩短停留时间的主要方法。而低旋流燃烧通过降低旋流数达到缩短停留时间的目的^[9-10]。 低旋流燃烧技术是 20 世纪 90 年代由美国伯克利试 验室提出,旋流器旋流数在 0.4~0.55 的一种解决燃烧 室污染排放的新燃烧组织技术^[11]。通过研究表明该 燃烧技术具有燃烧室工作范围广、火焰稳定性好、污 染排放量低、防止燃烧振荡等特点,具有实现超低 NO_x排放的潜力。

由于低旋流条件下的流场组织和火焰稳定更加 困难,为了能够实现高效稳定的燃烧,通常采用径向 分区分级的方法,在中心安排用于瞬态和低工作状 态火焰稳定的低旋流副模燃烧区[3],而在副模燃烧区 外采用低旋直流的主燃烧区用于控制大状态下的污 染排放,在保证低燃烧区当量比的同时,具有较高的 燃烧区平均速度。国内外对低旋流燃烧技术开展了 大量的研究[9-11],在流场、火焰结构方面, Johnsona 等^[10]通过 PIV 试验对比研究了高旋流和低旋流数下 的流场结构,发现在低旋流数下没有与高旋流数下 一样的强回流区,低旋流数下的回流区非常弱,尺寸 相对较小。Cheng等^[12]通过研究燃料组分变化、进口 压力和温度等进口参数对低旋下的流场结构、火焰 位置的影响,发现低旋流下贫油熄火极限对进口速 度变化不敏感、火焰位置变化与湍流火焰速度相关。 文献[13-14]对受限空间内低旋流的流动与燃烧特 性进行研究,发现低旋流下的燃烧为低旋流无回流 流动燃烧。

目前,国内、外的研究多集中于文献[12,14]提出 的一种燃烧合成气的低旋流结构形式,该结构形式中 心采用圆孔进气来降低旋流数,这种形式的结构由于 无法安装中心喷嘴,无法应用于航空发动机燃烧室 上,对于其它实现低旋流的结构形式,特别是应用于 航空发动机主燃烧室上的低旋流技术很少有报道。 本文对全新设计的已完成工程验证的一种航空用低旋流中心分级燃烧方案开展了流场特性研究。

2 研究方法

2.1 研究方案

图1为本文研究的头部旋流器结构,该结构由主 副模旋流器及主副模燃油喷嘴组成,副模旋流器和 副模喷嘴在内,用于形成副模燃烧区,主模旋流器和 主模喷嘴在外,用于形成主模燃烧区,两级燃油和两 级旋流器共同实现径向燃烧分区与燃油分级。

在燃烧室中,头部旋流器主要用于形成回流区, 稳定火焰,旋流器旋流数的定义见式(1),旋流数的 大小受叶片角度、叶片数量、叶片纵横比以及叶片叶 型的影响^[15]。本文通过控制叶片角度获得不同旋流 数,主模旋流器和副模旋流器均采用低旋流方案,旋 流叶片均为轴向旋流叶片。

$$S_{\rm n} = 2 \frac{G_{\rm m}}{D_{\rm sw}G_{\rm t}} \tag{1}$$

式中 S_n 为旋流器旋流数, G_m 为气流角动量的轴向通量, G_t 为气流轴向力, D_{sw} 为旋流器外径。



Fig. 1 Dome swirlers half section structure

通过主副模旋流器组合形成4种不同方案,如表 1所示,对四种方案开展流场数值计算和试验验证。

 Table 1
 Different swirler combination scheme

Scheme	Main swirler	Pilot swirler
А	Blocked	0.45
В	Blocked	0.48
С	0.4	0.45
D	0.4	0.48

2.2 试验系统

2.2.1 试验装置

试验在流场试验台上进行,如图2所示,试验台 包含进气和排气系统、PIV系统。PIV系统包括双 YAG激光器、导光臂、片光透镜组、同步触发器、CCD 跨帧相机、计算机和粒子发生器(示踪粒子采为乙二 醇蒸汽)等。

2.2.2 试验件

图 3 为带光学玻璃的低旋流中心分级燃烧室流

场试验件,试验件主要包含进气段、头部旋流器、PIV 光学玻璃观察窗、测试段圆形筒体(模拟火焰筒)、出 口排气段。



Fig. 2 PIV flow field test system



Fig. 3 Low swirl concentric staged combustor flow field test rig with optical glass

为方便后续数据比较,定义沿气流方向为轴向 (Z),旋流器出口截面为Z轴原点,旋流器高度方向为径 向(Y),主模旋流器外径为D,过旋流器中心截面为X=0 截面,试验PIV光学测试区域尺寸范围1.2D×0.8D。 2.2.3 试验方案和试验状态

由于燃烧室中冷态和热态流场结构基本相 似^[16],本文主要开展冷态流场研究,试验过程中,试 验件出口段直接排大气,进口温度为常温,通过调节 进口空气流量,保持试验件进出口压力损失为3.6%, 压力损失定义为

$$\delta = \frac{p_1 - p_2}{p_1} \tag{2}$$

式中 δ 为试验件压力损失, p_1 为试验件进口总压, p_2 为试验件出口总压。

2.3 计算模型与方法

计算模拟过程中所采用的模型与试验件相同, 采用 Fluent软件进行冷态数值计算,采用 ICEM CFD 对模型进行网格划分,图4为旋流器的局部网格,图5 为整个流场试验件流体域网格,流体域整体采用四 面体结合六面体的网格化分,当网格节点数大于150 万之后,计算域流场参数不再随着网格数的增加而 变化,从而确定网格划分尺度,计算网格节点数均在 260万左右。

计算模型与边界条件:



Fig. 4 Local mesh of the swirlers



Fig. 5 Mesh of the entire flow field model

(1)湍流模型采用 Realizable $k-\varepsilon$ 模型。

(2)进口采用均匀进气,压力入口边界,进口总 压为4.22kPa,以保证数值计算压力损失值与计算值 相同,湍流强度为5%,湍流粘性比为10,进口温度为 300K。

(3)出口为压力出口,出口表压为 OPa, 湍流强度 5%, 湍流粘性比为 10, 回流温度 300K。

(4)流体域介质为空气,空气密度为不可压理想 气体,参考工作压力为101.325kPa。

3 结果与分析

3.1 副模单独工作时流场特征

堵住主模旋流器流路,仅有副模通气条件下对 流场进行试验和计算研究。图6为方案A中心截面 (X=0截面)轴向速度分布云图的数值计算和PIV试 验结果,由图可见,在单独副模旋流器通气条件下, 燃烧室头部无明显回流区形成,气流从旋流器流出 后,呈小角度锥状轴向直气流流动,与文献[13]结论 一致,分析此时副模旋流器的设计旋流数S_a=0.45,旋 流较弱不能形成回流区[15]。在Z/D=0~0.5,高速气流 轴向速度为70m/s左右,Z/D>0.5之后,气流速度快速 衰减到15m/s以下,即气流离开旋流器距离0.5D过程 中,气流速度衰减80%左右,说明低旋流下的副模单 独工作气流具有较大的速度衰减特性。试验中由于 PIV 只能测试轴向截面,但图6表明数值计算结果和 试验结果的气流分布云图基本一致,说明数值计算 结果的可靠性。图7为方案A不同轴向位置(Z/D= 0.2,0.4) 垂直于轴截面的速度矢量的数值计算结果, 由图可见,在旋流器下游出现环形高速区域,环形区 域的内部和外部形成低速区域,随着 Z/D 的加大,环 形内侧低速区域逐渐增大,说明气流流出旋流器后 逐渐扩张。结合图6、图7分析,气流流出副模旋流器 后,流域的突然增大导致了轴线速度的快速衰减。



vector of different Z/D

图 8 为方案 A, X=0 截面不同轴向位置(Z/D=0.2, 0.4)的径向分布曲线。由图可见,副模工作时,下游气 流都存在一个沿中心轴线(Y/D=0)对称分布的正向速 度峰值,分析此处气流为图 6 副模高速锥状气流,通过 数值计算和 PIV 试验结果计算气流半角约为 19.5°~ 21.0°,且试验值大于数值计算结果,分析这是造成图 8 试验结果和数值结果轴向速度分布存在差异的主要 原因。随着副模气流向下游流动(Z/D 增大),两个峰 值之间距离逐渐加大,速度峰值逐渐衰减,在中心轴 线(Y/D=0)附近存在负的速度区域,径向分布范围 在±0.04D 的狭小范围内,说明在低旋流下,副模气流 成小角度流动,整个区域内无大回流区形成。

3.2 主副模同时工作时流场特征

在主副模旋流器同时通气条件下,对流场进行研究。图9为方案C,X=0截面轴向速度云图的数值 计算和PIV试验结果。由图可见,主副模气流从旋流 器出口开始以一定扩张角流出,此时,副模气流张角



Fig. 8 Scheme A radial distribution curves of axial velocity

较副模单独工作时角度增大,气流半角从19.5°~21.0° 增大到85°~90°。同时,在旋流器下游出现低速回流 区,该回流区沿中心轴线呈对称分布。副模旋流器 出口高速气流截止于回流区前缘,主模气流大部分 在中心回流区外流动,说明副模气流大部分流入回 流区中。



主副模旋流器都是低旋流,但同时工作出现回 流区,分析认为,一方面,低旋流下的主副模旋流器 综合作用使燃烧室头部总旋流数增强,促进了头部 回流区的形成,另一方面,主模气流大部分在回流区 外,使副模流出的气流在径向空间尺寸进一步缩小, 有利于回流区的形成。因此,中心回流区的形成是 主副模旋流器共同作用的结果。

图 10 为方案 C, X=0 截面不同轴向位置(Z/D= 0.2,0.6)的轴向速度的径向分布曲线。由图可见,气 流在 Z/D=0.2 处,轴线速度存在两个关于 Y/D=0 对称 分布正速度峰值,分析内侧峰值(Y/D=±0.2)为副模出 口气流,外侧峰值(Y/D=±0.6)为主模出口气流。随着 Z/D逐渐增加,在 Z/D=0.6 时,内侧速度峰值(Y/D=±0.2 处)消失,此处变为低速回流区,此时副模气流已流入回流区。随着 Z/D 的增加,中心回流区的径向尺寸逐渐增大。在 Z/D=0.6 位置处,低速回流区的回流速度约为-10m/s,回流区径向尺寸在±0.4D 范围内,这为火焰稳定提供了有利的条件。



Fig. 10 Scheme C radial distribution curves of axial velocity

结合图 9、图 10 可知,在主副模旋流器同时通气时,旋流器下游出现由主副模旋流器共同作用形成的回流区,回流区外为主模无回流区的气流。整个流场呈现径向分区特征。

3.3 副模单独工作时副模旋流数对流场的影响

图 11 和图 12 分别为方案 A 与 B, X=0 截面轴向速 度分布云图的数值计算和 PIV 试验结果。由图可见, 两种旋流强度下的流场结构基本一致,但随着副模 旋流数的增强,副模出口气流张角逐渐增加,方案 A 气流半角度 19.5°~21.0°,方案 B 气流半角 21.2°~ 22.3°,同时 Y/D=0轴线附近出现低的负速度区域,低 速区域的径向尺寸随着旋流角度的增强逐渐增加, 但径向位置未超过±0.04D。

3.4 主副模同时工作时副模旋流数对流场的影响



度分布云图的数值计算和 PIV 试验结果。由图可见, 不同副模旋流数下的流场结构基本一致,但方案 D 主 副模气流张角略大于方案 C 的气流张角,说明随着副 模旋流数的增强,有利于气流张角增加。





Fig. 13 Scheme C/D numerical results



图 15 为方案 C 与 D, X=0 截面轴向位置 Z/D=0.6 的轴向速度的径向分布曲线,试验结果表明方案 C 的 回流区径向尺寸约为 0.72D,方案 D 径向尺寸约为 0.86D,均在旋流器直径 D 范围内,可见中心回流区的



locity

4 结 论

本文通过数值计算和 PIV 试验两种方法对设计 的低旋流头部旋流器流场特性进行了研究,获得以 下结论:

(1)低旋流下,单独副模旋流器通气下,气流张 角≤22.3°,呈小张角流动,副模气流具有较大的速度 衰减特性,在中心轴线处有径向尺寸狭窄的负速度 区域但无法形成大回流区。

(2)低旋流下,回流区的形成是主副模旋流器相 互作用的结果,流场呈径向分区特征,中心回流区在 内,回流区外为主模无回流气流区。

(3)不同副模旋流数下的整个流场结构基本一致,
 随着副模旋流数的增加,中心回流区的径向尺寸逐渐增大,中心回流区最大径向尺寸小于主模旋流器外径。
 致谢:感谢国家自然科学基金的资助。

参考文献

- [1] 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.
- Lazik W, Doerr S, Bake S, et al. Development of Lean Burn Low NO_x Combustion Technologyat Rolls-Royce Deutschland[R]. ASME GT 2008-51115.
- [3] Cheng P K, Littlejohn David, Nazeer Waseem, et al. Full Scale Testing of a Low Swirl Fuel Injector Concept for Ultra-Low NO, Gas Turbine Combustion Systems[R].

ASME GT 2006-90150.

- Yamada Hideshi, Takagi Hideyuki. Low NO_x Emissions over an Enlarged Range of Overall Equivalence Ratios by Staged Lean Premixed Tubular Flame Combustion [R]. ASME GT 2005-68849.
- [5] Gordon E A, Ahmed N T, Phylaktou Poth, et al. Weak Extinction in Low NO_x Gas Turbine Combustion [R]. ASME GT 2009-59830.
- [6] Kornegay John, Depperschmidt Daniel, Agrawal A K. Passive Control of Thermo-Acoustic Instability in Different Length Combustors Using a High-Strength Metallic Porous Insert[R]. ASME GT 2015-43890.
- [7] Kornegay John, Depperschmidt Daniel, Agrawal A K.
 Effect of Reactant Inlet Temperature on Passive Mitigation of Thermoacoustic Instabilities by Implementation of 3D Additive Manufactured Metallic Porous Insert [R].
 AIAA 2016-0187.
- [8] Sturgess G J, Zelina Joseph, Dale T Shouse, et al. Emissions Reduction Technologies for Military Gas Turbine Engines [J]. Journal of Propulsion and Power, 2005, 21 (2): 193-216.
- [9] Nazeer W A, Smith K O, Cheng P K, et al. Laboratory Studies of the Flow Field Characteristics of Low Swirl Injectors for Adaptation to Fuel Flexible Turbines [R]. ASME GT 2006-90878.
- [10] Johnsona M R, Littlejohna D, Nazeer W A, et al. A Comparison of the Flowfields and Emissions of High-Swirl Injectors and Low-Swirl Injectors for Lean Premixed Gas Turbines [J]. Proceedings of the Combustion Institute, 2005, 30(1): 2867-2874.
- [11] Liu Weijie, Ge Bing, Yuan Yongwen, et al. Experimental and Numerical Investigations of Low-Swirl Multi-Nozzle Combustion in a Lean Premixed Combustor [R]. ASME GT 2014-25612.
- [12] Littlejohn David, Cheng P K, Nazzer W A, et al. Laboratory Investigations of Low Swirl Injectors Operating with Syngases[R]. ASME GT 2008-51298.
- [13] Deng Yangbo, Zheng Luohan, Su Fengmin, et al. Combustion Characteristic of Flow Through a Low Swirl Injector[R]. ASME GT 2016-65957.
- [14] 邓洋波,宋德颜,徐 震,等.有限空间内低旋流流动与燃烧特性[J].航空动力学报,2015,30(7): 1546-1553.
- [15] Lefebvre A H, Ballal D B. 燃气涡轮发动机燃烧[M].
 刘永泉等译.北京:航空工业出版社, 2016.
- [16] 张亿力,罗 谦,马 柱,等.单头部燃烧室流场PIV 试验测量[J].南京航空航天大学学报,2018,50(4): 484-492.