

中心分级燃烧室贫油熄火试验研究与数值模拟^{*}

刘 威, 王成军, 郑 顺, 于 雷, 曾 文, 陈保东

(沈阳航空航天大学 航空发动机学院, 辽宁 沈阳 110136)

摘 要: 为研究三级旋流器下中心分级燃烧室贫油熄火性能, 常压下针对在不同进气速度以及旋流器几何参数下中心分级燃烧室贫油熄火特性进行了试验研究与数值模拟, 获得了在一定条件下的贫油熄火规律。试验结果表明: 随着进气速度增大到 35m/s 时, 贫油熄火油气比减小至 0.0070, 说明进气速度对贫油熄火起重要作用; 值班级旋向相反时贫油熄火油气比 (A 方案为 0.0066, B 方案为 0.0071) 均小于同向时 (C 方案为 0.0078, D 方案为 0.0074), 且 A 方案最小, 说明值班级旋向对贫油熄火性能有明显的影响, 值班级反向时熄火特性最好, 且主燃级旋向对其作用不大, 最佳旋向组合为 A 方案, 即值班级 1, 2 级叶片旋向反向, 值班级 2 级叶片与主燃级叶片旋向相同; 值班级 1, 2 级叶片角度增大贫油熄火油气比分别下降了将近 4% 和 9%, 其熄火特性变好。数值模拟计算结果与试验结果熄火规律变化一致。

关键词: 燃烧室; 贫油熄火; 旋流器; 旋向组合; 叶片角度

中图分类号: V231.1 **文献标识码:** A **文章编号:** 1001-4055 (2020) 03-0642-08

DOI: 10.13675/j.cnki. tjjs. 190157

Experimental Study and Numerical Simulation of Lean Blow-Out of Centrally-Staged Combustor

LIU Wei, WANG Cheng-jun, ZHENG Shun, YU Lei, ZENG Wen, CHEN Bao-dong

(College of Aero-Engine, Shenyang Aerospace University, Shenyang 110136, China)

Abstract: In order to study lean blow-out (LBO) performance of centrally-staged combustor with three-stage swirler, the LBO characteristics of the centrally-staged combustor under different inlet airflow velocity and swirler parameters of the swirler were experimentally studied and numerically simulated at atmospheric pressure, and the LBO rules under certain conditions was obtained. The test results showed that: With the increase of the inlet airflow velocity to 35m/s, the lean blow out fuel-air-ratio (θ_{lbo}) decreases to 0.0070, which indicates that it plays an important role in LBO performance. The θ_{lbo} in reverse rotation of pilot stage (Case A is 0.0066, and the Case B is 0.0071) is less than the same rotation (Case C is 0.0078, and Case D is 0.0074), and the Case A is the smallest. It shows that the pilot stage rotation has a significant effect on the LBO performance. The LBO characteristic is the best when the pilot stage is reversed, and the primary stage rotation has little effect on it. The best combination of rotational direction is Case A, that is, the rotational direction of stage 1 and stage 2 blades in pilot is reversed, and the rotational direction of stage 2 blades in pilot is the same as that of primary stage blades. With the increase of blade angle of stage 1 and stage 2 in pilot stage, the θ_{lbo} decreased by nearly 4% and 9%, respectively, and the LBO characteristics became better. The numerical simulation rules are consistent with the experi-

^{*} 收稿日期: 2019-03-14; 修订日期: 2019-05-27。

基金项目: 国家自然科学基金 (51476106)。

作者简介: 刘 威, 硕士生, 研究领域为航空发动机燃烧科学技术。E-mail: 523777162@qq.com

通讯作者: 王成军, 博士, 副教授, 研究领域为航空发动机燃烧室设计及燃烧技术。E-mail: wangchengjun22@sina.com

引用格式: 刘 威, 王成军, 郑 顺, 等. 中心分级燃烧室贫油熄火试验研究与数值模拟[J]. 推进技术, 2020, 41(3):642-649. (LIU Wei, WANG Cheng-jun, ZHENG Shun, et al. Experimental Study and Numerical Simulation of Lean Blow-Out of Centrally-Staged Combustor[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2020, 41(3):642-649.)

mental rules.

Key words: Combustor; Lean blow-out; Swirler; Rotational direction combinations; Blade angle

1 引言

为了达到燃烧室高油气比、高温升,实现燃油高效燃烧,对航空发动机燃烧室的设计提出了更高的要求。传统提高燃烧室推重比直接的做法是保持其结构不变,增加燃油量,但燃油量升高就会导致可见的冒烟问题,解决冒烟问题可以重新分配燃烧室的流量比,让主燃区的油气比变小,但这又会使燃烧室的贫油熄火特性变差^[1-3]。这对航空发动机来说是极其不利的。针对上述燃烧室难题,国际上很多专家开展了这方面的研究,设计了一种采用特定的多级旋流头部结构,实现了燃烧室高效燃烧,拓宽燃烧稳定工作范围。Mongia^[4]研发的数个高温升燃烧室,都使用多级旋流燃烧技术,贫油熄火性能以及其它燃烧室各项性能指标均符合设计要求。

对于多级旋流技术,国内外都已经开展了大量研究,Grinstein等^[5]针对多级旋流器燃烧室的流体动力特性方面进行了数值仿真和试验,EL-Kady等^[6]从燃烧机理方面探究了双级旋流器的性能及机理。Mansour等^[7]进行了多级燃烧室油雾场的试验研究,并做了相关冷态流场的数值仿真。国内大多数研究都以工程运用为主,如王成军等^[8]对多级旋流器燃烧室设计以及相应的流场特性做了相关研究;彭云晖,焦树建等^[9-10]分别研究了双级旋流器的结构、雾化和燃烧性能。研究表明,采用多级旋流技术对改善燃烧室组织燃烧有重要作用。国内基于多级燃烧技术对贫油熄火性能研究也获得了不少成就,丁国玉等^[11]针对不同进气参数下的三级轴向旋流器燃烧室的贫油熄火性能进行了试验研究,发现进气口参数对贫油熄火有着显著影响。李海涛等^[12]对单环腔中心分级燃烧室进行了贫油熄火试验,说明值班级出口处流场特性对燃烧室贫油熄火特性有重要影响。王成军等^[13]采用数值模拟的方法研究了高温升燃烧室贫油熄火特性,说明油气比对燃烧室回流区几何特性有重要作用。刘百麟等^[14]研究了高温升燃烧室在不同旋流器与喷嘴配合方案下的最佳贫油熄火匹配方案。证明头部结构参数以及进口条件对燃烧室贫油熄火性能的重要作用。

为进一步研究旋流器对燃烧室贫油熄火特性的影响,本文的试验与数值模拟研究了中心分级燃烧室在常压下,不同进气参数条件和燃烧室头部旋流

器第1、第2级旋向、主燃级旋向以及其值班级安装角对燃烧室贫油熄火特性的影响。

2 试验件模型、试验系统及方案参数

2.1 试验件模型

试验燃烧室如图1所示。试验将燃烧室简化为单头部矩形结构。其火焰筒总长度为288mm,径向高度为120mm,宽度为120mm。在火焰筒壁面总共开设6个直径19mm的掺混孔以及900个1.5mm冷却孔且均匀分布,其它火焰筒以及燃烧室具体尺寸见文献[15],燃烧室气量分配为头部进气占59%,掺混孔占15%,其它部分占26%。旋流器基本结构特征:值班级为旋流杯式结构,采用一种文氏管与套筒相匹配的双级径向旋流器结构,在中心位置使用单油路压力雾化喷嘴;主燃级则使用环形的预混通道式结构,通过主燃级的气流在预混通道中会形成旋流,能增强燃料蒸发及油气混合,采用30个直射射流喷嘴。值班级和主燃级都属于径向旋流器,同心轴排列,最外侧直径相等;旋流器中的值班级第1、2级、主燃级流量分配分别为7.7%,11%,81.3%,有效流通面积分别为134mm²,181mm²,1373mm²。中心分级旋流器试验件结构如图2所示。

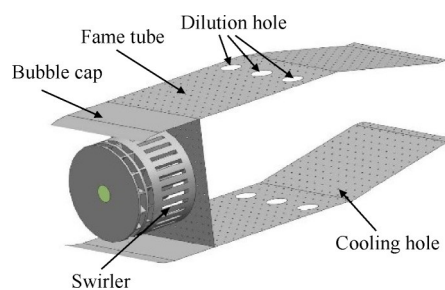


Fig. 1 Central-staged combustor flame tube structure diagram



Fig. 2 Head of centrally-staged combustor

2.2 试验系统

燃烧试验系统图如图3所示,主要包括进气系

统、供油系统、测量控制系统、试验燃烧室和数据采集系统等。进气系统包括空气压缩机、除湿过滤器、储气罐及加温器等,空气经空气压缩机压缩后,经过除湿、过滤、稳压和加温器等进入燃烧室试验件;供油系统包括油泵、油滤和各种控制阀门等,通过调节回路回油流量,以获得稳定测试所需要的油量。

气路流量测试采用热式气体流量计来计量,精度为满量程的±5%;油路流量采用涡轮流量计来计量,测量精度为读数的±5%;燃烧室进口总温采用精度小于±2℃的电阻式热电偶测得;燃烧室进口总压采用精度为±0.5%压力传感器;燃烧室出口总压采用水冷式压力传感器,其精度为±0.5%,出口温度采用9点温度耙,取9点的温度平均值进行计算,其精度小于±2℃;燃烧室出口成分采用Testo350型烟气分析仪进行取样测量;数据采集系统的模块为NI9203系列,能够转换电流、压力信号,具有抗干扰性强的优点,通过采集程序将原始采集信号转换为试验参数。火焰图像采用摄像进行录制,然后分析每一帧火焰特点。

为了便于试验观察,将燃烧室简化成矩形结构。试验燃烧室由三部分组成,分别为火焰筒、冷却通道和燃烧室头部,如图4所示。火焰筒壁面装有点火电嘴,并设置若干排冷却小孔,燃烧室头部为中心分级旋流器和进气腔。空气稳流室由进气腔、集气腔和均流管等构成。

2.3 方案参数

试验探讨的是基于中心分级燃烧室不同进口条件和旋流器值班级及主燃级旋向及安装角对贫油熄火特性的影响,共分成八个方案,具体方案见表1。试验中油气比是由改变燃烧室的燃油量来控制;试验进行点火燃烧后,通过缓慢减少供油量直至火焰熄火,此时记录下熄火时的燃油质量流量以及空气质量流量,计算出贫油熄火时的油气比。为了确保数据可信度,采取将各个熄火点测量三次。贫油熄火过程可通过燃烧室侧面的玻璃窗观察记录。方案

- 具体研究内容如下:
- (1)研究燃烧室不同进气参数下对中心分级燃烧室贫油熄火特性的影响。
 - (2)研究旋流器值班级第1级、2级和主燃级三者之间四种不同旋向组合对贫油熄火特性的影响,通过常温、常压试验,获得四种结构组合的贫油熄火特性。
 - (3)在第2级旋流器叶片安装角和主燃级安装角保持不变情况下,研究第1级旋流器安装角在30°,45°和60°时对中心分级燃烧室贫油熄火特性的影响。
 - (4)在第1级旋流器安装角和主燃级安装角保持不变情况下,研究第2级旋流器安装角在30°,45°和60°时对中心分级燃烧室贫油熄火特性的影响。

Table 1 Experiment scheme

Case	Pilot stage (stage 1)/(°)	Pilot stage (stage 2)/(°)	Primary stage/(°)
A	+45	-45	-60
B	+45	-45	+60
C	+45	+45	-60
D	+45	+45	+60
E	+30	-45	-60
F	+60	-45	-60
G	+45	-30	-60
H	+45	-60	-60

“+” is clockwise in the flow direction; “-”is counter clockwise in the flow direction.

3 试验结果与分析

贫油熄火性能是燃烧室燃烧性能的重要指标,其贫油熄火油气比定义为

$$\theta_{lbo} = \frac{m_{f,lbo}}{m_{a,lbo}}$$

(1)

式中 $m_{f,lbo}$ 为熄火时的燃油流量, $m_{a,lbo}$ 为熄火时的空气流量。

3.1 不同进气参数对燃烧室贫油熄火特性影响

以方案A为研究对象,对其进行贫油熄火试验。

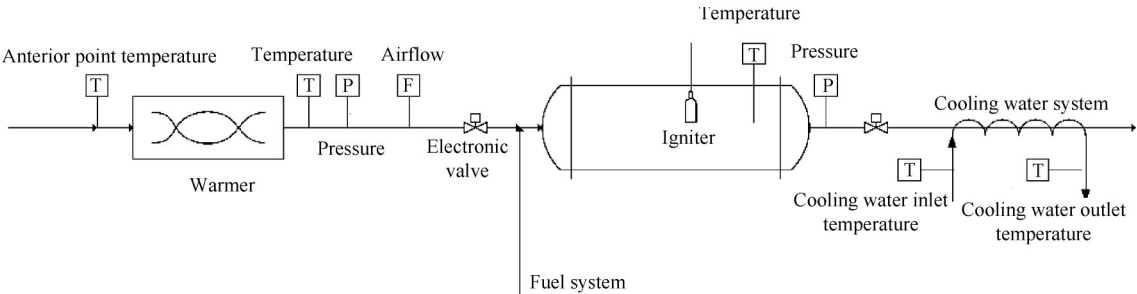


Fig. 3 Test system



Fig. 4 Combustion test section

图 5~10 分别为加热温度为 200°时,A 方案在不同进气速度下火焰熄火过程,其中各图(a)为 t_1 时刻燃烧室稳定燃烧时火焰图像,图(b)~(d)为 $t_2 \sim t_4$ 不同时刻燃烧室熄火过程火焰图像,图(e)为 t_5 时刻燃烧室熄火时火焰图像(后文同)。从火焰熄灭过程图可以明显看到,随着燃油量的减少,燃烧室内的火焰面积范围逐渐变小,并且火焰颜色均由黄色变为蓝色,说明火焰越来越不稳定。不同速度下熄火过程火焰有较大差异,说明不同速度下的进口条件对燃烧室的熄火油气比有重要影响作用。表 2 给出方案 A 在不同速度下油气比。

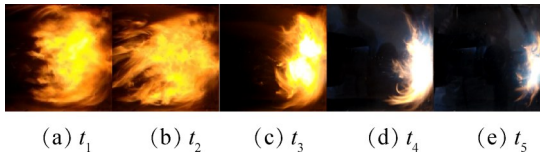


Fig. 5 Flameout process at inlet air velocities of 10m/s

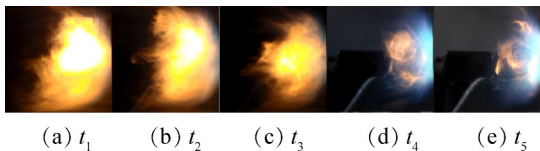


Fig. 6 Flameout process at inlet air velocities of 15m/s

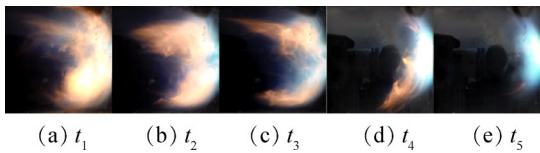


Fig. 7 Flameout process at inlet air velocities of 20m/s

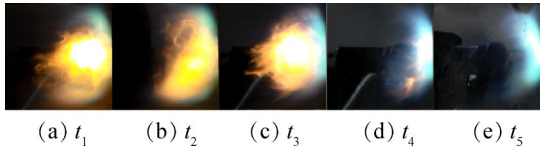


Fig. 8 Flameout process at inlet air velocities of 25m/s

从表 2 中可以看出,当进口气流速度从 10m/s 增大至 25m/s 时,燃烧室贫油熄火油气比从 0.0090 减小至 0.0067,当进口速度增大到 30m/s 时,贫油熄火油

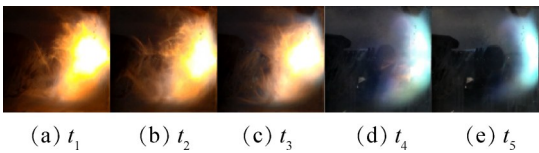


Fig. 9 Flameout process at inlet air velocities of 30m/s

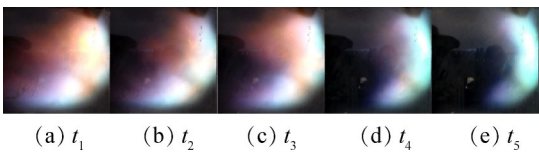


Fig. 10 Flameout process at inlet air velocities of 35m/s

Table 2 Lean blow-out fuel-air-ratio at different inlet air velocities in Case A

Inlet airflow velocity/(m/s)	θ_{lbo}
10	0.0090
15	0.0086
20	0.0083
25	0.0067
30	0.0076
35	0.0070

气比略有上升为 0.0076,较 25m/s 时增大了 0.0009,当速度增大到 35m/s 时,熄火油气比又减小至 0.0070。根据 Lefebvre 回流区稳火的理论,进口空气流速增大时,贫油熄火油气比会增大,但是在较小压降范围内时,特别是进口来流速度处于较小状态时贫油熄火油气比会处于较高的状态,主要是因为此时燃油雾化由压力雾化效果导致。当速度继续增大,流通旋流器气流量变大,此时起主要作用的雾化方式为空气的雾化,会较速度较低时雾化更充分,导致熄火油气比较低,贫油熄火特性效果更好。

3.2 旋向组合对燃烧室贫油熄火特性影响

常压、进气速度 20m/s,温度为 200℃时,方案 A~D 各火焰熄火过程如图 11~14 所示,从图中可看出,在旋流器不同旋向组合时,火焰形态不同。1,2 级旋向相反时,熄火时火焰较旋向相同时火焰所占体积要小;并在整个燃烧的过程中旋向相反时呈现出火焰要比旋向相同时呈现火焰要短,长径比要小,而且火焰稳定性要好。这是由于当燃油通过压力雾化喷嘴雾化后,首先通过值班级 1 级叶片流进的空气会产生一定切向气动力,如果流经值班级 2 级的空气与之反向,那么通过值班级的两股空气就会对燃油产生较强的剪切力,会促进燃油雾化。反之,如果值班级 1,2 级旋流器同向,两股气流的剪切力较小,因此,雾化效果较差。值班级有效流通面积较

小,所以流通值班级开孔的气流速度较大,对旋流器起主要雾化作用,而主燃级相比值班级雾化效果弱得多,主要对火焰燃烧过程起稳定作用,当值班级2级旋向与主燃级相同时,会使主燃区的流场增强,提高回流区油气混合性,提高燃烧稳定性。文献[16]中得出当旋向组合为值班级反向,值班级2级与主燃级同向时雾化效果最好,值班级反向结构雾化效果优于值班级同向结构,这与本文以上结论相符。

表3为不同旋向组合A~D方案贫油熄火油气比,从表中得知,试验时燃烧室贫油熄火时火焰的燃烧特性与贫油熄火油气比吻合性较好,其中值班级同向时A,B方案分别为0.0066,0.0071,值班级反向时C,D方案分别为0.0078,0.0074,可以看出值班级1,2级旋流器旋向相反熄火时油气比明显低于1,2级旋流器旋向相同时油气比,进一步说明1,2级相反时加强燃油的雾化和强化稳定性;主燃级对稳定燃烧也起到一定作用,在1,2级旋向相同时,2级与主燃级旋向相反时,油气比要低于3级都同向时油气比。由此可得,值班级1,2叶片旋向相反,主燃级与值班级2级同向时贫油熄火特性最佳,即A方案旋向组合结构旋流器会使中心分级燃烧室工作范围更宽。

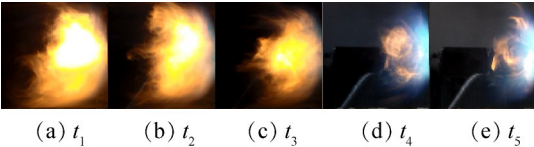


Fig. 11 Flameout process (Case A)

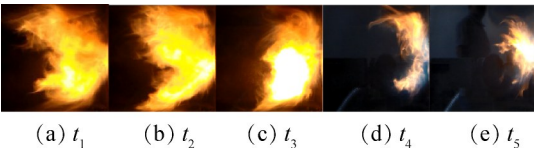


Fig. 12 Flameout process (Case B)

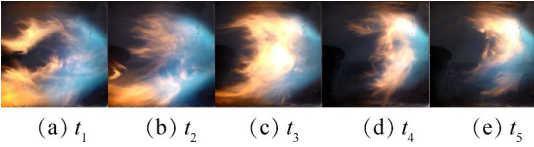


Fig. 13 Flameout process (Case C)

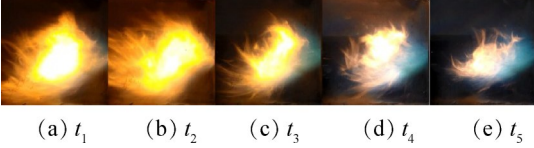


Fig. 14 Flameout process (Case D)

Table 3 Lean blow-out fuel-air-ratio at different combination of rotational direction				
Case	A	B	C	D
θ_{lbo}	0.0066	0.0071	0.0078	0.0074

3.3 第1级旋流器叶片安装角变化对燃烧室贫油熄火特性影响

图15,16给出了在保持第2级与主燃级叶片安装角不变情况下,第1级叶片安装角分别为30°和60°时熄火过程(45°时结合图11)。可以看出当火焰稳定燃烧过程中,火焰颜色明亮火焰体积较大,随油量的减少,火焰体积缩小颜色逐渐变至淡蓝直至熄灭。在熄火瞬间,第1级旋流器叶片安装角60°火焰体积和火焰亮度均小于叶片安装角30°,45°时;表4为第一级叶片不同安装角时贫油熄火油气比,从表4中可以看出A,E,F方案燃烧室贫油熄火油气比变化规律,值班级1级叶片安装角为30°时熄火油气比为0.0068,当安装角角度为45°为0.0066,安装角增大到60°时熄火油气比至0.0065,贫油熄火油气比略微减小,说明安装角增大贫油熄火性能变好。这主要由于60°安装角的燃油雾化效果要略好于30°安装角,当值班级第1级叶片在旋流器中主要起增强雾化稳定燃烧的作用,增大第1级叶片安装角会使气体切向动量增加,提高雾化质量,使燃油颗粒直径变小,更有助于雾化燃油燃烧,以及叶片安装角增大会使得回流区变大,使整个主燃区油气混合分布均匀,增加回流量等这对提高燃烧室贫油熄火性能是有利的^[17]。所以增加第1级叶片安装角对拓宽整个燃烧室的贫熄边界是有利的。

但此时油气比略微减少不利于火焰稳定。所以,综合稳定燃烧和拓宽火焰熄火边界来看,安装角在45°~60°是较有利的。

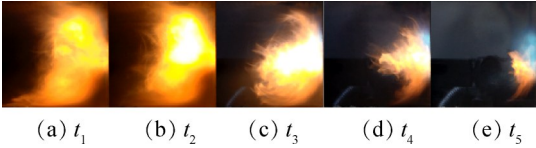


Fig. 15 Flameout process (installation angle of stage 1 swirler is 30°)

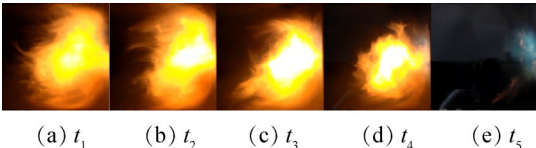


Fig. 16 Flameout process (installation angle of stage 1 swirler is 60°)

Table 4 Lean blow-out fuel-air-ratio at different installation angles of stage 1 blades

Case	E (30°)	A (45°)	F (60°)
θ_{lbo}	0.0068	0.0066	0.0065

3.4 第 2 级旋流器叶片安装角变化对燃烧室贫油熄火特性影响

表 5 为值班级第 2 级叶片在不同安装角下贫油熄火油气比,可以看出,当 2 级叶片安装角为 30° 时熄火油气比为 0.0073,角度为 45° 时熄火油气比为 0.0066,角度增大至 60° 时熄火油气比减小至 0.0062,试验测得贫油熄火油气比呈现减小变化趋势,说明贫油熄火性能变好。图 17、图 18 给出了在保持第 1 级与主燃级安装角不变情况下,第 2 级安装角分别为 30° 和 60° 时熄火过程(45° 时结合图 11)。从图中可看出,随着供油量的减少,火焰特性跟值班级第 1 级叶片的燃烧火焰特性相同,而且 30°, 45° 安装角要比 60° 安装角时不稳定。旋流器第 2 级叶片的主要作用是稳定燃烧,形成扩散燃烧所需要的回流区,因此,30°, 45° 安装角所形成的回流区 1 要小于 60° 安装角,这在文献[14]数值计算已经证明了这一点。因此,为保证增强扩散燃烧,形成较好稳定回流区,第 2 级旋流器叶片安装角要略大一些,但也不能太大,否则,流量系数太小,使得通过叶片通道的气流流动产生分离,增加气流流动压力损失,对形成回流区不利,影响燃烧室贫油熄火性能。

从以上结论可以看出,值班级第 2 级叶片安装角变化时贫油熄火油气比降幅比第 1 级叶片安装角变化时较大,这主要是由于值班级第 2 级旋流器在雾化和组织燃烧方面综合作用较第 1 级作用强,并且第 2 级叶片主要作用是形成低压回流区,因此在进行油气混合以及稳定燃烧时作用更强。

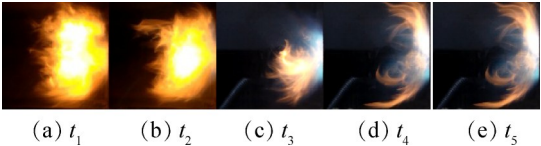


Fig. 17 Flameout process (installation angle of stage 2 swirler is 30°)

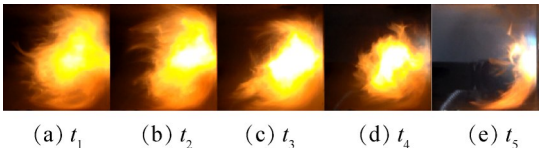


Fig. 18 Flameout process (installation angle of stage 2 swirler is 60°)

Table 5 Lean blow-out fuel-air-ratio at different installation angles of stage 2 blades

Case	G (30°)	A (45°)	H (60°)
θ_{lbo}	0.0073	0.0066	0.0062

3.5 数值模拟

为深入了解燃烧室在不同方案下旋流器熄火点油气比及其附近燃烧区的状态,通过数值仿真继续研究近熄火条件下燃烧室中心截面的温度分布,并且结合使用燃油稳态逐次逼近的方法对各方案进行贫油熄火极限预测。

对单头部燃烧室试验件进行几何建模,并且在不影响计算域的情况下进行模型简化,通过 ANSYS Meshing 软件进行网格划分,并在主燃烧区和旋流器区域进行网格加密处理,总网格数约为 510 万。图 19、20 分别为燃烧室简化模型网格示意图和 A 方案旋流器网格示意图。



Fig. 19 Schematic diagram of simplified model meshing of combustor



Fig. 20 Mesh schematic diagram of Case A swirler

利用 ANSYS Fluent 进行模拟仿真,由于此模型流体是强旋流流体,所以采用适合其特性的 Realizable $k-\varepsilon$ 湍流模型,其壁面函数选用标准壁面函数,微分方程离散采用 SIMPLE 方法计算速度与压力耦合,使用二阶迎风系数离散格式,进行隐式分离求解,燃烧模型采用非预混燃烧模型和概率密度函数模型,辐射模型采用 P1 辐射模型,采用质量流量入口边界条件,出口采用压力出口边界条件。为了更加接近真实试验环境,获得更加可靠的计算结果,因此在数值模拟的过程中所有条件均与试验条件为准。

图 21 为叶片各方案贫油熄火中心截面温度分布云图,熄火时温度可直接体现出燃烧室贫油熄火性能的特性,因为当总贫油熄火油气比越小时,燃烧室熄火温度就越低,反之总贫油熄火油气比越高,熄火温度越高。由图可得熄火时高温区域均分布在旋流器出口处,并且高温区域与前文试验熄火火焰规律具有较高一致性,熄火时图像火焰越小,中心截面温度高温区域越小,温度值越低,说明此仿真结果可信。从图 21(a)~(d)中可以看出值班级 1,2 级反向时,值班级 2 级旋向与主燃级旋向相同时高温区域温度较低,可以认为值班级反向以及 2 级叶片与主燃级旋向相同时熄火时油气比较小。表 6 为 A~D 方案不同旋向的贫油熄火预测极限值,可以看出,贫油熄火预测极限 A,B 方案明显低于 C,D 方案且 A 最小为 0.00470,与试验结果规律一致,说明已得结论可信,值班级反向、2 级叶片旋向与主燃级旋向相同时贫油熄火性能最好。由图(a)、(e)、(f)、(g)、(h)可知随着叶片安装角的增大熄火时高温区域以及平均温度均为减小趋势。表 7、表 8 分别为第 1,2 级不同安装角下各方案贫油熄火极限,可以看出贫油熄火极限也随之减小,与试验贫油熄火油气比变化规律相符合。

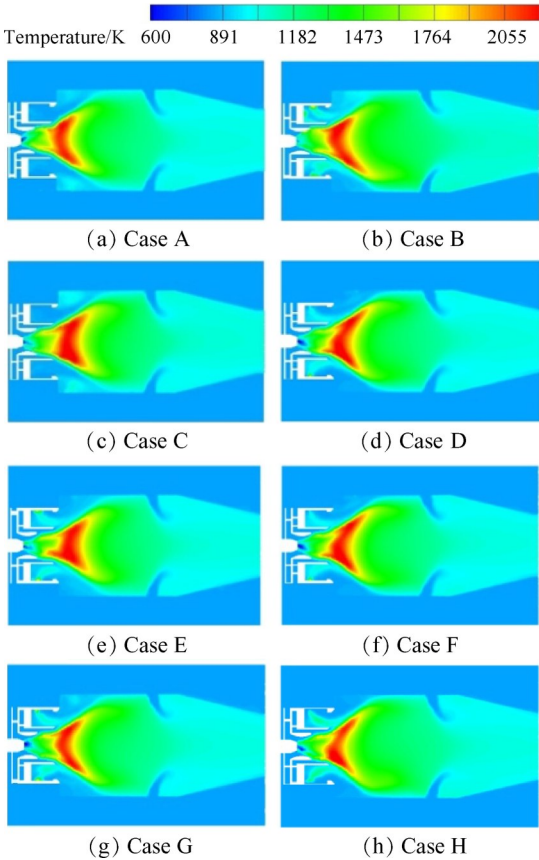


Fig. 21 Temperature distribution of the central section of the combustor when the various schemes are extinguished

说明值班级安装角越大燃烧室贫油熄火性能越好。通过数值模拟分析结果与前文试验测量值对比有所不同,比如 A 方案试验测量值为 0.0066,而数值模拟所得结果为 0.00470,两值相差了 0.0019,这是由于试验条件受限,当在高温高压条件下试验时,由于燃烧释放率高、燃烧更完全,试验值会接近数值模拟结果。

Table 6 Prediction results about the lean blow-out limits of different rotational directions combination of A~D

Case	A	B	C	D
θ_{lbo}	0.00470	0.00483	0.00502	0.00498

Table 7 Prediction results about the lean blow-out limits of different installation angles of stage 1 blades

Case	E(30°)	A(45°)	F(60°)
θ_{lbo}	0.00483	0.00470	0.00465

Table 8 Prediction results about the lean blow-out limits of different installation angles of stage 2 blades

Case	G(30°)	A(45°)	H(60°)
θ_{lbo}	0.00496	0.00470	0.00453

4 结 论

采用试验与数值模拟方法,对中心分级燃烧室在不同进气速度以及不同旋流器参数下贫油熄火性能进行研究,主要结论如下:

(1)当进气速度从 10m/s 增大到 35m/s 时,贫油熄火油气比从 0.0090 减小到 0.0070 左右,说明随着进气速度增大,贫油熄火油气比呈减小趋势,贫油熄火特性在变好,进气速度对贫油熄火性能有重要作用。随着燃烧室稳定燃烧时油气比降至熄火油气比,火焰熄火均逐渐稳定在旋流器值班级出口处,说明值班级出口特性是影响燃烧室贫油熄火的重要因素。

(2)对于值班级反向时贫油熄火油气比(A 方案试验测量值为 0.0066,理论值为 0.00470,B 方案为 0.0071,0.00483)均比同向时(C 方案为 0.0078,0.00502,D 方案为 0.0074,0.00498)要小,即值班级反向结构贫油熄火特性较优,也可看出值班级 2 级旋向与主燃级同向时贫油熄火特性较好,其中最优旋向组合为 A 方案,得出旋流器值班级旋向是影响贫油熄火性能的重要因素,且主燃级旋向有一定作用,最佳贫油熄火性能的旋向组合为值班级 1,2 旋向相反,主燃级与 2 级叶片旋向相同。

(3)值班级1,2叶片安装角的增大(从30°增大至60°),贫油熄火油气比减小(值班级1级叶片贫油熄火油气比减小4%左右,值班级2级叶片下降9%左右),说明安装角的增大燃烧室贫油熄火性能变好,但是不易过大,在45°~60°较好,并且值班级2级叶片安装角对贫油熄火性能影响显著。

(4)试验结果与数值模拟结果的贫油熄火规律一致,说明本研究最后结果合理可信。

下一步工作将开展在高压条件下各级旋流器角度以及旋向的组合方式对燃烧室贫油熄火特性影响的试验研究。

致 谢:感谢国家自然科学基金资助。

参考文献

- [1] Bahr D W. Technology for the Design of High Temperature Rise Combustors[R]. AIAA 85-1292.
- [2] 林宇震,许全宏,刘高恩. 燃气轮机燃烧室[M]. 北京:国防工业出版社,2008.
- [3] 金如山. 航空燃气轮机燃烧室[M]. 北京:宇航出版社,1988.
- [4] Mongia H C. Engineering Aspects of Complex Gas Turbine Combustion Mixers, Part I: High ΔT [R]. AIAA 2011-107.
- [5] Grinstein F, Young T, Li G, et al. Computational and Experimental Analysis of the Flow Dynamics in a Multi-Swirl Combustor[R]. AIAA 2002-1006.
- [6] EL-Kady A M, Jeng S M, Mongia H C. Experimental Investigation of Temperature and Species Concentration Characteristics of Swirling Spray Combustion[R]. AIAA 2005-1425.
- [7] Mansour A, Benjamin M, Steinthorsson E. A New Hybrid Air Blast Nozzle for Advanced Gas Turbine Combustors[R]. ASME 2000-GT-0117.
- [8] 王成军,张中飞,陈保东,等. 三级旋流杯燃烧室流场测量与数值模拟[J]. 热科学与技术,2017,16(5):357-362.
- [9] 彭云晖,林宇震,许全宏,等. 双旋流空气雾化喷嘴喷雾、流动和燃烧性能[J]. 航空学报,2008,29(1):1-14.
- [10] 焦树建. 径向旋流器的设计方法及其燃烧特性[J]. 燃气轮机技术,1994,12(4):33-42.
- [11] 丁国玉,安伯堃,何小民,等. 三级轴向旋流器燃烧室的贫油熄火性能试验[J]. 航空动力学报,2015,30(2):356-361.
- [12] 李海涛,许全宏,付镇柏,等. 中心分级燃烧室预燃级贫油熄火性能试验[J]. 航空动力学报,2014,29(9):2188-2194.
- [13] 王成军,佟 飞,陈科华,等. 高温升燃烧室贫油熄火特性数值研究[J]. 燃气涡轮试验与研究,2016,29(2):1-6.
- [14] 刘百麟,林宇震,袁怡祥,等. 高温升燃烧室贫油熄火稳定性研究[J]. 推进技术,2003,24(5):456-459. (LIU Bai-lin, LIN Yu-zhen, YUAN Yi-xiang, et al. Research on the Lean Blow-Out Stabilities of the High Temperature Rise Combustor[J]. Journal of Propulsion Technology, 2003, 24(5): 456-459.)
- [15] 佟 飞. 中心分级燃烧室贫油熄火性能研究[D]. 沈阳:沈阳航空航天大学,2017.
- [16] 丁国玉,何小民,朱一骁,等. 旋向组合对小尺度三级旋流燃烧室性能的影响[J]. 推进技术,2016,37(11):2097-2106. (DING Guo-yu, HE Xiao-min, ZHU Yi-xiao, et al. Effects of Rotating Direction Combination on Performance of a Small-Scale Triple Swirler Combustor[J]. Journal of Propulsion Technology, 2016, 37(11): 2097-2106.)
- [17] 张中飞,王成军,佟 飞,等. 旋流器结构对中心分级燃烧室贫油熄火影响数值模拟[J]. 热力发电,2018,47(4):70-78.

(编辑:史亚红)