

折流燃烧室间接点火过程研究^{*}

汪玉明, 王倚阳, 肖 为, 彭中九

(中国航发湖南动力机械研究所, 湖南 株洲 412002)

摘 要: 为了研究折流燃烧室的间接点火过程, 对三种不同初始火核位置的燃烧室进行大涡模拟计算, 并结合燃烧室点火试验和性能试验进行验证。研究表明: 折流燃烧室的主燃区可分为三个区域, 分别是主回流区、横跨气流区以及次回流区; 燃烧室点火成功的关键在于初始火炬进入次回流区; 通过大涡模拟计算得到的贫油点火边界油气比与点火试验结果的绝对误差在0.004以内。

关键词: 折流燃烧室; 间接点火; 大涡模拟; 试验; 贫油点火边界

中图分类号: V231.2 **文献标识码:** A **文章编号:** 1001-4055 (2021) 03-0612-08

DOI: 10.13675/j.cnki. tjjs. 190777

Indirect Ignition Process of Slinger Combustor

WANG Yu-ming, WANG Yi-yang, XIAO Wei, PENG Zhong-jiu

(AECC Hunan Aviation Powerplant Research Institute, Zhuzhou 412002, China)

Abstract: In order to study the indirect ignition process of the slinger combustor, the large eddy simulation (LES) of the combustor of three different initial fire kernel positions is carried out. The simulation results are verified by ignition experiment and performance experiment. The results show that the main combustion zone of the slinger combustor can be divided into three zones, namely a main recirculation zone, a cross gas flow zone and a secondary recirculation zone. The key to the successful ignition of slinger combustor is that the initial torch enters the secondary recirculation zone. The absolute error of the fuel-air ratio (*FAR*) at lean ignition boundary between LES simulation and the ignition experiment is within 0.004.

Key words: Slinger combustor; Indirect ignition; Large eddy simulation; Experiment; Lean ignition boundary

1 引 言

离心甩油盘折流燃烧室充分利用了中小型发动机的高转速特点, 借助其离心力产生的特别高的当量燃油压差, 从而获得良好的燃油雾化性能, 且燃油雾化性能与飞行高度无关, 使发动机具有良好的高空性能; 同时折流燃烧室的径向尺寸刚好与离心压机相匹配, 可以缩短燃烧室轴向长度^[1]。因此, 折流燃烧室多应用于空气流量<10kg/s的小型发动机和

APU (Auxiliary power unit) 等微型发动机^[2]。折流燃烧室具有雾化质量好、总压恢复系数高、燃烧效率高优点, 但由于折流燃烧室与离心甩油盘喷嘴配合使用, 在点火启动时多采用启动喷嘴与点火电嘴组合装置来辅助点火(间接点火方式), 造成了在整机试验时燃烧室熄火后再启动失败率较高。因此, 本文拟对某折流燃烧室的间接点火过程开展研究, 为解决燃烧室点火启动失败率较高的问题提供指导和思考。

^{*} 收稿日期: 2019-11-07; 修订日期: 2019-11-22。

基金项目: 中国航空动力基金 (6141B090503102)。

通讯作者: 汪玉明, 硕士, 工程师, 研究领域为航空发动机燃烧室性能设计和仿真。E-mail: wangyuming4219@163.com

引用格式: 汪玉明, 王倚阳, 肖 为, 等. 折流燃烧室间接点火过程研究[J]. 推进技术, 2021, 42(3):612-619. (WANG Yu-ming, WANG Yi-yang, XIAO Wei, et al. Indirect Ignition Process of Slinger Combustor[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2021, 42(3):612-619.)

对于折流燃烧室,目前国内外公开发表的文献较为有限。文献[3]提供了一种针对折流燃烧室的气动特性一维计算方法。文献[1]、文献[4-6]对某折流燃烧室进行了三维计算,计算结果均与试验结果吻合较好,且提供了较为详细的流场和燃烧场信息。文献[7]针对某折流燃烧室进行了性能试验和贫油熄火试验,获得了不同甩油盘转速对燃烧室性能的影响规律。文献[8]在整机环境下对折流燃烧室进行了出口温度测量和性能试验,探究了各项性能参数随发动机转速的变化规律,结果表明:在设计点状态下,OTDF(Overall temperature distribution factor)为0.31,燃烧效率为98.1%,各项性能参数满足总体设计要求。文献[9]基于发动机整机平台对折流燃烧室火焰筒进行了壁温试验,获得了火焰筒壁温分布规律。文献[10]对折流燃烧室进行了气动设计和结构设计,并通过加工试验件进行试验来验证设计的合理性。文献[11]针对折流燃烧室外环壳体前端区域的发散孔,试验研究了不同吹风比、发散孔排列形式以及孔径等冷却形式对冷却效率的影响,并获得了一些有益的规律。

对于燃烧室点火研究,目前国外公开发表文献较多,对燃烧室火焰传播与联焰过程的研究较为深入。文献[12]对全环燃烧室的点火及联焰过程进行了大涡模拟计算和试验验证,计算结果与试验结果吻合较好,结果表明:采用LES模型可以准确模拟火焰的传播以及联焰过程,但对于火花塞的放电过程以及火核的生成尚无法模拟。文献[13]对三头部燃烧室的点火联焰过程进行了数值模拟和试验,并对火核的运动模式做了细致的分析。文献[14]对单头部燃烧室的点火及火焰传播过程进行了计算和试验,结果表明,采用LES模型可以定性预测燃烧室火焰传播及联焰过程,但对于定量分析点火油气比仍有较大的误差。Qiao等认为燃烧室成功点火的关键是火焰核心能否顺利进入回流区。文献[15]对某折流燃烧室点火和燃烧性能进行了试验研究。结果表明:发动机转速的提高显著降低了甩油盘喷嘴的粒径(SMD),有助于获得更好的点火边界和更高的燃烧效率。

现有的公开文献鲜有关于折流燃烧室间接点火过程的研究。鉴于LES模型在预测火核传播和火焰运动模式上具有较好的精度,本文采用LES模型对间接点火过程进行研究,并结合燃烧室点火试验和性能试验进行验证,为燃烧室的研制提供指导。

2 研究对象

图1是折流燃烧室结构简图^[9]。该燃烧室由火焰筒外环组件(由前涡流板、壳体、后盖和进气斗组成)、火焰筒内环组件(由内涡流板和锥形筒组成)、甩油盘、点火电嘴、起动喷嘴等组成,火焰筒壁面采用全发散冷却形式。图中箭头为气流方向,气流进入燃烧室后分为三股,一股顺流动方向由火焰筒外环进气斗和发散孔进入火焰筒,第二股顺流动方向经空心涡轮导向器由火焰筒内环的开孔进入火焰筒,第三股逆流动方向由前涡流板的开孔进入火焰筒。

起动喷嘴和点火电嘴组合装置(图2)安装于燃烧室外环壳体前部。由起动喷嘴和点火电嘴产生初始火焰,初始火焰发展形成火炬,通过火炬点燃由离心甩油盘喷嘴喷射出的燃油和火焰筒头部区域空气混合形成的主燃区可燃混气,主燃区火焰形成后继续传播并点燃环形燃烧室相邻头部区域混气,完成折流燃烧室的点火起动。

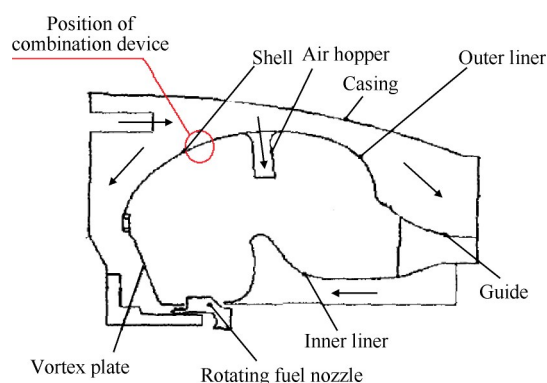


Fig. 1 Schematic of the slinger combustor^[9]

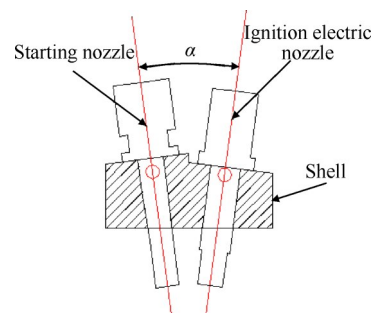


Fig. 2 Combination device of starting nozzle and ignition electric nozzle

3 研究方法

3.1 实验系统与测量方法

图3是燃烧室试验器示意图,测试设备的测量精

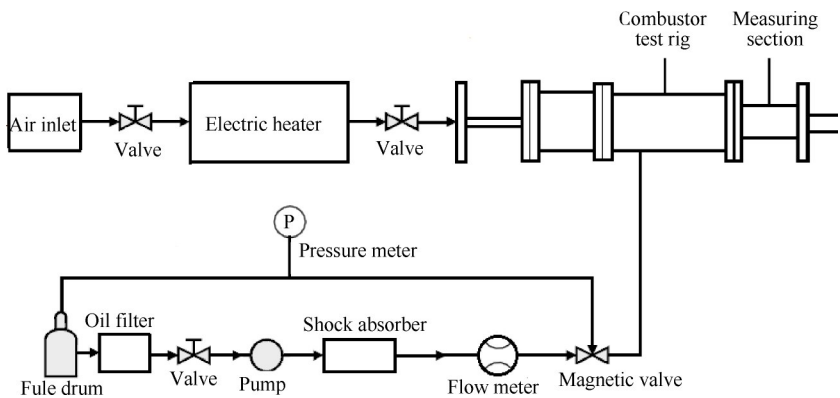


Fig. 3 Setup of combustor test rig

度如表 1 所示。燃烧室出口截面温度、压力和燃气的测量用专门设计的旋转位移机构实现。所有的测量参数全部输入数据采集系统进行分析处理。根据测试设备的测量误差、标定误差和控制误差,可以计算得到点火试验测得的点火油气比误差为 $\pm 2.2\%$,满足试验要求。对试验精度影响最大的因素主要为测量燃油流量的喷嘴流量计和测量空气流量的质量流量计的测量误差。

Table 1 Accuracy of test equipment

Parameter	Range	Accuracy
Inlet pressure/MPa	0.1 ~ 1.2	$\pm 0.5\%$
Inlet temperature/ $^{\circ}\text{C}$	15 ~ 400	$\pm 2^{\circ}\text{C}$
Outlet temperature/ $^{\circ}\text{C}$	100 ~ 1600	$\pm 0.5\%$
Fuel flow rate/(g/s)	0.1 ~ 100.0	$\pm 0.5\%$
Air flow rate/(kg/s)	0.1 ~ 3.0	$\pm 1.0\%$
Rotational speed/(r/min)	0 ~ 5.5×10^4	$\pm 1.0\%$
Gas composition	CO, CO ₂ , CH ₄ , UHC	$\pm 1.0\%$

表 2 是试验状态,在状态 1 进行点火试验,状态 2 进行性能试验。其中,在状态 1 进行了四个进口马赫数工况的点火试验,以期获得点火边界曲线。

Table 2 Experimental state

State	Temperature/K	Pressure/MPa	Mach number	Remark
1	300.0	0.10	0.07, 0.09, 0.11, 0.13	Ignition test
2	456.8	0.37	0.12	Performance test

3.2 实验步骤

试验时将点火参数调节至状态 1,启动点火电嘴并同时数采燃烧室进出口参数,然后向燃烧室供油,起动喷嘴先供油后改为通气。若点火不成功,则增加甩油盘油量,直到点火成功为止;若点火成功,则减少甩油盘油量,直到点火不成功为止,从而获取燃

烧室点火边界。为确保试验数据的可靠性,每次试验需重复一次。

在燃烧室点火成功后,将各个进口状态参数调至状态 2,待参数稳定后录取燃烧室的出口平均温度,燃烧效率、总压损失、OTDF 以及 RTDF (Radial temperature distribution factor) 等性能参数,为保证数据可靠性,性能参数需要录取两次。

3.3 物理模型与计算方法

图 4 是火焰筒内的网格。计算域为周向 18° 范围内的周期域,整个计算域网格大概为 500 万,主要燃烧区域的网格尺寸约为 0.4mm。

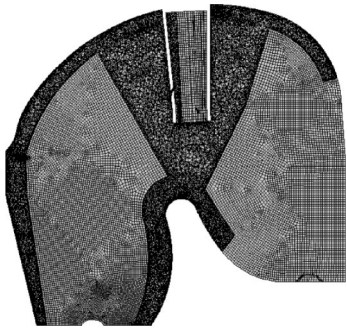


Fig. 4 Computational grids

采用 LES 模型对燃烧室点火过程进行模拟,其中亚格子模型采用动态-Smagorinsky^[16]。起动喷嘴采用 Cone 喷嘴形式,甩油盘喷嘴采用自定义喷嘴形式,其射流速度、SMD 以及压差均为半径的函数。为了综合考虑计算精度和时间,不直接求解反应组分和温度,将其定义为混合分数和反应进度变量的函数^[17]。本文采用的化学反应机理为简化 10 步 12 组分^[18]。

速度与压力耦合方式为 Simple,动量方程和时间方程为有限中心差分格式,其它方程均为二阶迎风格式,时间步长为 $1 \times 10^{-5}\text{s}$,在燃烧室点火过程完成后

(共 20ms)开启非稳态统计,统计时间步数为 6000(共 60ms),将统计时均结果用于计算精度的验证。

3.4 计算方法验证

为验证本文选用的计算方法和网格,将状态 2 的性能试验结果与相同状态的计算结果相对比,具体见表 3。其中,试验结果 2 为文献[7]中相同状态的结果。可以看到两次试验结果基本一致,说明试验数据可信度较好。本文得到的计算结果与试验结果吻合较好,最大相对误差为 6.41%,因此可以说明本文选择的计算方法和网格是可行的。

Table 3 Accuracy verification of calculation results				
Parameter	Simulation	Experiment 1	Experiment 2 ^[7]	Error/%
Total pressure loss/%	7.75	7.60	7.50	1.97
Combustion efficiency/%	99.6	99.3	99.3	0.30
OTDF	0.299	0.281	0.282	6.410
RTDF	0.103	0.100	0.100	3.00

4 结果与讨论

4.1 燃烧室冷态结果

图 5 是折流燃烧室时均冷态流场。根据气流流动方向可以将主燃区划分为三个区域,分别为主回流区 (Zone 1)、横跨气流区 (Zone 2) 和次回流区 (Zone 3)。横跨气流区将主回流区与次回流区在空间上隔开。这是由于在壳体上的发散孔与前涡流板上的发散孔方向相反,两股冷却气流在 Zone 2 对冲,形成横跨气流后向燃烧室出口流动。从掺混斗进来的气流与横跨气流相互掺混,共同向燃烧室出口流动。

图 6 是瞬态冷态流场,由于 LES 模型可以捕捉到大于网格尺度的涡核结构,因此流线出现了很多褶皱,主回流区和次回流区的边界被拉伸和扭曲,对火焰的传播过程有较大影响。但瞬态流场大致的形状与时均流场一致,均可将主燃区划分为三个区域。

4.2 燃烧室点火过程及分析

在冷态流场和油雾场计算完成后,通过向流场中加入能量源项来模拟火花塞放电过程。对于折流燃烧室,需要通过起动喷嘴与点火电嘴形成的初始火炬来点燃主燃区内的可燃混气,并最终点燃整个燃烧室。但对于目前的燃烧模型和点火模型来说,难以模拟初始火核形成并跟随起动喷嘴燃油液滴的运动轨迹形成初始火炬的过程。因此,本文对初始

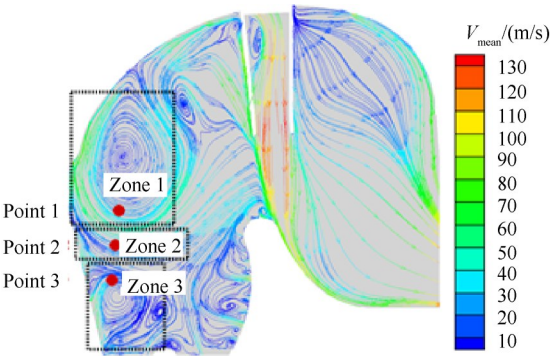


Fig. 5 Time-averaged cold flowfield

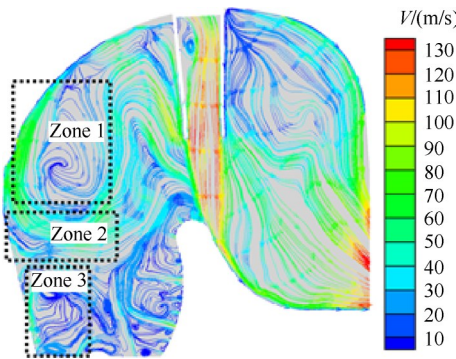


Fig. 6 Transient cold flowfield

火炬的形成过程进行简化,只关注初始火炬所能到达的最大穿透深度,并在最大穿透深度的位置定义一个初始火核。那么首先需要探究初始火炬最大穿透深度在什么位置才能点燃整个燃烧室,这对于研究点火问题至关重要。通过上文对流场的分析,确定了 3 个最大穿透位置,即初始火核位置(图 5 所示),Point 1 位于 Zone 1 内,Point 2 位于 Zone 2 内,Point 3 位于 Zone 3 内。初始火核直径均为 3mm。

图 7 是初始火核位于 Zone 1 时的温度云图,图 8 是初始火核位于 Zone 1 时的监测点温度变化。由图可以看到,当初始火核中心位于 Point 1 时,火核将当地的可燃混气迅速点燃,温度升高、燃气膨胀加速,促使火核向四周运动。随着初始火核内的燃油消耗完全而不再反应放热,初始火核中心(Point 1)被周围的低温气流吹灭并恢复到来流温度。向四周运动的火核在气流的作用不断加热并蒸发燃油液滴,点燃了当地的可燃混气,燃油燃烧产生的放热量大于燃油蒸发所需的吸热量,促进了火焰的发展,并沿着 Zone 1 的气流方向点燃了整个主回流区,Point 1 的温度再度升高。随着主回流区火焰的发展,有部分火焰渗入横跨气流区造成 Point 2 温度升高,但由于当地气流速度较大、油气比较低,火焰温度也较低。Point 1 和 Point 2 的温度随着时间的变化发生周期性

的脉动,脉动频率基本一致,而 Point 3 的温度始终为来流温度,说明火焰并未进入 Zone 3 而点燃次回流区内的可燃混气。火焰经过进气斗后,被大量冷气掺混均匀,但在火焰筒内侧方向温度较低。

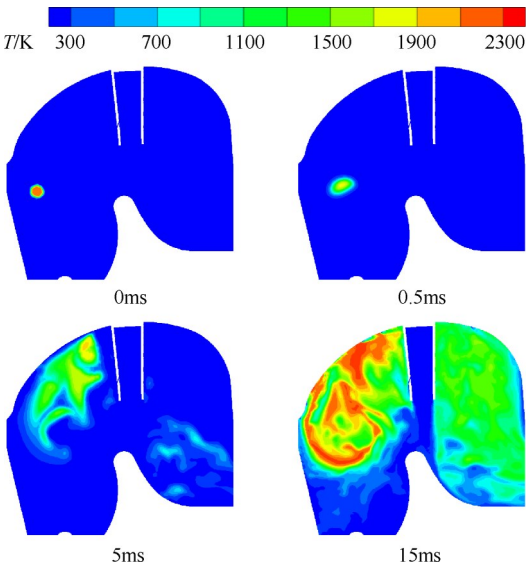


Fig. 7 Contours of temperature of the initial fire kernel at zone 1

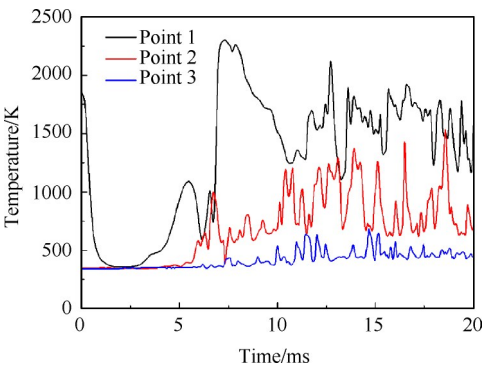


Fig. 8 Variations of temperature of the initial fire kernel at zone 1

图 9 是初始火核位于 Zone 2 时的温度云图,图 10 是初始火核位于 Zone 2 时的监测点温度变化。当初始火核中心位于 Point 2 时,Point 2 的温度先升高后迅速降低至来流温度,其它区域的温度始终为来流温度,说明火焰在横跨气流区被直接吹熄。

图 11 是初始火核位于 Zone 3 时的温度云图,图 12 是初始火核位于 Zone 3 时的监测点温度变化。当初始火核位于 Point 3 时,初始火核先将 Zone 3 内的可燃混气点燃,随着次回流区内火焰的发展,部分火焰渗入横跨气流区造成 Point 2 温度升高,火焰跟随横跨气流的流动进入了主回流区,促进了当地燃油液滴蒸发,并最终点燃了整个主回流区,Point 1 的温

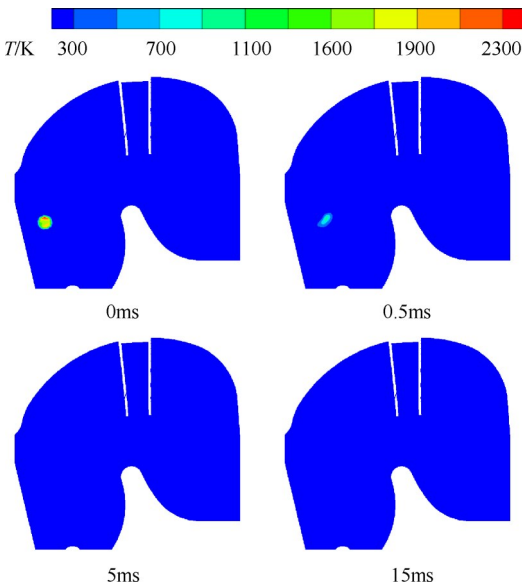


Fig. 9 Contours of temperature of the initial fire kernel at zone 2

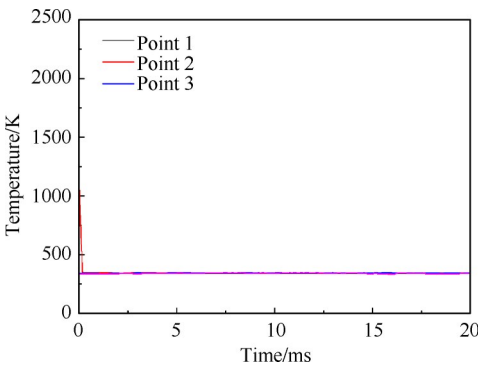


Fig. 10 Variations of temperature of the initial fire kernel at zone 2

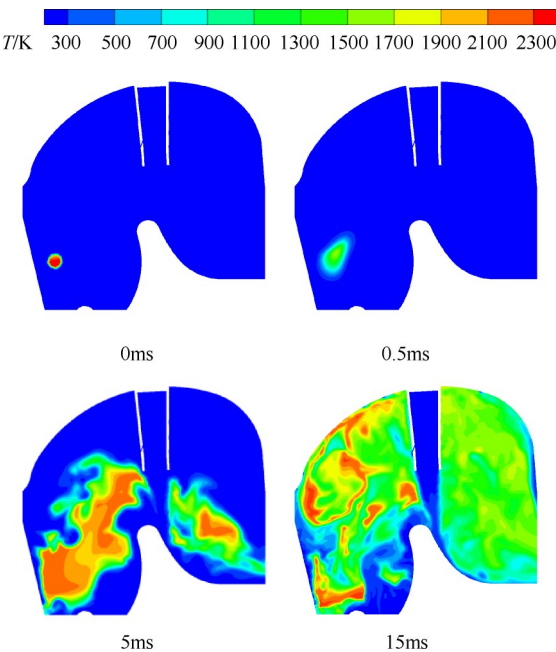


Fig. 11 Contours of temperature of the initial fire kernel at zone 3

度升高。由于横跨气流区内的油气比较低,因此 Point 2 的温度始终低于主回流区和次回流区的温度。火焰经过进气斗后,被大量冷气掺混,温度沿径向方向分布较为均匀。

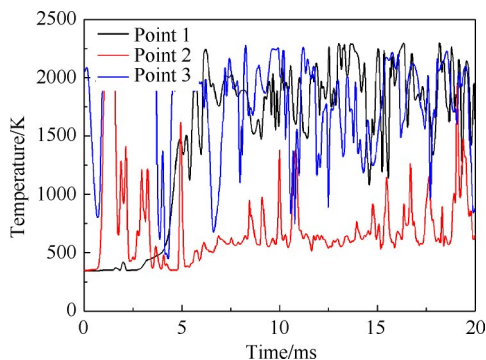


Fig. 12 Variations of temperature of the initial fire kernel at zone 3

由上文可知,当初始火核位于 Zone 2 时,火焰很快熄灭;初始火核位于 Zone 1 时,虽能稳定燃烧,但无法点燃次回流区内的可燃混气;初始火核位于 Zone 3 时,能点燃整个燃烧室。现对初始火核位于 Zone 1 和 Zone 3 的燃烧性能进行对比,如图 13、14 所示。图中的无量纲参数定义如式(1)和式(2)。

$$T_{4-norm1} = T_{4-ave} / T_{4-mean-ave} \quad (1)$$

$$T_{4-norm2} = T_{4-mean} / T_{4-mean-ave} \quad (2)$$

式中 mean 表示时均, ave 表示质量平均, $T_{4-mean-ave}$ 为燃烧室出口时均温度场的质量平均值。

由图可以看到,当初始火核位于 Zone 1 时,出口平均温度在点火后 4.5ms 后升高,10ms 后达到最大值并在一定范围内振荡;而当初始火核位于 Zone 3 时,出口平均温度在点火后 2ms 后升高,5ms 后达到最大值并开始稳定燃烧,相对于初始火核位于 Zone 1 时,点火时间更短,出口平均温度更高,燃烧效率更高。结合图 7 和图 11 来分析,初始火核位于 Zone 1 时,燃烧区域只集中在主回流区内,有效燃烧空间减小,容热强度增加,造成燃烧室壁温升高,OTDF 变大等,对燃烧室的寿命造成较大的影响。因此,当初始火核位于 Zone 3 时才能真正点燃整个燃烧室。

通过不同初始火核位置的 LES 模拟结果可以发现,在一定的气流状态下,燃烧室点火成功的关键在于让初始火炬成功进入次回流区。影响初始火炬穿透深度的因素有很多,比如气流状态、燃油蒸汽的散布以及燃油液滴的穿透深度等,其中最重要的是启动喷嘴油滴的穿透深度。原因是燃油蒸汽是靠液雾穿透带出去,而不是靠燃油蒸汽扩散出去^[19],只有燃

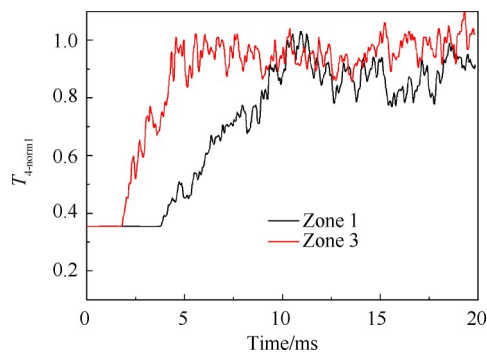


Fig. 13 Variations of $T_{4-norm1}$

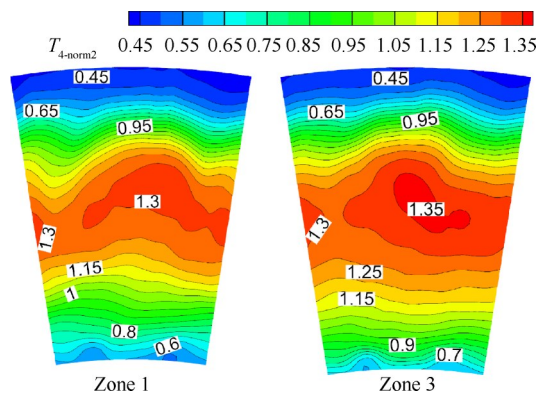


Fig. 14 Comparison of $T_{4-norm2}$

油液滴穿透横跨气流,才能带动燃油蒸汽以及初始火焰一起穿透横跨气流进入次回流区。

对于发动机整机来说,启动喷嘴的供油量和供油压力是固定的,但气流状态随着转速的提高而变化,当发动机转速较低时,燃烧室进口空气流量、温度、压力都较低,气流对启动喷嘴的二次雾化作用有限,且由于温度较低,启动喷嘴雾化较差,液滴直径较大、动量较大,足以穿透横跨气流的阻碍作用而进入次回流区,将初始火炬带入次回流区进而点燃整个燃烧室;当发动机转速较高时,由于启动喷嘴液滴动量的减小以及横跨气流阻碍作用的增强,初始火炬难以跟随启动喷嘴的液雾轨迹进入次回流区,燃烧室点火难度增加,这也是整机试验时燃烧室熄火后再启动失败率较高的主要原因。因此整机试验时需要选择合适的气动状态进行点火启动。

4.3 贫油点火边界

文献[14]中提到,采用 LES 模型可以定性地预测燃烧室火焰传播及联焰过程,但对于定量分析点火油气比仍有较大的误差,但文献中并未提及在计算中采用的是哪个点火位置,与试验中火花塞的位置是否一致。对于本文研究的折流燃烧室来说,初始火核位置(初始火炬的最大穿透深度)的不同直接影响了燃烧室能否点火成功。

当初始火核位于 Zone 3 时,不同燃烧室进口状态下计算结果与点火试验结果的对比如图 15 所示。其中,纵坐标是贫油点火油气比 FAR 。由图可以看到,数值模拟结果与试验结果得到的趋势基本一致。随着进口马赫数增大,空气流量增大,气动力增强,能有效改善燃油的雾化质量^[20],贫油点火油气比逐渐减小,但当进口马赫数 >0.11 ,贫油点火边界随进口马赫数的增加变的平缓甚至略微增加,这可能是由于继续增加空气流量对燃油雾化改善有限,并且会由于气流速度加快而影响火焰稳定。

不同进口状态下模拟结果得到的点火边界油气比均高于试验得到的结果,但绝对误差均在 0.004 以内。原因可能是该折流燃烧室在地面点火状态时的甩油盘转速约为 $1 \times 10^4 \text{ r/min}$,根据 PDPA 试验结果,距甩油盘出口 30mm 处的 SMD 在 $20 \mu\text{m}$ 以内,雾化性能优良,在燃烧室中接近均质燃烧^[7]。因此在仿真计算中能得到较好高的雾化预测精度,并进而得到较高的贫油点火边界预测精度。文献[14]中的喷嘴匹配涡流器装置在地面点火状态时雾化性能较差,雾化仿真精度也较差,进而可能造成贫油点火边界预测精度较差。

由图 15 可以看到,不同状态下 LES 计算结果均大于试验结果。这可能是因为本文将全环燃烧室试验件简化为单头部燃烧室进行计算,而真实全环燃烧室中的燃油并不是均匀分布在每个头部,有的头部较为富油,有的头部较为贫油,而较为富油的头部可以在总体油气比较低的情况下点燃并最终促使全环燃烧室点火成功。燃油周向分布的不均匀性造成了 LES 结果与试验结果之间的差异。

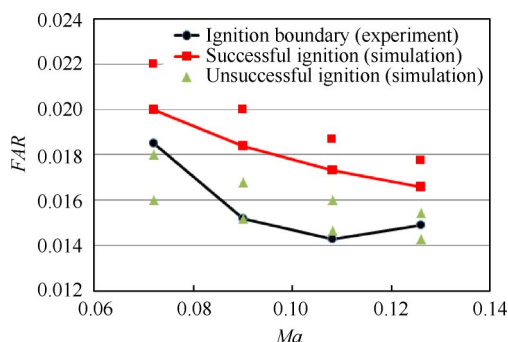


Fig. 15 Lean ignition boundary of simulation and experiment

5 结 论

本文采用了 LES 方法对折流燃烧室间接点火过

程进行了研究,并结合燃烧室点火试验和性能试验进行验证,得到了如下结论:

(1)折流燃烧室的燃烧区主要分成三个区域,横跨气流区将主回流区与次回流区在空间上隔开。

(2)折流燃烧室成功点火的关键在于初始火炬进入次回流区内。在起动喷嘴供油量和供油压力一定的情况下,整机需要选择合适的气动状态进行点火起动。

(3)鉴于该折流燃烧室甩油盘喷嘴在地面点火状态时优异的雾化性能,通过计算得到点火边界油气比与试验得到的点火边界油气比绝对误差在 0.004 以内。

在 LES 模拟中,直接定义了初始火核的位置,能清晰看到火焰的传播过程。但在点火实验和性能实验中却观测不到初始火核的运动轨迹,对数值模拟的验证造成了一定的困难。因此,下一步将设计试验件进行可视化实验,通过高速相机来直接捕捉初始火核的运动情况,进一步验证本文发现的现象。

致 谢:感谢中国航空动力基金的资助。

参考文献

- [1] 颜应文,宋双文,胡好生,等.折流燃烧室两相喷雾燃烧流场数值模拟[J].航空动力学报,2011,26(5):1103-1110.
- [2] 航空发动机设计手册总编委会.航空发动机设计手册第九册-主燃烧室[M].北京:航空工业出版社,2000.
- [3] 王伟利,陈宝延,于锦峰,等.涡扇发动机折流燃烧室的气动分析[J].战术导弹技术,2014,(3):84-89.
- [4] 解晓东,李本威,伍恒,等.折流燃烧室燃烧特性研究[J].四川兵工学报,2018,39(2):74-79.
- [5] Zhang T, Feng Q, Cai W, et al. Numerical Analysis of Transpiration Cooling in Annular Slinger Combustor [J]. IOP Publishing Journal, 2019, 234(1).
- [6] 于宗明,黄勇,王方.方腔折流燃烧室冷态流场研究[J].推进技术,2010,31(5):533-538. (YU Zong-ming, HUANG Yong, WANG Fang. A Study on the Flowfield of a Z-Flowpath Combustor[J]. Journal of Propulsion Technology, 2010, 31(5): 533-538.)
- [7] 宋双文,蒋荣伟,陈剑,等.离心甩油折流环形燃烧室的性能试验[J].航空动力学报,2007,22(9):1401-1404.
- [8] 刘邓欢,金捷,王方,等.涡轮喷气式发动机整机环境下折流燃烧室性能试验[J].航空动力学报,2015,30(10):2410-2415.
- [9] 王倚阳,宋双文,陈延庚.某折流燃烧室火焰筒壁温试验[J].航空动力学报,2011,26(11):2480-2484.
- [10] 曾川,王洪铭,单鹏.微涡喷发动机离心甩油盘

- 环形折流燃烧室的设计与实验研究[J]. 航空动力学报, 2003, 18(1): 92-96.
- [11] 任孝文, 张靖周, 谭晓茗, 等. 折流燃烧室外环前端发散孔综合冷却效率模型实验[J]. 航空动力学报, 2017, 32(6): 1321-1327.
- [12] Philip M, Boileau M, Vicquelin R, et al. Large Eddy Simulations of the Ignition Sequence of an Annular Multiple-Injector Combustor[J]. *Proceedings of the Combustion Institute*, 2015, 35(3): 3159-3166.
- [13] Neiphytou A, Cuenot B, Duchaine P. Large-Eddy Simulation of Ignition and Flame Propagation in a Trisector Combustor[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2015, 32(2): 345-359.
- [14] Qiao Y, Mao R, Lin Y. Large Eddy Simulation of the Ignition Performance in a Lean Burn Combustor[C]. *Canada: ASME Turbo Expo 2015: Turbine Technical Conference and Exposition. American Society of Mechanical Engineers Digital Collection*, 2015.
- [15] Choi S, Lee D, Park J. Ignition and Combustion Characteristics of the Gas Turbine Slinger Combustor[J]. *Journal of Mechanical Science and Technology*, 2008, 22(3): 538-544.
- [16] Lilly D K. A Proposed Modification of the Germano Sub-grid-Scale Closure Method[J]. *Physics of Fluids A: Fluid Dynamics*, 1992, 4(3): 633-635.
- [17] Lipatnikov A N, Chomiak J. Turbulent Flame Speed and Thickness: Phenomenology, Evaluation, and Application in Multi-Dimensional Simulations[J]. *Progress in Energy and Combustion Science*, 2002, 28(1): 1-74.
- [18] Penko P, Kundu K, Siow Y, et al. A Kinetic Mechanism for Calculation of Pollutant Species in Jet-A Combustion[C]. *USA: 35th Intersociety Energy Conversion Engineering Conference and Exhibit*, 2000.
- [19] 金如山. 航空燃气轮机燃烧室[M]. 北京: 宇航出版社, 1988.
- [20] 康尧, 林宇震, 蒋尧, 等. 旋流杯套筒混合段长度对点火特性的影响[J]. 航空动力学报, 2016, 31(9): 2095-2103.

(编辑:梅 瑛)