

旋流杯套筒混合段长度对 点火特性的影响

康 尧¹, 林宇震², 蒋 尧¹, 王晓峰²

(1. 中国航空工业集团公司 中国航空动力机械研究所, 湖南 株洲 412002;

2. 北京航空航天大学 能源与动力工程学院
航空发动机气动热力国家级重点实验室, 北京 100191)

摘 要: 为研究旋流杯套筒过长的混合段长度对燃烧室点火特性的影响, 设计了两种不同的套筒混合段长度试验件, 在常温常压条件下, 采用单头部模型燃烧室进行了起动点火性能试验, 同时采用马尔文进行了燃油雾化颗粒度测量, 并结合 Fluent 软件的数值模拟对结果进行分析. 研究表明: 套筒混合段长度对燃烧室头部流场和油雾分布有很大影响, 过长的套筒混合段长度将造成液雾与套筒壁碰撞, 限制旋转射流和液滴的径向运动, 造成喷雾锥角减小了 32%, 贫油起动点火油气比增加了 20% 左右.

关 键 词: 航空发动机; 燃烧室; 旋流杯; 套筒混合段长度; 点火性能

中图分类号: V231.2

文献标志码: A

Effects of sleeve mixing length of swirl cup on the ignition characteristics

KANG Yao¹, LIN Yu-zhen², JIANG Yao¹, WANG Xiao-feng²

(1. China Aviation Powerplant Research Institute,

Aviation Industry Corporation of China, Zhuzhou Hunan 412002, China;

2. National Key Laboratory of Science and Technology on
Aero-Engine Aero-thermodynamics, School of Energy and Power Engineering,
Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: A research was performed done to study the effect on the ignition performance by the too long mixing length of sleeve. Two variations of sleeve mixing length were made to test the ignition performance using a single module test combustor under normal temperature and atmospheric pressure. Melvin was used to test the spray particle size, and the software Fluent was used to analyze the experimental results. The research results show: the hardware geometry of sleeve mixing length has a great influence on the flow fields, and spray distributions of the dome. The spray drops will impact on the wall of sleeve when the mixing length of sleeve is long enough, and the radial movement of swirl jets and spray drops will be confined, leading to the decrease of spray cone angle by 32% and the increase of fuel air ratio (FAR) of lean ignition about 20%.

Key words: aero-engine; combustor; swirl cup; sleeve mixing length;
ignition performance

燃烧室的点火性能是燃烧室性能中的关键^[1],是发动机可靠工作的起始点,国内外学者从20世纪六七十年代开始就开展了有关燃烧室点火方式,点火位置和最小点火能量等方面的大量研究工作。国外 Lefebvre 和 Mellor 等人对燃烧室的点火问题进行了广泛研究,并提出了相应的点火模型^[2-5],文献[6-8]中采用先进的测试技术对高空点火问题进行了研究,并对点火过程中火焰的运动和破碎现象进行了分析, Marchione 等人^[9-12]则利用激光多普勒粒子分析仪(PDA)、高速摄像和平面激光诱导荧光(PLIF)等先进的测试技术对点火过程进行了一系列的基础研究,主要关注了湍流非预混特性对于点火成功位置和成功率的影响,并提出了点火概率的观点。国内学者对于燃烧室的点火性能研究主要从燃烧室结构和气动参数方面对燃烧室点火特性进行了分析^[13-16]。

旋流杯作为一种空气雾化喷嘴由于其兼顾了燃烧室的污染排放特性和贫油熄火特性而在现代航空发动机燃烧室中得到广泛应用^[17]。旋流杯空气雾化喷嘴的关键结构参数对其下游的气动结构和油雾分布有重要的影响,进而会影响其燃烧性能^[18-25]。文献[21-22]研究了套筒结构变化对头部流场和喷雾场的影响,文献[23-25]的研究结果表明套筒形状和角度将对燃烧室的点火性能造成很大影响。

上述的研究成果对航空发动机燃烧室的点火研究具有广泛的实用意义,但对于旋流杯结构的火焰筒头部还需要更加细致的研究。因此本文主要关注过长的套筒结构对燃烧室点火特性的影响,对具有两种不同套筒长度的旋流杯方案进行常压点火试验和数值模拟,采用马尔文激光粒子分析仪测量了不同结构方案下的燃油雾化粒径,并对点火试验结果进行分析,希望对旋流杯的结构设计提供一定的指导意义。

1 研究对象

本文的研究对象是一种典型的空气雾化喷嘴,由斜切径向双级旋流杯匹配单油路离心喷嘴构成,图1为其结构示意图。定义文氏管出口与套筒平直段的距离为套筒混合段长度 L_m ,套筒突扩部分的斜向距离定义为套筒突扩段长度 L_f ,套筒混合段长度与套筒扩张段长度统称为套筒长度,套筒内径为 D_c ,套筒扩张角度为 α 。本文设计了两种不同的套筒混合段长度方案,较短套筒混合段长度的为方案A,过长套筒混合段长度的为

方案B,研究方案如表1所示。设计时,只改变套筒长度,保证一、二级旋流数,一、二级流量比和套筒扩张角度等不变。

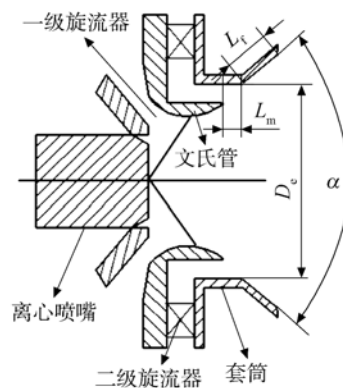


图1 旋流杯结构示意图

Fig.1 Schematic of swirl cup

表1 套筒混合段长度研究方案

Table 1 Cases of sleeve mixing length

方案	L_m/D_c	L_f/D_c	$\alpha/(^\circ)$
A	0.2	0.5	80
B	0.4	0.5	80

2 点火特性试验

2.1 试验件及试验系统

在文献[20]中已经对整个试验系统进行了详细介绍,在此不再赘述。

为研究过长的套筒混合段长度对回流燃烧室点火性能的影响,本文设计了用于单头部模型燃烧室点火的试验件,试验件主要由前测量段、单头部矩形燃烧室、后测量段及排气段等组成。在机匣侧壁和火焰筒侧板上均布置有石英玻璃观察窗,可对点火过程进行观察。模型燃烧室实物如图2所示。

整个点火试验在常温常压下进行。采用 RP-3

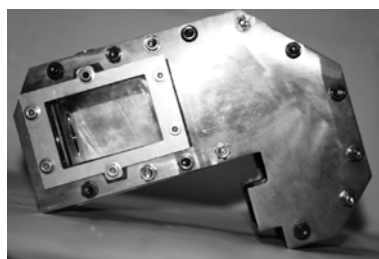


图2 单头部矩形试验件

Fig.2 Test model of single dome

航空煤油作为燃料,采用高能点火电嘴产生的电火花进行点火试验,点火电嘴正对喷嘴,安装在主燃孔上游,并保持电嘴与火焰筒外环的内壁面平齐.试验中,空气质量流量由测试段测量间接得到,空气质量流量计算相对误差为2.1%,燃油质量流量由精度为0.2%的科氏质量流量计测量得到,由误差传递分析可知燃烧室油气比的计算相对误差为4.3%.

2.2 常温常压贫油点火试验

为得到两种旋流杯方案的贫油点火包线,常温常压条件下,在燃烧室进出口总压损失0.5%~5.0%的范围内对不同方案的旋流杯进行贫油点火试验.点火试验时,手动调节空气流量至某一燃烧室压降,从大油气比开始进行点火试验,通过光学窗口直接观测火焰和后测量段上热电偶所测的燃烧室出口温度判断点火是否成功.若点火成功,减少燃油流量,再次进行点火试验直到点火不能成功,在着火边界处进行重复试验,最后在低于点火边界下的油气比下进行点火试验,以确定边界线下点火不能成功;完成一个燃烧室压降下的点火试验后,调节空气质量流量至另一个燃烧室压降,重复试验.最终得到一条点火油气比随燃烧室进出口压降变化的曲线.

两种旋流杯套筒混合段长度对不同火焰筒进出口压降下贫油点火性能的影响如图3所示.由图3可知,在本试验的压降范围内,随燃烧室进出口压降增大,燃烧室空气流量加大,旋流杯内旋转射流速度增加,气动力增加,改善燃油雾化质量,最小贫油点火油气比逐渐减小.但当火焰筒进出口压降大于3.0%以后,其油气比随火焰筒压降减小的趋势明显变得平缓,这可能是由于继续增大空气流量对燃油雾化质量的改善有限,同时气流速度

的增大对点火的不利影响变得明显所导致的.对比两个方案,在相同压降下,方案B最小贫油点火油气比明显增大.方案B相对方案A套筒混合段长度增加一倍,其贫油点火油气比平均增加20%左右,在同一压降下,其油气比最大增加了34%.

3 喷雾试验

为对不同方案所造成的燃烧室点火性能差异进行分析,对两种方案的旋流杯进行了喷雾测试.喷雾测试在北京航空航天大学雾化试验台上进行,采用片光照亮喷雾,尼康D300相机对喷雾进行观察拍照,同时采用马尔文激光粒子分析仪测定旋流杯下游的雾化粒度.

喷雾测试试验采用低压气源供气,高压氮气挤压式供油,旋流杯和离心喷嘴固定在集气箱中,试验系统如图4所示.采用美国alicat高精度质量流量控制器给定空气质量流量,测量精度1.0%,采用水排测定集气箱和外界环境之间的压差,手动调节燃油流量,高精度涡轮质量流量计测量燃油流量,测量误差为0.5%.

在旋流杯进出口总压降为1.0%~6.0%范围内进行试验,试验时在每一工况下各方案旋流杯气液比保持不变.图5所示为方案A、方案B在3.0%压降下的喷雾锥角.从图5可以看到在不同方案下的旋流杯下游出口的喷雾锥角变化很大,方案A的喷雾锥角为62°,方案B的喷雾锥角为42°,方案B相对方案A混合段长度增加一倍,喷雾锥角减小了约32%.

为了对图5中喷雾锥角减小的原因进行分析,作者曾对不同方案文氏管出口处的油雾情况进行了重点观察,试验发现文氏管出口的燃油在一、二级反向旋转射流的剪切作用下会被迅速雾化,由于文氏管出口的燃油动量与二级旋流器出口的气流动量相比要大的多,燃油在自身惯性作用下沿文氏管出口型面的切线方向向前运动.当套筒混合段长度较小时,油雾无法碰到套筒内壁上,将随气流沿套筒扩张段流出.当套筒混合段长度过长时,文氏管出口的燃油将直接喷射在了套筒混合段内壁上,然后沿套筒混合段内壁向下游运动,从而限制了液滴的径向运动,使旋流器出口的喷雾锥角迅速减小.

图6所示为不同压降下测得的不同套筒混合段长度旋流杯出口下游22.5 mm处的燃油颗粒度索太尔平均直径(SMD,记为 D_{sm})值.在试验压降范围内,所有方案的SMD值随压降增大均出

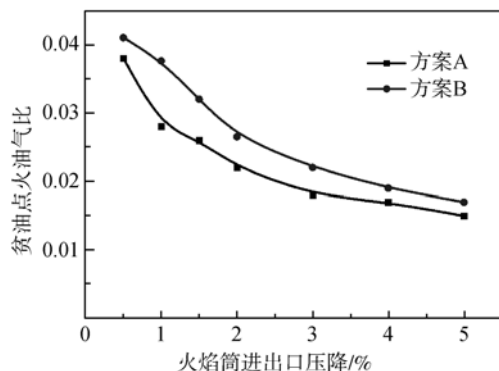


图3 不同方案贫油点火边界

Fig. 3 Lean ignition boundaries of different cases

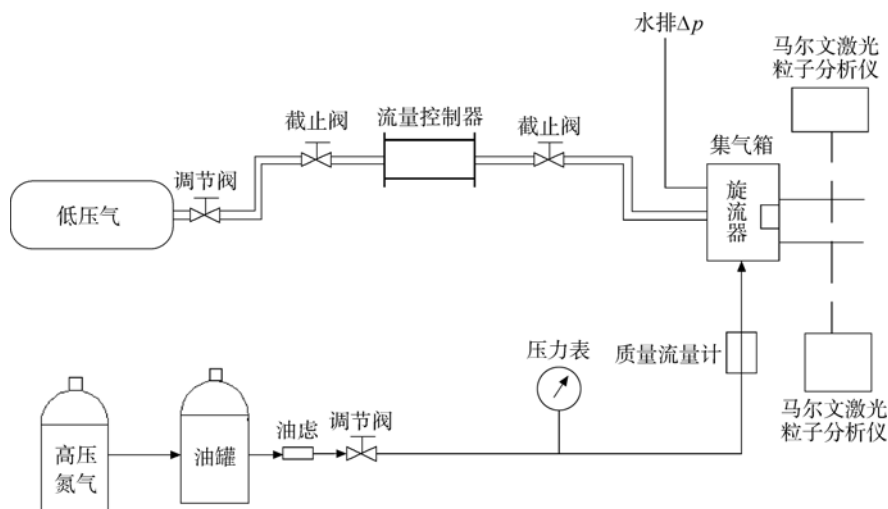


图 4 喷雾测试试验系统示意图

Fig. 4 Schematic showing the spray test system

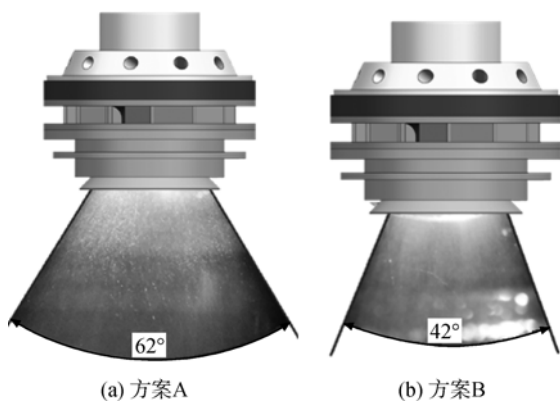


图 5 不同方案喷雾锥角

Fig. 5 Spray angle of different cases

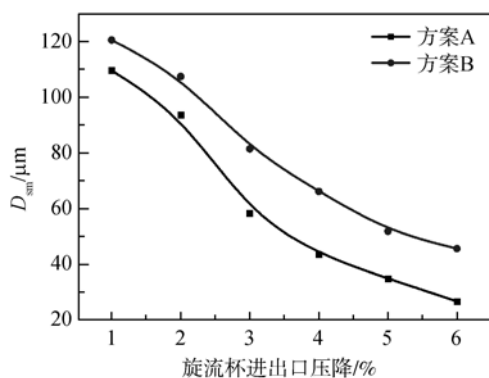


图 6 不同压降下 SMD 测量结果

Fig. 6 SMD under different pressure drops

现明显减小,但在同一压降下方案 A 的 SMD 值要明显小于方案 B,且随着压降的增大,这种趋势更加明显.这是由于在小压降下,由于气液比较小,气动雾化效果较差,造成了方案 A,方案 B 的 SMD 比较大,随着压降的增加,气液比增加,气动

雾化明显改善,方案 A 的燃油在文氏管出口处被旋向相反的一、二级旋转射流迅速剪切雾化随气流向下游运动,而方案 B 的燃油在文氏管出口处虽然也被一、二级旋转射流迅速剪切雾化,但由于雾化的燃油再次喷射在了套筒混合段内壁上,使得燃油被二级气流从套筒内壁上吹向下游,雾化效果明显变差,从而导致了方案 B 的雾化颗粒度要明显大于方案 A.

4 数值模拟分析

4.1 计算模型

为了更加深入理解与分析套筒混合段长度变化对燃烧室贫油点火性能的影响,本文采用数值模拟的方法从燃烧室头部的流场和油雾分布的角度对其进行研究.采用 UG(unigraphics)进行三维建模,建模过程中将火焰筒壁面的斜孔冷却简化为渗透壁,利用 ICEM(integrated computer engineering and manufacturing)软件对流体域进行非结构化网格划分,为提高计算精度,在旋流杯内部通道等流动复杂区域对网格进行了加密,并对网格质量进行倾斜度检查,生成网格总数为 700 万.图 7 所示为流体域的三维计算网格.采用 Fluent 软件对模型燃烧室进行三维两相数值仿真计算,采用 realizable $k-\epsilon$ 与标准壁面函数模拟湍流黏性,在拉格朗日坐标系下采用离散相模型追踪油雾颗粒轨迹,空心锥模型给定离心喷嘴初始雾化参数,Wave 模型处理燃油的二次雾化,SIMPLEC 算法求解,航空煤油用简化平均分子式 $C_{12}H_{23}$ 代替.

采用质量流量进口和压力出口,进口空气质

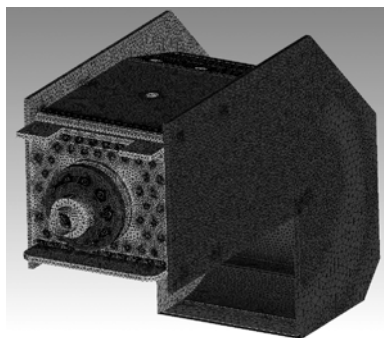


图7 计算域三维网格

Fig. 7 Three-dimensional (3-D) grid of computational domain

量流量为 0.025 kg/s , 进口总温为 300 K , 进口湍流强度设为 4% , 出口压力设为常压, 燃油流量为 0.0006 kg/s .

4.2 计算模型校验

本文采用二维激光多普勒粒子分析仪(PDA)对方案A旋流杯的下游流场进行了试验测量, 并将试验结果与数值计算结果进行比较, 以此来验证计算模型选择的准确性. 测量采用矩形燃烧室简化模型, 测量坐标选择套筒出口平面中心为原点, 其轴线方向为 z 向, 在每个轴向位置沿径向设置测点间距为 2 mm , 每个点采集 5000 个有效粒子, 轴向测量位置为旋流出口下游 $5 \sim 40 \text{ mm}$ 范围, 每隔 5 mm 为一个测量截面. 其测量截面和计算网格如图8所示.

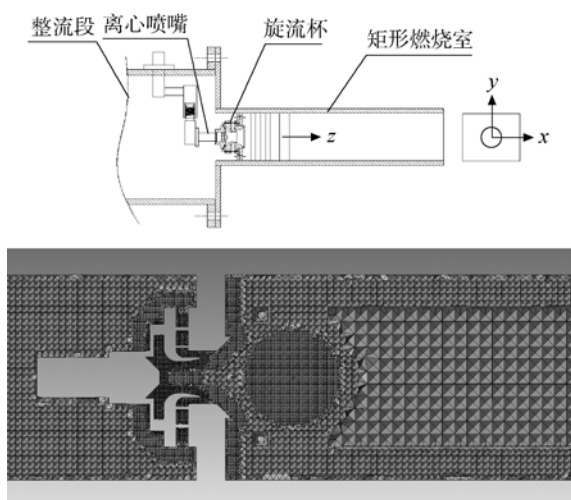


图8 PDA测量截面和CFD计算网格

Fig. 8 Measuring section for PDA and 3-D grid for CFD

图9比较了旋流杯出口下游不同轴向位置处PDA测得的轴向速度 u 分布试验数据与计算流

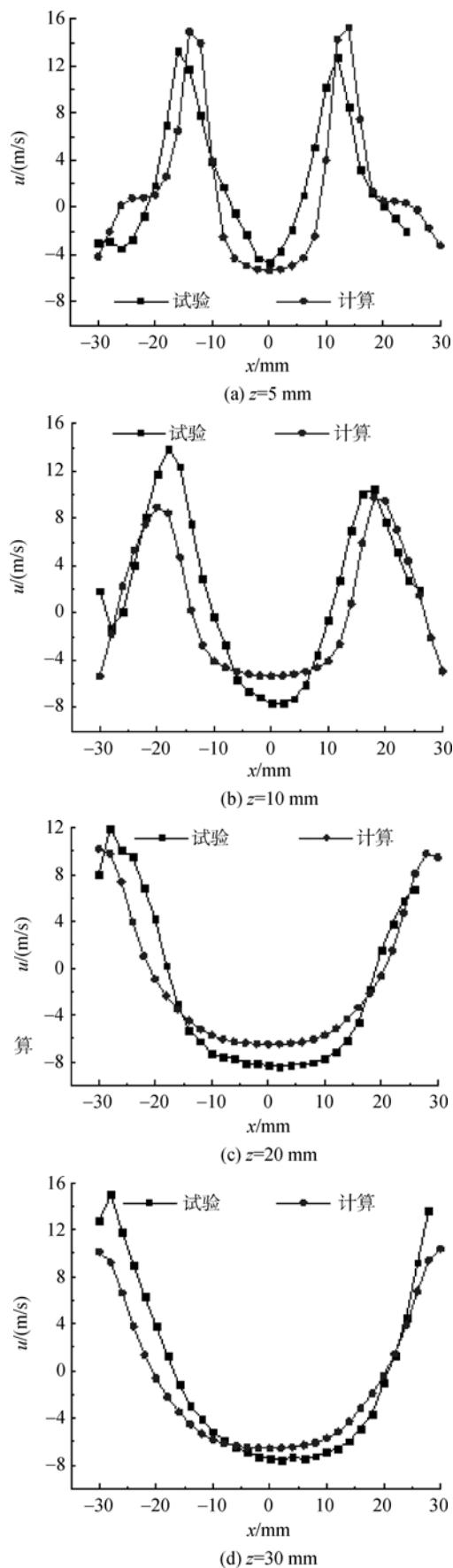


图9 试验与CFD计算的轴向速度对比

Fig. 9 Comparison of axial velocity between experiment and CFD

体动力学(CFD)软件 Fluent 的计算结果. 从图中可以看到在整个测量范围内, 数值计算的结果较好的模拟出了旋流杯出口下游流场的变化趋势, 不同轴向位置处的轴向速度分布曲线基本能够与试验结果相吻合, 说明本文选取的计算模型能够用来较为准确的模拟强旋流的冷态流场, 数值计算的结果是可信的.

4.3 计算结果和分析

图 10 所示为不同方案燃烧室头部中心截面的冷态流场图. 对比可以发现旋流杯套筒混合长度对火焰筒头部的流场结构有很大影响, 当套筒混合段长度过长时, 由于一、二级反向旋转射流在混合段内相互作用时间增加, 限制了气流的径向发展, 使得两股旋转射流离开套筒出口时径向速度 v 减小, 旋流杯出口的旋转射流扩张角度相应减小, 射流中心往中心线靠拢, 中心回流区也减小, 且回流区结构不再对称. 造成这种现象的原因是回流燃烧室结构的特殊性, 上下主燃孔采用非对称排布, 造成了头部区域气流结构的不对

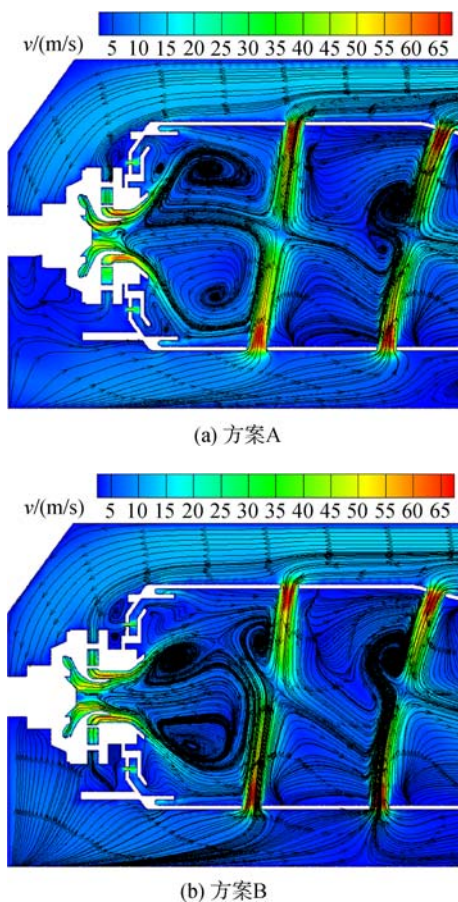


图 10 不同旋流杯方案冷态流场对比
Fig. 10 Cold flow field of different cases

称, 而随着旋流杯套筒混合段长度的增加, 头部旋转射流靠近中心线而无法完全扩散, 从而使这种不对称性更加显著.

图 11 所示为中心截面火焰筒头部距旋流杯出口 23 mm 范围内轴向零速度线, 该线所包围的范围大小表征了中心截面回流区的大小和形状. 方案 A 的回流区明显要比方案 B 的“饱满”, 这是由于过长的套筒混合段长度一方面限制了旋转射流的径向速度发展, 更重要的是加速了两股反向旋转射流的衰减, 使得旋流杯出口的切向速度减小, 中心负压区减小, 中心回流区明显变小. 同时由图可知, 所有方案的中心回流区都能被主燃孔射流很好的截止住, 这对于控制火焰长度是有好处的. 说明过长的套筒混合段长度将导致中心回流区变小.

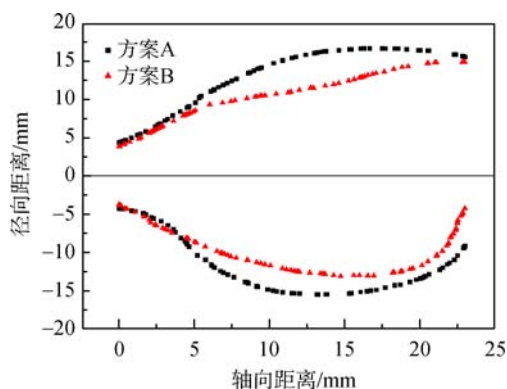


图 11 $z=0$ mm 时, 不同旋流杯方案中心轴向零速度线
Fig. 11 Central recirculation zone of different cases at $z=0$ mm

图 12~图 14 对比了不同方案火焰筒头部中心截面在不同轴向位置处的轴向速度 u 、径向速度 v 和切向速度 ω 沿径向的曲线分布, 定义旋流杯出口中心位置为坐标原点. 从图 12 中可以看到在旋流杯出口均存在负速度区域, 说明旋流杯产生的旋流强度较强, 回流区进入了旋流杯内, 随着径向高度的增加, 在到达速度峰值位置之前, 在同一径向位置, 方案 B 的轴向速度要大于方案 A, 且随着轴向位置的增加这种趋势更加明显, 同时方案 B 的轴向速度峰值也要大于方案 A, 且峰值位置更靠近中心. 由图 13 和图 14 可知, 在同一轴向上, 方案 B 的径向速度和切向速度峰值相对方案 A 有所减小, 且随着轴向位置的增加, 这种趋势也变得更加明显, 说明过长的套筒混合段长度不仅造成了旋流杯出口径向速度的减弱, 同时也导致了旋流杯出口切向速度的衰减.

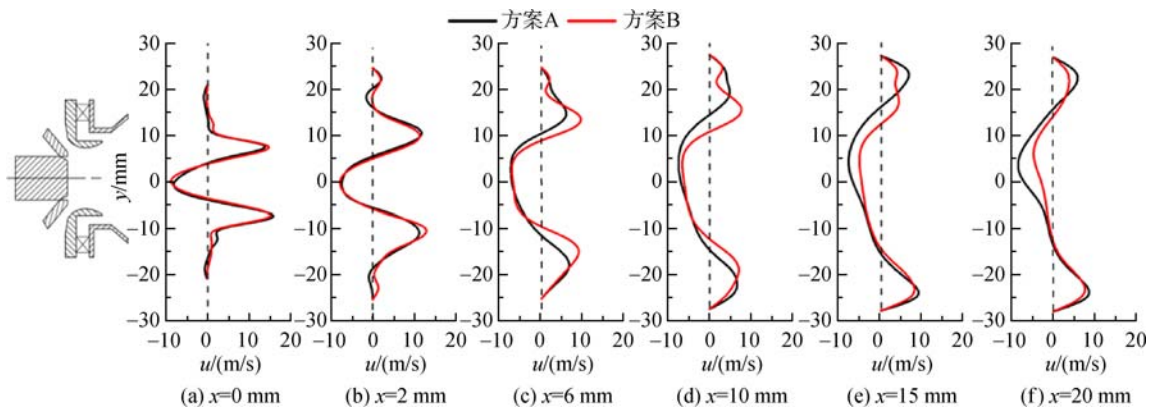


图 12 不同方案的轴向速度分布图

Fig. 12 Axial velocity profiles for different cases

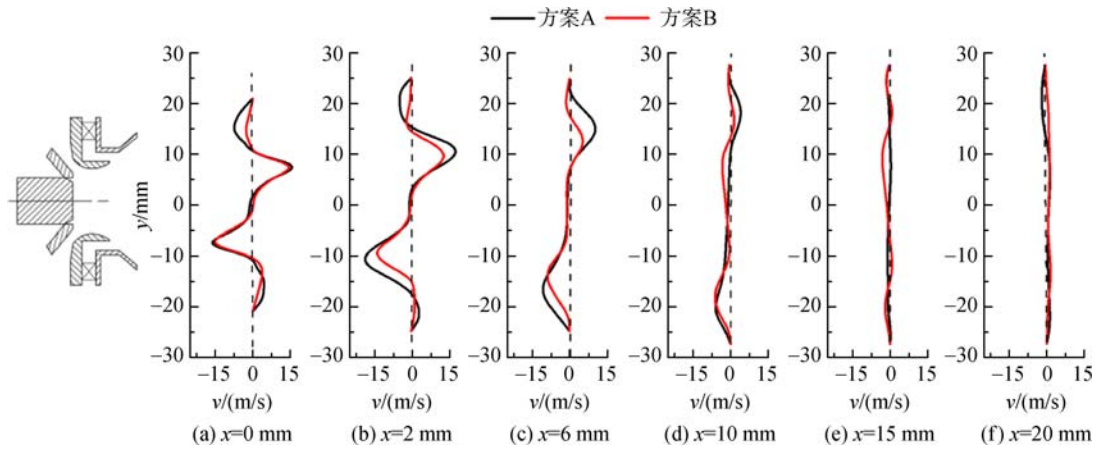


图 13 不同方案的径向速度分布图

Fig. 13 Radial velocity profiles for different cases

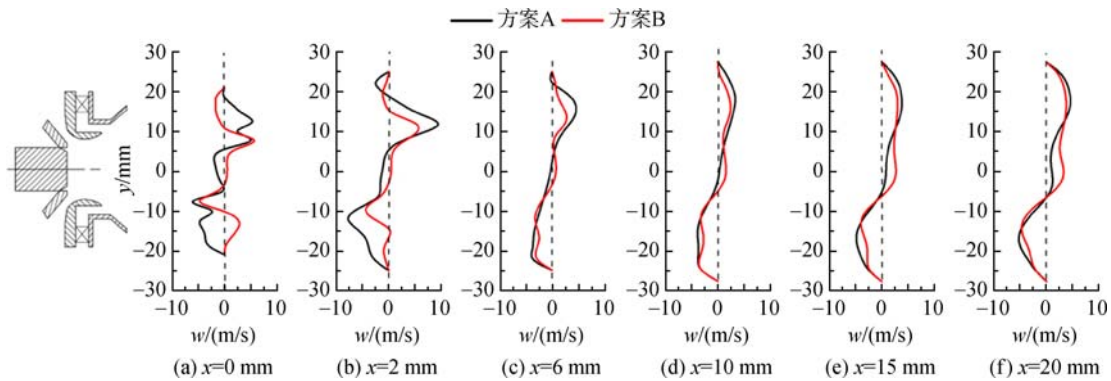


图 14 不同方案的切向速度分布图

Fig. 14 Tangential velocity profiles for different cases

图 15 所示为方案 A 和方案 B 火焰筒头部的燃油运动轨迹对比图。

由图 15 可知,方案 A 的旋流杯出口油雾张角约为 80° ,方案 B 的油雾张角约为 53° ,方案 B

套筒混合段长度过长,导致火焰筒头部的油雾张角也随着减小,同时从数值计算的结果也证明了过长的套筒混合段长度导致燃油喷射到套筒内壁上,从而影响了油雾在火焰筒中的分布.说明旋流

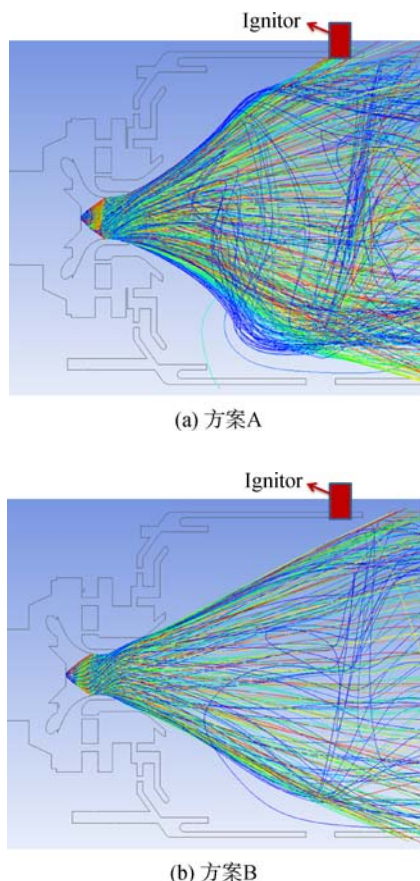


图15 不同旋流杯方案头部油雾分布图

Fig. 15 Spray distributions of different domes

杯套筒混合段长度不仅对头部流场有重要影响,而且对油雾分布也起到了控制作用。

5 点火性能分析

常压点火试验结果表明套筒混合段长度是影响燃烧室点火性能的一个重要的设计参数。从喷雾试验与数值模拟的结果可知套筒混合段长度的变化不仅影响了旋流杯内的油雾运动轨迹,而且也影响了旋流杯出口下游的流场造成了重要影响。在燃烧室的整个点火过程中,主燃区的流动特性、旋流喷雾的粒径大小和分布以及当量比的分布等对火焰传播和稳定起决定作用,是影响点火成功与否的关键因素。从喷雾试验的结果可知,过长的套筒混合段长度将导致文氏管出来的燃油喷射到套筒混合段内壁上,从而使旋流杯出口的喷雾锥角减小,燃油雾化变差,造成点火器局部附近缺少满足着火的必要可燃介质浓度,同时燃油蒸发变成燃油蒸气满足油气可燃极限的蒸发时间变长,导致点火性能变差。同时由数值模拟的结果可知,过长的套筒混合段长度造成了旋流杯出口气流的轴向速度增大,径向速度和切向速度减小,旋流杯出

口的旋转射流扩张角度相应减小,射流中心往中心线靠拢,中心回流区减小,一方面造成了大量燃油集聚在火焰筒中心处,另一方面过高的旋转射流速度可能导致了点火器产生的初始火团无法向火焰筒头部传播而被吹熄,最终造成了燃烧室点火性能变差。

6 结论

本文采用试验和数值分析的方法对两种双级旋流杯套筒混合段长度对燃烧室常压点火性能的影响进行了研究,得出了以下结论:

- 1) 旋流杯套筒混合段长度对燃烧室的点火性能有很大影响,在本文研究中,过长的套筒混合段长度导致点火性能恶化;
- 2) 过长的套筒混合段长度将导致旋流杯出口的喷雾锥角减小,燃油雾化变差;
- 3) 过长的套筒混合段长度将造成了旋流杯出口气流的径向速度和切向速度减小,旋流杯出口的旋转射流扩张角度相应减小,射流中心往中心线靠拢,中心回流区减小。

参考文献:

- [1] 彭泽琰,刘刚. 航空燃气轮机原理[M]. 北京:国防工业出版社,2000.
- [2] Peters J E, Mellor A M. An ignition model for quiescent fuel sprays[J]. Combustion and Flame, 1980, 38(80): 65-74.
- [3] Ballal D R, Lefebvre A H. A general model of spark ignition for gaseous and liquid fuel-air mixture[C] // 18th Symposium (International) on Combustion. Waterloo: Combustion Institute, 1981: 1737-1746.
- [4] Lefebvre A H. Gas turbine combustion[M]. Philadelphia, PA, USA: Taylor & Francis Press, 1999.
- [5] Mellor A M. Design of modern turbine combustors[M]. London: Academic Press, 1990.
- [6] Read R W. Experimental investigations into high-altitude relight of a gas turbine[D]. Cambridge: University of Cambridge, 2008.
- [7] Mosbach T, Sadanandan R, Meier W, et al. Experimental analysis of altitude relight under realistic conditions using laser and high-speed video techniques[R]. ASME Paper 2010-GT-22625, 2010.
- [8] Linassier G, Viguier C, Verdier H, et al. Experimental investigations of the ignition performances on a multi-sector combustor under high altitude conditions[R]. AIAA-2012-0934, 2012.
- [9] Marchione T, Ahmed S F, Mastorakos E. Ignition of turbulent swirling *n*-heptane spray flames using single and multiple sparks[J]. Combustion and Flame, 2009, 156(1): 166-180.

- [10] Ahmed S F, Mastorakos E. Spark ignition of lifted turbulent jet flames[J]. *Combustion and Flame*, 2006, 146(1/2):215-231.
- [11] Letty C, Mastorakos E, Masri A R, et al. Structure of igniting ethanol and *n*-heptane spray flames with and without swirl[J]. *Experimental Thermal and Fluid Science*, 2012, 43:47-54.
- [12] Mastorakos E. Ignition of turbulent non-premixed flames[J]. *Progress in Energy and Combustion Science*, 2009, 35(1):57-97.
- [13] 程波, 徐华胜, 史家荣. 某环形燃烧室地面起点点火试验研究[C]//中国航空学会第十四届燃烧与传热传质学术交流会论文集. 沈阳:中国航空学会, 2007:201-206.
- [14] 史家荣. 短环燃烧室点火和燃烧稳定性能研究[C]//中国航空学会青年科技论坛论文集. 银川:中国航空学会, 2005:268-273.
- [15] 薛鑫, 林宇震, 张弛, 等. 火焰筒压力损失对点火特性的影响[J]. *航空动力学报*, 2012, 27(10):2229-2235.
XUE Xin, LIN Yuzhen, ZHANG Chi, et al. Effects of liner pressure loss on combustor ignition performances [J]. *Journal of Aerospace Power*, 2012, 27(10):2229-2235. (in Chinese)
- [16] 张弛, 王建臣, 覃清钦, 等. 微型燃气轮机乙醇燃烧室点火与熄火试验[J]. *航空动力学报*, 2009, 24(9):1930-1936.
ZHANG Chi, WANG Jianchen, QIN Qingqin, et al. Experimental research on ignition and lean blowout for micro gas turbine ethanol combustor[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2009, 24(9):1930-1936. (in Chinese)
- [17] 方昌德. 世界航空发动机手册[M]. 北京:航空工业出版社, 1996.
- [18] WANG Xiaofeng, LIN Yuzhen, HU Haosheng, et al. Effect of swirl cup's venturi shape on spray structure and ignition process[R]. ASME Paper 2014-GT-25216, 2014.
- [19] Kobayashi M, Ogata H, Oda T, et al. Improvement on ignition performance for a lean staged low NO_x combustor [R]. ASME Paper 2011-GT-46187, 2011.
- [20] KANG Yao, LIN Yuzhen, SONG Shuangwen, et al. Effects of sleeve divergence angle of dual-stage swirl cup on the ignition performance[R]. ASME Paper 2014-GT-25782, 2014.
- [21] 于锦峰, 郭志辉, 张君锋, 等. 套筒长度对火焰筒流场和雾化特性的影响[J]. *航空动力学报*, 2009, 24(11):2506-2513.
YU Jinfeng, GUO Zhihui, ZHANG Junfeng, et al. Experimental study the effect of flare sleeve length on the flow-field and spray characterization of a combustor swirl cup [J]. *Journal of Aerospace Power*, 2009, 24(11):2506-2513. (in Chinese)
- [22] 夏立峰, 刁瑶朋, 郭志辉. 套筒结构参数对头部流场和喷雾场的影响[C]//中国航空学会第十四届燃烧与传热传质学术交流会论文集. 沈阳:中国航空学会, 2007:472-478.
- [23] 康尧, 林宇震, 霍伟业, 等. 双级旋流杯结构变化对点火特性的影响研究[J]. *推进技术*, 2014, 35(5):675-680.
KANG Yao, LIN Yuzhen, HUO Weiye, et al. Effects of hardware geometry of dual-stage swirl cup on ignition performance[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2014, 35(5):675-680. (in Chinese)
- [24] 罗国良, 宋双文, 胡好生, 等. 旋流杯空气雾化喷嘴套筒出口形状对小型燃烧室点火性能的影响[J]. *航空动力学报*, 2011, 26(8):1708-1712.
LUO Guoliang, SONG Shuangwen, HU Haosheng, et al. Influences of the swirl cup flares design on the small combustor ignition performances [J]. *Journal of Aerospace Power*, 2011, 26(8):1708-1712. (in Chinese)
- [25] 林宇震, 林培华, 许全宏, 等. 复合式收扩套筒空气雾化喷嘴燃烧室点火研究[J]. *航空动力学报*, 2007, 22(3):342-346.
LIN Yuzhen, LIN Peihua, XU Quanhong, et al. Research on ignition performance of a hybrid airblast atomizer combustor with convergent-divergent[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2007, 22(3):342-346. (in Chinese)

(编辑:秦理曼)