

文章编号: 1000-8055 (2004) 03-0332-06

旋流杯燃烧室头部流场与喷雾 对贫油熄火的影响

袁怡祥, 林宇震, 刘高恩

(北京航空航天大学 航空发动机气动热力重点实验室, 北京 100083)

摘要: 对两种不同的燃烧室头部(三旋流杯头部为A型、双旋流杯头部为B型)进行了研究。对有两种头部的燃烧室进行了冷态流场的数值模拟,用粒子动态分析仪(PDA)测量了两种头部的速度场和喷雾场,结合慢车工况的贫油熄火试验结果进行了分析。结果表明:A型头部喷雾的索太尔平均直径(SMD)和均匀度能满足燃烧室的性能要求,比B型头部的要好,但其贫熄特性不理想。而B型头部的贫熄特性好于A型;A型头部的内旋流器气流流量应减小一些,以利于喷嘴端部低压区的形成,这样有可能进一步降低贫油熄火油气比。

关键词: 航空; 航天推进系统; 燃烧室; 航空发动机; 旋流杯; 三级旋流; 喷雾; 贫油熄火

中图分类号: V 231.2

文献标识码: A

The Effect of Flow Field and Fuel Spray of Combustor with Swirl Cup on Lean Blowout Limit at Idle Condition

YUAN Yixiang, LIN Yuzhen, LIU Gao'en

(National Key Laboratory of Aircraft engine,

Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract Two kinds of combustor domes were investigated, of which one was that with three swirlers (A model), and the other with two swirlers (B model). Computation was conducted for flow field of these combustors. Flow field and fuel spray of the two designs were measured by Phase Doppler Analysis (PDA). The lean blowout fuel air ratio and flame photo were obtained. The results showed that the A model had better Sauter Mean Diameter (SMD) & uniformity than B model, but it had a worse lean blowout performance, and the flow rate in the inner swirler of A model should decrease to establish a low pressure stagnation region which would be helpful to improve the lean blowout fuel air ratio.

Key words aerospace propulsion system; combustor; aircraft engine; swirl cup; three swirlers; fuel spray; lean blowout

军用航空发动机慢车工况的贫油熄火油气比如果能小于或等于0.005的设计指标,那么在高空一般就能燃烧稳定,在机动飞行时不易熄火^[1]。目前高温升燃烧室发展趋势在设计点状态(起飞状

态)则希望燃烧室油气比进一步加大(从0.025加大到0.035),但同时要求冒烟数小于一定的数值(目前要求小于20)。上述的要求对于燃烧室流场结构组织以及头部喷雾系统的设计特别是主燃区

收稿日期: 2003-06-20; 修订日期: 2004-04-22

作者简介: 袁怡祥(1973-),男,湖南长沙人,北京航空航天大学航空发动机气动热力重点实验室博士生,主要从事燃烧研究

的设计提出了新的挑战。

燃烧室头部的组织燃烧是一个值得重点研究的方面。几十年来,出于对减少冒烟和拓宽稳定工作范围的需要,头部旋流器的级数从单级^[2]发展到双级^[3]、三级^[4],喷嘴从压力雾化发展到气动雾化、组合式雾化。

气动雾化喷嘴的优点是燃烧室出口温度分布几乎不受燃油流量的改变的影响,以及具有相对较低的火焰筒壁温和冒烟。不利方面是在启动和高空再点火时,稳定范围相当窄以及喷雾质量很差,这是因为此时流过燃烧室的空气速度很低,油膜和气之间的相对速度很低,气流对油膜的剪切作用不强。

从设计方案来讲,采用三级旋流用来增强头部主燃区的混合过程以及改善冒烟的倾向。本文的研究特点是采用三级旋流的头部和双旋流杯头部进行试验和计算的对比研究,以改进三级旋流头部的设计,扩大燃烧室稳定工作范围。

1 两种头部结构

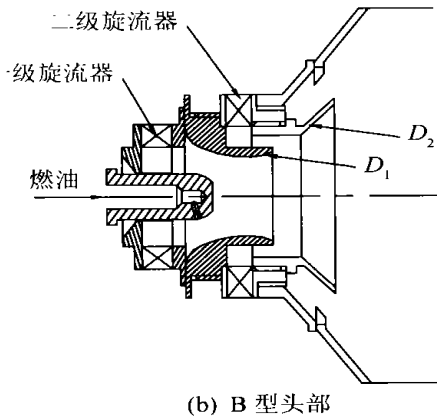
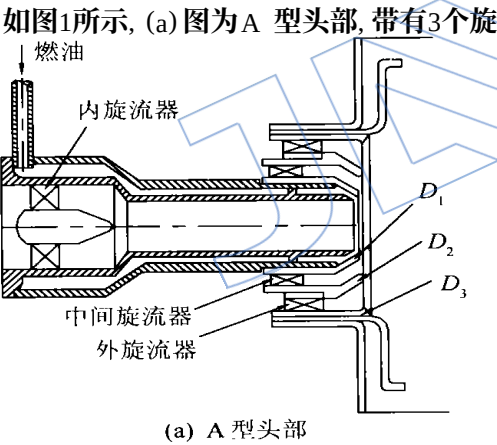


图1 两种旋流杯头部结构示意图

Fig 1 Two kinds of swirl-cup domes

流器: 内、中、外旋流器, 中间旋流器旋流方向与内旋流器旋流方向相反, 而外旋流器方向与内旋流器旋流方向相同, 3个旋流器都是轴向旋流器, 旋流叶片为螺旋形叶片。A 型头部的燃油经过螺旋形槽道从(a)图中的 D_1 处成油膜排出, 受到来自于内旋流器和中间旋流器气体的冲击和剪切作用, 属于气动雾化。(b) 图为 B 型双旋流杯头部, 两级旋流器: 一级、二级旋流器, 旋流方向相反, 皆为径向进气旋流器, 与之相配的喷嘴是压力雾化喷嘴。

A 型头部的内旋流器用来提供头部的内部气流, 而中间螺旋形叶片轴向旋流器提供气流直接吹向油膜出口, 内旋流器和中间旋流器共同作用对油膜进行冲击和剪切。外旋流器(第三级)用来辅助形成良好的喷雾分布。

B 型头部的一级旋流器提供气流帮助打到文氏管壁上的燃油形成油膜, 二级旋流器气流对油膜进行剪切和冲击, 使得燃油雾化。

2 火焰观察试验

在常压下, 对装有 A 型、B 型头部的单头部矩形燃烧室分别进行了贫油熄火试验, 拍摄到接近熄火时刻的火焰图像如图2所示。

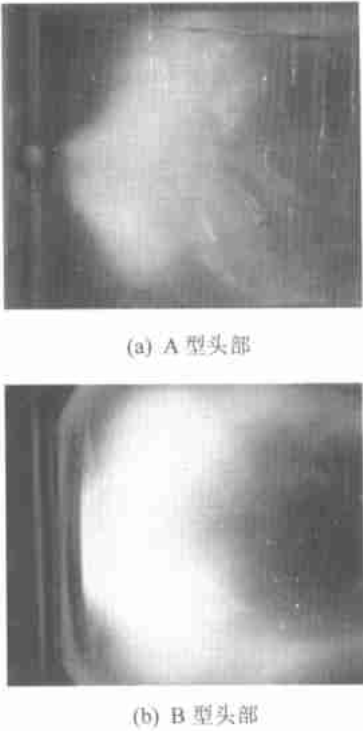


图2 接近熄火时刻的火焰图像

Fig 2 Photo of flame near lean blowout

表1 两种头部的常压贫油熄火燃烧现象对比

Table 1 Combustion phenomenon's contrast near lean blowout at a mosphere pressure

头部	燃烧现象	贫油熄火油气比
A 型头部	1 没有明显的回流区	0.006 8
	2 火焰在主燃孔前为蓝白色, 其后红黄色	
	3 接近熄火时的噪声频率低	
	4 从喷嘴出口的中心气流较强	
B 型头部	1 有明显的轴对称回流区	0.005 1
	2 火焰主要呈红黄色, 烧得发白	
	3 火焰团有所回缩	
	4 接近熄火时的噪声频率高	
	5 从后方向喷嘴方向回流的气流较强	

贫油熄火火焰观察试验得到如表1所示的对比结果。

可见, 两种不同头部的燃烧现象是有很大的不同的, 得到的贫油熄火油气比也有较大差别。由于燃烧室流场的组织和结构对燃烧性能有很重要的影响。下文就针对两种不同头部的燃烧室内部流场进行模拟计算, 并针对两种不同头部用 PDA 来测试其流场和喷雾场, 以期解释上述燃烧现象。

3 冷态流场数值计算

3.1 几何模型及网格划分

如图3所示, 数值模拟所针对的几何结构来自于典型的现代发动机的短环形单头部燃烧室, 气流经过扩压器, 然后分三股进入燃烧室, 一股是从头部进入, 一股是从主燃孔进入, 一股是从掺混孔进入。几何结构没有考虑冷却气膜小孔的影响。

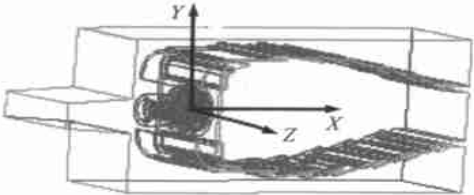


图3 燃烧室三维结构

Fig 3 Three-dimension combustor model

三股气流量的比例也是典型的分配比例。计算是三维的, 坐标的原点位于外旋流器出口的中心。采用商用软件作为流动求解器。由于几何结构体的复杂, 采用非结构化网格, 旋流器和主燃孔、掺混

孔附近的网格进行了加密, 共60多万网格。

3.2 控制方程和边界条件

计算方法采用速度场和压力场耦合的显式计算, 假设流动为稳态。

控制方程使用 N-S 方程, 湍流对流动的影响使用 RNG $k-\epsilon$ 湍流模型, 旋流的影响使用 swirl-dominated model 模型进行修正。近壁面的处理采用标准的壁面函数。边界条件是给定燃烧室进口总压(即刚进入扩压器的总压)和出口静压。设燃烧室扩压器进口压力为 106.4 kPa, 燃烧室出口为大气压 101.325 kPa, 燃烧室的压力损失约为 5%, 是现代燃烧室设计压力降。为简化起见, 单头部燃烧室的两个侧面的壁面认为是固壁。控制方程的离散化在空间上使用二阶精度迎风差分格式。计算过程中使用了多重网格加速收敛。

3.3 数值模拟结果

图 4 中, A 处为 101.476 kPa, B 处为 101.414 kPa, C 处为 101.352 kPa, D 处为 100.98 kPa。可见, B 型头部在旋流杯的出口的轴心处有比较大的低静压区域, 这有利于后面空气的回流。

由于 B 型头部旋流杯较大低静压区域的存在, 使得后面的气体在逆压力梯度的作用下向着旋流杯的方向回流, 在上下两排主燃孔的辅助作用下, 主燃区形成了轴对称的比较大的回流区域, 如图 5 所示, 这种流场结构有利于改善燃烧的稳定性的。

图 6 中, A 处静压为 101.511 kPa, B 处为 101.439 kPa, C 处为 101.367 kPa。可见, 在同样

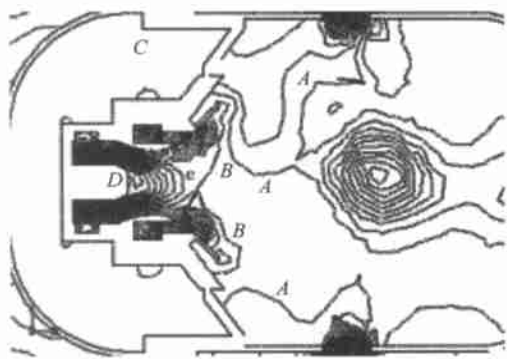
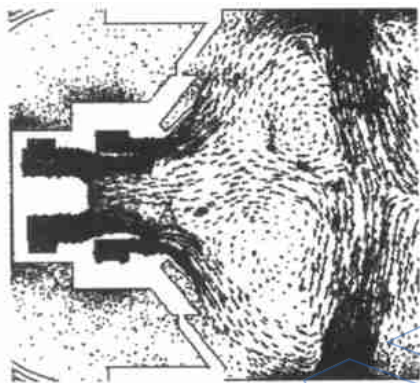
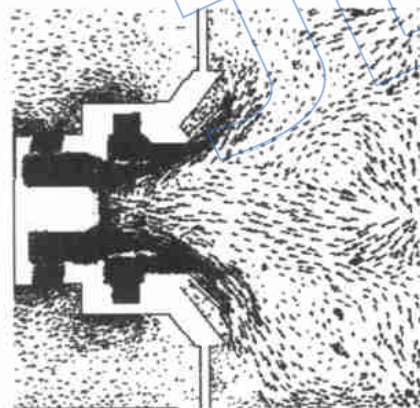


图4 B 型头部静压分布等值线图 ($Z=0$ 截面)

Fig 4 Static pressure contour of B dome at $Z=0$



(a) $Z=0$ 截面



(b) $Y=0$ 截面

图5 B 型头部的速度矢量

Fig 5 Velocity vector of B dome

的燃烧室进出口压降的条件下,A 型头部的静压分布与B 型头部相比有不同的特点: 一是在燃烧室相同的压降下,A 型头部附近的流场静压比B 型头部的要大。二是低静压区只局限在内旋流器叶片后的短小通道内, 而B 型头部的低静压区位于旋流杯及其出口附近的较大的扩张区域内。

由图7可以看出, 在主燃区 $Z=0$ 的截面内没

有明显的回流区域存在。同时, 内旋流器叶片后的短小通道内也没有小回流区的存在, 这主要是因为内旋流器内的流动是一种充满流动, 也就是说, 经过内旋流器的气流把低压回流区冲跑了。

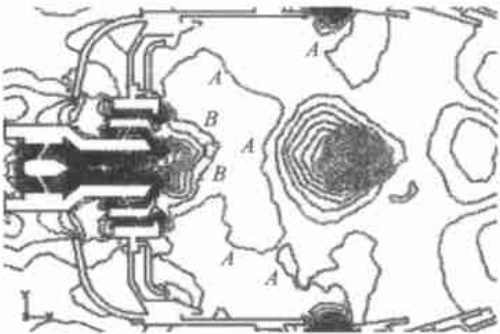
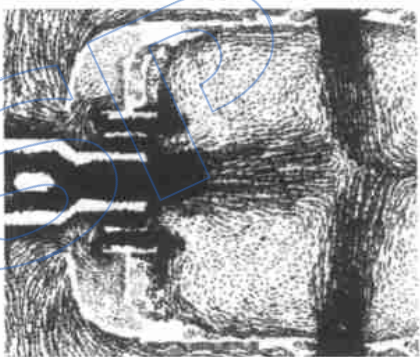
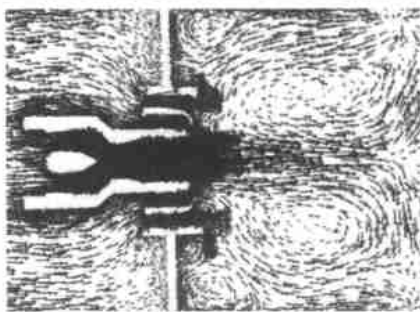


图6 A 型头部静压分布等值线图 ($Z=0$ 截面)

Fig 6 Static pressure contour of A dome at $Z=0$



(a) $Z=0$ 截面



(b) $Y=0$ 截面

图7 A 型头部的速度矢量

Fig 7 Velocity vector of A dome

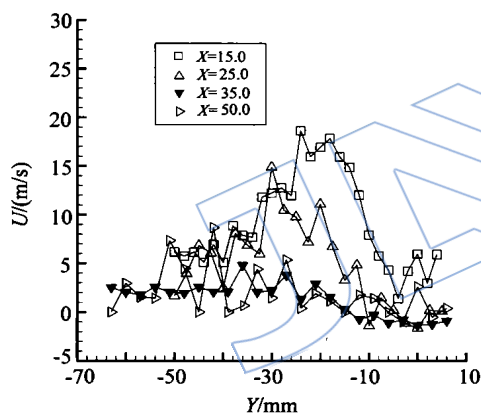
从旋流器过来的气流一直向前方冲击, 与主燃孔的射流相遇, 这种流动结构不适宜于形成主燃区的回流区。而主燃区的回流区域主要出现在 $Y=0$ 的截面, 而且回流方向与B 型头部 $Y=0$ 的截面的回流区方向相反。相比而言, 这种回流区与

B 型的回流区相比,强度就差多了。

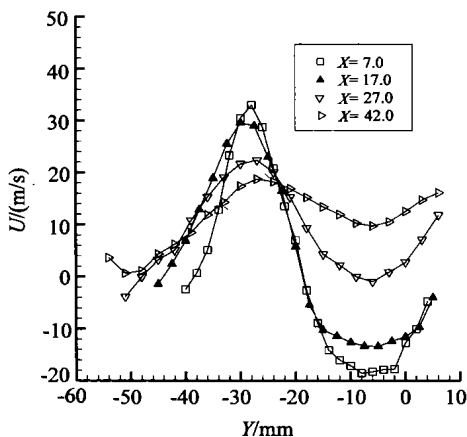
由上面的比较可见,流场的组织和结构对燃烧性能有很重要的影响。回流区的存在状况对燃烧稳定性有直接的影响。A 型头部的内旋流器气量分配过大(内、中、外旋流器气体流通量的比为 24%/32%/44%)不利于回流区的形成,不利于贫油熄火油气比的减小,所以应针对之重新分配气量。内旋流器设计成具有流动面积在流动方向上逐渐减小然后扩张的流线型结构,这样既能抑制边界层的增长和分离,又有利于低压区的生成。

4 头部喷雾场的模拟试验及 PDA 测量

对上述两种头部的方案进行了喷雾场的测量,进行 PDA 测试时的头部方案在几何上与数值模拟时的不同是去掉了后面的主燃孔和掺混孔,只考虑头部气流对喷雾的影响。测量时的坐标系与上文中数值模拟采用的坐标系一样。



(a) A 型头部



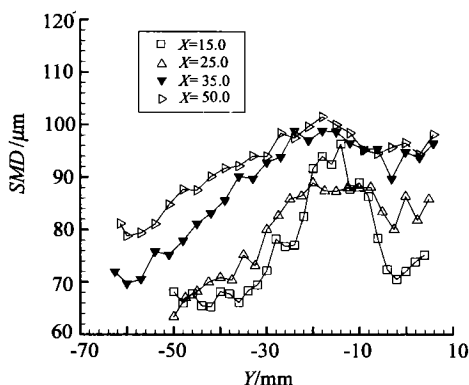
(b) B 型头部

图8 两种头部的平均轴向(X 向)速度

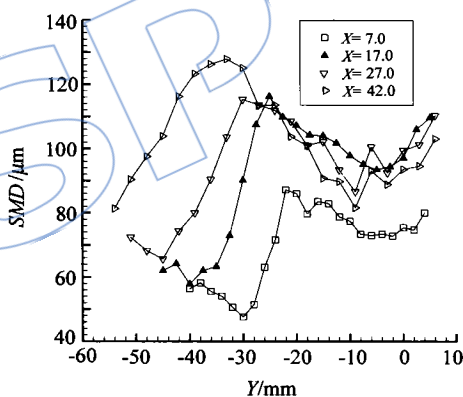
Fig 8 Mean velocity of X direction

模拟的是常压,进出口的压降为5 000 Pa,出

口为大气压,用水来模拟燃油。A 型头部试验时的气液比为4.86(气流量为0.035 kg/s,水流量为7.2 g/s);B 型头部试验时的气液比为4.15(气流量为0.032 kg/s,水流量为7.7 g/s)。有代表性的测量结果如图8、图9所示。图中横坐标的0点表示喷嘴中心位置。



(a) A 型头部



(b) B 型头部

图9 两种头部的 SMD 分布

Fig 9 SMD of two kinds of domes

图8中,纵坐标 U 表示轴向(X 向)的平均速度,不同的曲线表示离喷嘴出口距离不同(即 X 值不同)的位置处的测量值。由图8可以看出,A 型头部的中心气流比较强,回流区既不集中,也不明显。而B 型头部的回流区非常明显且集中,显然,B 型头部的这个特点更有利于燃烧的组织,以及低工况下燃烧的稳定。

图9中,纵坐标 SMD 表示粒子的索太尔直径,单位为 μm 。由图9可知,A 型头部的雾化性能比较良好,水滴 SMD 直径分布在 $60 \mu\text{m}$ 到 $100 \mu\text{m}$ 之间,分布也比较均匀,而B 型头部的 SMD 直径分布更分散一些,范围是 $50 \mu\text{m}$ 到 $130 \mu\text{m}$ 之间。

相比而言,A 型头部粒径分布更均匀的这个

特点更有利于大工况下燃烧时降低冒烟; 而B型头部的粒径相对分散一些的这个特点(在满足雾化细度的前提下)有利于低工况下燃烧的稳定。对于A型头部而言, 内旋流器和中间旋流器的空气径直吹向预膜出口, 对油膜起冲击和剪切的双重作用, 所以获得比B型头部更好的喷雾均匀性。如何综合利用这两种旋流杯头部结构的各自优点来设计燃烧室旋流杯头部, 对于拓宽燃烧室的燃烧稳定工作范围、提升大工况下不易冒烟同时低工况下不易熄火的性能, 是将来需要进一步深入研究的课题。

5 结 论

计算和试验的结果表明:

- (1) A型头部的空气雾化喷嘴有比较好的喷雾均匀性, 但贫油熄火特性有待改善。
- (2) A型头部的内旋流器的流量分配比例不

宜过大, 否则不利于回流区的生成。

(3) 双旋流杯头部(B型头部)是经典的设计, 有比较好的贫油熄火特性。它需要改进的地方是燃烧室油气比增加以后如何抑制冒烟。

(4) 如果能把二者有效的结合起来, 应该能设计出既有好的贫油熄火特性又能抑制冒烟的燃烧室头部。

参考文献

[1] Bahr D W. Technology for the Design of High Temperature Rise Combustor[R]. AIAA Paper 85- 1292, 1985

[2] Beer J M , Chigier N A. Combustion Aerodynamics[M]. Applied Science Publishers Ltd , 1972

[3] 刘高恩, 吴文东编译. 高效节能发动机文集(第四分册)[M]. 北京: 航空工业出版社, 1991.

[4] Mongia H C, Gore J P, et al Combustion Research Needs for Helping Development of Next-Generation Advanced Combustors[R]. AIAA-2001- 3853, 2001.