

文章编号: 1000-8055(2003) 05-0639-06

燃油周向分级对贫油熄火油气比的影响

袁怡祥¹, 林宇震¹, 刘高恩¹, 胡国新², 龚 静¹

(1. 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;

2. 上海交通大学, 上海 200030)

摘要: 为降低贫油熄火油气比, 对双头部燃烧室进行了燃油周向分级贫油熄火模拟实验研究。实验考虑了进气速度、进气温度对贫油熄火油气比的影响。采用了三种不同长度的隔板来研究减少两个头部之间相互影响。试验结果表明: 与不分级燃烧相比, 燃油周向分级燃烧能够显著降低贫油熄火油气比。当燃烧室进气温度低于 400 K, 贫油熄火油气比随燃烧室进气空气流速的上升而明显下降, 当进气温度大于 400 K, 贫油熄火油气比对燃烧室进气温度和速度不敏感; 采取加在头部之间插入隔板的措施来降低燃烧室贫油熄火比, 效果并不显著。

关键词: 航空、航天推进系统; 燃烧室; 航空发动机; 燃油周向分级; 贫油熄火

中图分类号: V 231. 2

文献标识码: A

The Effect of Fuel-Circumferential Staging on Lean Blowout Limit at Idle Condition

YUAN Yi-xiang¹, LIN Yu-zhen¹, LIU Gao-en¹,
HU Guo-xin², GONG Jing¹

(1. Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China;

2. Shanghai JiaoTong University, Shanghai 200030, China)

Abstract: The experimental investigation was conducted for the fuel-circumferential-staging combustor with two domes to improve the lean blowout fuel air ratio. The effects of inlet temperature and inlet velocity were taken into account. Three pieces of clapboard with different length were placed between two domes to eliminate their mutual effects. Results showed that the combustor with fuel-circumferential-staging could obviously improve fuel air ratio at lean blow out. When the inlet temperature was lower than 400 K, fuel air ratio at lean blow out would decrease obviously with the rising of inlet velocity. When the inlet temperature was higher than 400 K, it wouldn't be sensitive to the inlet temperature and inlet velocity. However, the method was not so good in respect of reducing fuel air ratio at lean blow out by inserting clapboard into two domes.

Key words: aerospace propulsion system; combustor; aircraft engine;
fuel-circumferential-staging; lean blow out

1 引 言

随着航空发动机推重比的不断增加,所需油气比也相应提高,燃烧室温升和单位容积释热率增加,这就对航空发动机设计提出了更高的要求^[1]。其中一个重要问题是拓宽燃烧稳定工作范围。也就是减小贫油熄火油气比以及增大设计点的油气比,本文工作针对的是减小贫油熄火油气比。

根据经验,军用航空发动机慢车工况的贫油熄火油气比能小于或等于0.005,那么在高空一般就能燃烧稳定,在机动飞行时不易熄火^[2,3]。

燃油周向分级对于全环形燃烧室来说,就是让燃烧室沿周向分布的部分头部供油,而另一部分头部不供油。如下面图1所示的全环形燃烧室,是一种周向分级方案,18个头部只有9个头部供油。

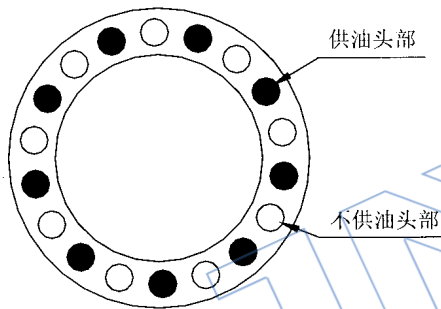


图1 燃油周向分级方案示意
Fig. 1 Fuel-circumferential-staging

燃油分级有三种方式:轴向分级、径向分级、周向分级。其中周向燃油分级方案最为简单易行,结构也较之其他两种方法简便,不会对原来燃烧室的结构进行大的调整和修改,故本文采用周向燃油分级方案。

但是Bahr D W^[4]研究发现,在周向燃油分级燃烧试验中,供油头部和不供油头部之间可能存在着相互影响,亦即不供油头部的气流对供油头部可能会产生淬熄作用。对此方面,研究相对较少。

为此本文首先研究无周向分级燃烧室贫油熄火油气比,作为基础,然后研究燃油周向分级时贫油熄火油气比,最后采用两头部之间加隔板的措施来研究两个头部之间的相互影响,与没插入隔板时相比较,来判断插入隔板对降低贫油熄火油气比是否有效。

2 实验方法、设备和实验程序

设计了双头部矩形燃烧室(见图3)来进行燃油周向分级的模拟实验,实验为常压试验。

2.1 试验系统

双头部燃烧室实验台结构示意图如图2所示。该系统主要由风机(提供试验燃烧室进气空气)、电炉加热器(用于试验燃烧室进气加热,模拟燃烧室进气温度)、双头部燃烧室试验件、双油路、燃烧室观察和摄像设备组成。实验台用于双头部燃烧室试验件贫油熄火试验。试验内容包括燃烧室流量测量、燃烧火焰摄像和贫油熄火分析等。

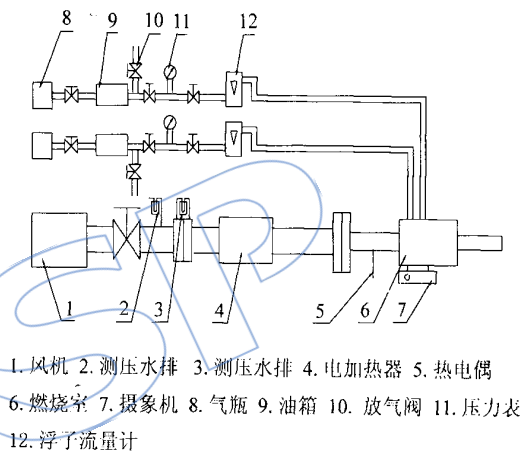


图2 双头部燃烧实验台系统
Fig. 2 Two dome combustor test system

双头部燃烧室试验件上开有玻璃观察窗,可以观察和摄录贫油熄火过程以及用来判断熄火时刻。

表1 实验状态参数范围
Table 1 Operation condition range

参 数	数值
气流量 $\dot{m}_a / (\text{kg/s})$	0~0.3
油流量 $\dot{m}_f / (\text{g/s})$	0~2
燃烧室进口压力 P_3^* / MPa	常压
燃烧室扩压器进口马赫数范围	0~0.34
燃烧室进口温度 T_3^* / K	275~475

另外,燃烧室的两个头部分别由各自的油路供油,两个油路独立调节。这样能方便的实现燃油周向分级。考虑到进行的是常压试验以及贫油熄火过程油流量特别小,喷嘴采用直射式喷嘴杆,

上面开有3个直径为0.5 mm 的小孔。另外, 在油路的设计上, 尽量使流量计接近喷嘴, 减少了反应时间, 使试验数据更加准确。实验的状态参数范围如表1所示。

2.2 双头部试验件

双头部燃烧室各部分的进气面积比例是: 头部开口面积占26. 5%, 主燃孔开口面积占26. 5%, 掺混孔开口面积占17. 5%, 冷却气膜孔开口面积占29. 5%。模拟的是现役发动机的燃烧室。

进行试验时如果两个头部中的一个供油, 另一个不供油, 模拟的就是燃烧室燃油周向分级的情况。两个头部同时都供油, 模拟的就是燃油周向不分级的情况。

为研究两个头部之间的相互影响, 避免未供油燃烧头部冷气进入已燃头部燃烧区中, 初步考虑采用在两个头部之间增加隔板的方法来达到这一目的。为此, 我们设计并加工了三组矩形隔板, 如图3中所示的两个头部中间的薄隔板, 其高度为燃烧室的高度, 其长度分别为 $L = 95\text{ mm}, 68\text{ mm}, 40\text{ mm}$, 其相对位置分别位于燃烧室壁面转折处(完全阻隔了两个头部掺混孔及其上游), 主燃孔处(完全阻隔了主燃孔)以及主燃孔上游16 mm 处。

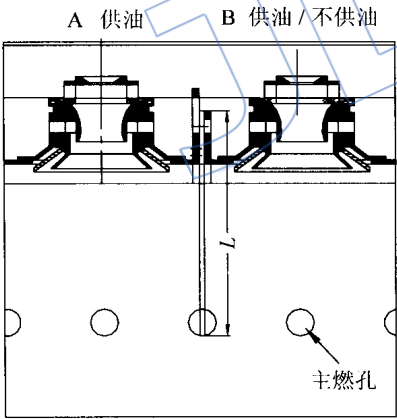


图3 加隔板后的头部
Fig. 3 Dome with clapboard

通过对加了不同长度的隔板后的燃烧室的贫油熄火油气比的数据比较, 就可知道此措施对燃烧室贫油熄火油气比的影响有多大。还可以具体的了解到底要多长的隔板会产生一个比较大的效果。从而可以采取最恰当的措施来减轻两个头部之间的相互影响。

2.3 实验程序

燃烧室两个头部分别为 A 和 B(见图3), 当燃油不分级时, 保持燃烧室的进气温度和进气速度不变, 记下燃烧室的进气温度, 进口处的总压和总静压差, 燃烧室点火, 然后逐渐的减小燃油流量, 直至分别发生贫油熄火。则应分别记下熄火时刻的两个头部的油流量 $\dot{m}_{f,a}$ 和 $\dot{m}_{f,b}$, 则 $\dot{m}_{f,a} + \dot{m}_{f,b}$ 即熄火时的油流量。

根据测得的燃烧室进口矩形段处截面处的总压 P_3^* , 静压 p_3 , 总温 T_3^* , 以及截面积 A_3 , 可以求出气流量 $\dot{m}_a$ 。则不分级时贫油熄火油气比为:

$$\left(\frac{f}{a}\right)_{\text{blow out}} = \frac{\dot{m}_{f,a} + \dot{m}_{f,b}}{\dot{m}_a}$$

当燃油分级时, 考虑到实际上 A 和 B 两个头部独立动作时的熄火油气比是会有差别的, 假设 A 先熄火, 故有下面的试验步骤: 保持燃烧室的进气温度和进气速度不变, 记下燃烧室的进气温度, 进口处的总压和总静压差, 燃烧室点火, 然后逐渐的减小燃油流量, 直至 A 发生贫油熄火。记下熄火时刻的油流量 $\dot{m}_{f,a}$ 。对 B 头部重复上面的过程, 得到 $\dot{m}_{f,b}$, 则取两个头部熄火时的油流量的算术平均值 $(\dot{m}_{f,a} + \dot{m}_{f,b}) / 2$ 作为熄火时的油流量。则分级时贫油熄火油气比为:

$$\left(\frac{f}{a}\right)_{\text{blow out}} = \frac{\dot{m}_{f,a} + \dot{m}_{f,b}}{2\dot{m}_a}$$

3 试验结果及分析

3.1 贫油熄火现象

通过试验件上的观察窗, 摄录到贫油熄火的过程, 截取熄火过程中的三个典型图片, 如图4~图6所示。

由图可见, 贫油熄火过程中有一些明显的现象:

- (1) 外圈的火焰始终存在从点燃一直到熄灭的整个过程之中, 这说明该处油气掺混良好, 在合适的油气比范围内。
- (2) 中间的火焰一直存在在整个贫油过程之中, 但其存在范围逐渐缩小。轴对称火焰涡团说明头部回流区在组织稳定燃烧的过程中起着很重要的作用。
- (3) 轴对称火焰涡团逐渐的缩小, 整个火焰涡团中间逐渐的缩小, 最后凹陷下去。火焰长度也逐渐缩短, 说明回流区温度在降低。

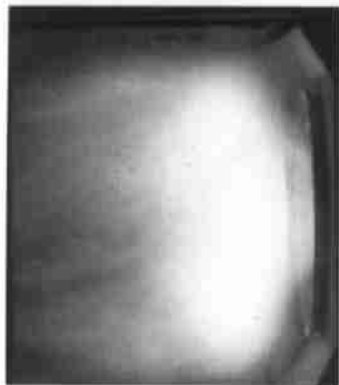


图 4 稳定燃烧时刻

Fig. 4 Steady combustion



图 5 减油过程正在进行

Fig. 5 When fuel being decreased



图 6 贫油熄火前瞬间

Fig. 6 Instant before lean blowout

3. 2 周向不分级时的贫油熄火油气比

两个头部同时供油, 保持燃烧室进气速度一定, 通过调节电加热器功率, 改变燃烧室的进气温度, 得到贫油熄火油气比随进气温度而变化的情况。如下图7所示的是保持燃烧室进气速度为70 m/s 的贫油熄火特性。

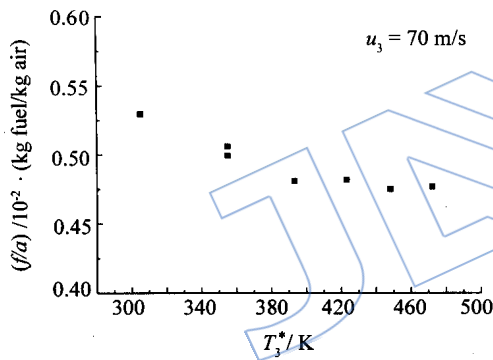


图7 进气温度对贫油熄火油气比的影响

Fig. 7 The effect of inlet temperature on lean blow out fuel air ratio

由图7可知, 在实验参数范围内, 在保持燃烧室进气速度为70 m/s 以及其他条件不变时, 随着燃烧室进气温度的提高, 当进气温度在400 K 以下时, 周向不分级燃烧时的贫油熄火油气比有所下降, 当在400 K 以上时, 贫油熄火油气比对燃烧室进气温度已经不敏感。

两个头部同时供油, 保持燃烧室进气温度一定, 通过进气阀门的调节, 改变燃烧室的进气速度, 得到贫油熄火油气比随进气速度而变化的情况。如下图8所示的是保持燃烧室进气温度不变的贫油熄火特性。所选取的定常温度在400 K 以下。

由图8可知, 在进气温度较低的情况下, 随着进气速度的提高, 贫油熄火油气比有明显的下降。

下图9是温度在400 K 以上的情况。

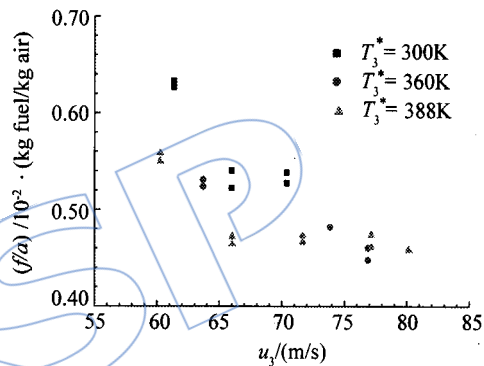


图8 进气速度对贫油熄火油气比的影响

Fig. 8 The effect of inlet velocity on lean blow out fuel air ratio

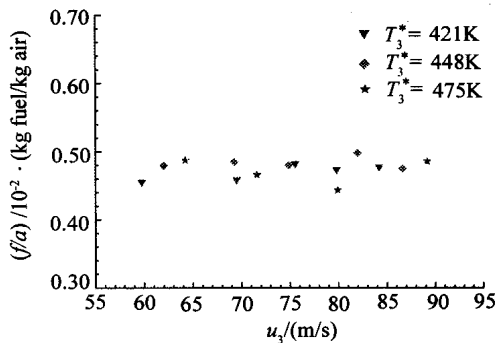


图9 进气速度的影响

Fig. 9 The effect of inlet velocity

这时发现当进气温度在400 K 以上时, 随着进气速度的增加, 贫油熄火油气比没有大的改变, 也就是说此时贫油熄火油气对燃烧室进气温度不太敏感, 这与针对图7的分析也是一致的。此时, 对燃烧室进气速度不太敏感, 当然前提是: 在图9中所示的流速范围内。

3.3 周向分级时的贫油熄火油气比

只给一个头部供油,保持燃烧室进气温度一定,改变燃烧室的进气速度,得到贫油熄火油气比随进气速度而变化的情况。如下图10所示的是燃油周向分级的贫油熄火特性。所选取的是定常温度388 K 的典型工况。图10中, $(a+b)/2$ 表示分级燃烧时的贫油熄火油气比,由图可知,在保持燃烧室进气温度为388 K 以及其他条件不变时,随着燃烧室进气速度的提高,分级燃烧的贫油熄火油气比下降。而 $(a+b)$ 表示两个头部同时供油的不分级燃烧时的贫油熄火油气比。由图可以明显的看出分级燃烧的贫油熄火油气比大有降低,降幅大约为0.001。

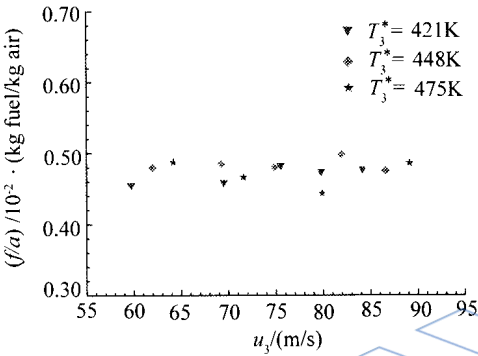


图10 分级燃烧时进气速度的影响

Fig. 10 The effect of inlet velocity with fuel-circumferential staging

把大量工况数据的计算结果列在同一张图上,得到图11。

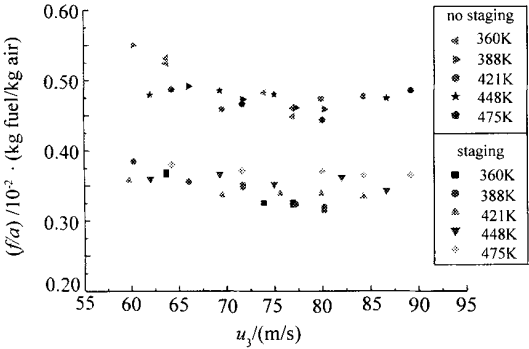


图11 分级燃烧和不分级燃烧的对比

Fig. 11 The contrast between with fuel-circumferential staging and without

图11中,下半部分为分级燃烧时的贫油熄火油气比,上半部分为不分级燃烧时的贫油熄火油气比。图11明显的显示了周向分级燃烧的贫油熄火油气比周向不分级燃烧大有降低,降幅约为

0.001。同时周向分级燃烧时贫油熄火油气比明显低于0.005。从燃烧室性能要求来看,周向分级燃烧不失为一种简单而有效的降低贫油熄火油气比,增加燃烧稳定工作范围的方法。同时上图表明:分级和不分级燃烧贫油熄火油气比的变化趋势基本一致。

3.4 加隔板对贫油熄火油气比的影响

通过实验,发现95 mm 长的隔板由于已经完全阻隔了两个头部的主燃区的缘故。燃烧室两个头部不能互相引燃,也阻隔了两个头部之间的相互影响。所以,试验数据只讨论长40 mm 和长68 mm 的隔板插入燃烧室两个头部之间时对贫油熄火油气比的影响。

插入隔板后,保持燃烧室进气速度为70 m/s,改变燃烧室的进气温度,得到贫油熄火油气比随进气温度而变化的情况,如图12所示。

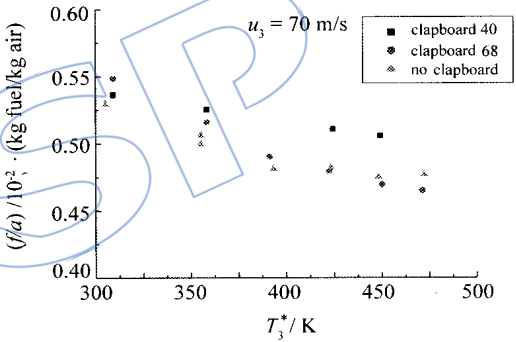


图12 不分级时隔板的影响

Fig. 12 The effect of clapboard without fuel-circumferential staging

从试验数据和图12可知,加隔板只是轻微改变了贫油熄火油气比。加隔板主要是起一个减小头部流场相互影响的作用。就实验结果也说明试验参数范围内两个头部之间的影响非常有限。所以,文章开头提出的不供油头部的气流对供油燃烧头部可能会产生的淬熄作用其实是非常有限的。

从图12来看,插入40 mm 隔板后,贫油熄火油气比反而略有上升。插入68 mm 隔板时,如果燃烧室头部进气温度较低(400 K 以下),贫油熄火油气比也略高于不插入隔板时。这可能是因为隔板的加入阻挡了两个头部之间油珠的互相渗透,使得另一个头部的新鲜混气不能很好的被点燃的结果。

图13表明燃烧室空气进气流速为70m/s,压力为常压时加隔板对贫油熄火油气比的影响。由

图13可知,在实验参数范围内,不分级燃烧时的贫油熄火油气比随着燃烧室进气温度的提高而有所下降,而分级燃烧时的贫油熄火油气比则基本保持稳定。总体上插入隔板对贫油熄火油气比的值影响很小。可见采取插入隔板这一措施来降低燃烧室贫油熄火比,并不是十分理想,还需要从其他方面着手。

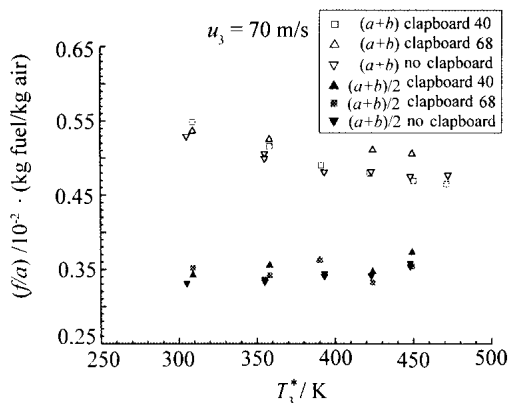


图13 隔板的影响

Fig. 13 The effect of clapboard

图13也显著表明插入隔板后,分级燃烧贫油熄火油气比比不分级燃烧仍然降低很多,降幅约为0.001。

4 结 论

本文贫油熄火油气比的研究结果,反映了典型两态混气贫油熄火出现的现象,加大进气流速,能改善燃油雾化和蒸发,增加两态混气中的气态油气比,对稳定火焰有利;而气流速度增加,使得混气在燃烧室回流区停留时间缩短,对于稳定火焰不利。速度变化对两态混气贫油熄火油气比的影响决定于两个因素中哪个大。由于本文实验工况的进气速度局限于60到85 m/s 的范围内,所以不能全面的看到速度的增加带来的影响。

从燃油蒸发的角度来考虑,增加空气进口温度,使燃油更好的雾化和蒸发,从而应该使贫油熄火油气比有所下降。

本文在模拟工况下对双头部矩形燃烧室进行贫油熄火油气比的试验研究表明:在实验参数范围内:

(1) 燃油周向分级燃烧能显著降低贫油熄火油气比,降幅约为0.001。

(2) 燃烧室进气温度在400 K 以下时,不分级燃烧的贫油熄火油气比随着进气速度的增加有明显的下降。当进气温度在400 K 以上时,贫油熄火油气比对进气温度和进气速度不太敏感。

(3) 采用在头部之间插入隔板的措施来降低贫油熄火油气比,效果并不理想,插入隔板后只是轻微改变了贫油熄火油气比。所以,减轻头部之间的相互影响还要从其他方面着手。同时也说明,在实验参数范围内,两个头部之间的相互影响并不是很大。

本文的研究指出了燃油周向分级燃烧不失为一种简单而有效的降低贫油熄火油气比、增加稳定工作范围的方法。然而,需要指出的是:上述结论都是在本文试验参数范围内得出的,能否推广至其他工况或者其他燃烧室结构还需要进行理论分析和试验研究。

参考文献:

- [1] Sikorski R L. An Overview of Some Combustion System Development Programs[R]. AIAA Paper 98- 3267.
- [2] Lefebvre A H. Gas Turbine Combustion, Second Edition[M]. Taylor & Francis, 1999.
- [3] Mellor A M . Design of Modern Turbine Combustor[M]. Academic Press, 1990.
- [4] Bahr D W . Technology for the Design of High Temperature Rise Combustor[R]. AIAA Paper 85- 12925.