

文章编号: 1000 8055(2008)10 1778-05

自稳火双旋流杯在非受限空间内的燃烧特性

张 弛, 汪志强, 林宇震

(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重点实验室, 北京 100191)

摘 要: 采用试验方法研究了一种适用于切向驻涡燃烧室的自稳火双旋流杯在非受限空间内的燃烧特性. 自稳火双旋流杯的方案特点是采用两级径向旋流器, 燃油从中心离心喷嘴喷出, 根据旋流器旋流强度和气量分配形成不同布局形式. 在常温常压条件下, 以 RP-3 航空煤油为燃料, 测量了三种结构的自稳火双旋流杯火焰特性以及贫油熄火油气比. 结果表明: 随着内旋流器气量减少和旋流数增加, 火焰稳定性将有所增强, 但火焰长度及总体形状没有变化.

关 键 词: 燃烧特性; 航空发动机; 切向驻涡燃烧室; 双旋流杯; 离心喷嘴; 贫油熄火

中图分类号: V231.2

文献标识码: A

Combustion characteristics of self-stabilized dual-swirler cup in the unconfined case

ZHANG Chi, WANG Zhi-qiang, LIN Yu-zhen

(National Key Laboratory on Aero-engines, School of Jet Propulsion,
Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: The combustion characteristics of the self-stabilized dual-swirler cup in the unconfined case, which is suitable for the tangential trapped vortex combustor, were investigated experimentally. The self-stabilized dual-swirler cup is characterized in that, the dual-swirler with radial holes is employed, and the fuel sprays from a pressure nozzle in the center. According to the different swirl numbers and air flux distributions of the swirler, different layouts are developed. In the experiment under normal temperature and pressure, RP-3, for example, was used as the fuel. Results show that, the flame stability increases and the length and shape of the flame remain unchanged with the decrease of the air flux distribution of the internal swirl and increase of its swirl number.

Key words: combustion characteristics; aircraft engine; tangential trapped vortex combustor; dual-swirler cup; pressure nozzle; lean blowout

常规航空发动机燃烧室内的燃烧组织主要是气流沿轴向流动, 在此基础上, 利用旋流器在主燃区形成局部低速回流区来稳定燃烧, 为了获得较好的流动损失特性, 要求其进出口气流沿轴向流动, 因此压气机前后级静叶片和涡轮导向叶片对于常规燃烧室来说是必不可少的部件, 这就增加了气动损失、结构复杂性和发动机尺寸. 为了从结

构上取消燃烧系统前后的导向叶片, 发展切向驻涡燃烧室以避免上述不足^[1].

切向驻涡燃烧室中的气流在驻涡空腔内主要绕发动机轴线作周向旋转流动, 形成一个大旋涡流动组织, 而液体燃油则以某种合适的供油方式进入旋转流动的气流中, 在环形驻涡空腔内完成燃烧, 最后高温燃气以旋流方式从燃烧室出口排

收稿日期: 2007-09-21; 修订日期: 2007-11-29

作者简介: 张弛 (1979-), 男, 四川成都人, 博士, 主要从事航空发动机燃烧室燃烧及传热传质研究.

出. 强烈旋涡会产生强离心力场, 对火焰传播速度及燃烧性能可以起到强化作用^[2]. 切向驻涡燃烧室结构如图 1 所示. 切向驻涡燃烧室独特的燃烧组织形式, 要求其供油方式具有局部自稳火能力, 它与常规燃烧室中常用的供油喷嘴有所区别, 更强调稳火性能, 并且将在很大程度上决定切向驻涡燃烧室的稳定工作范围.

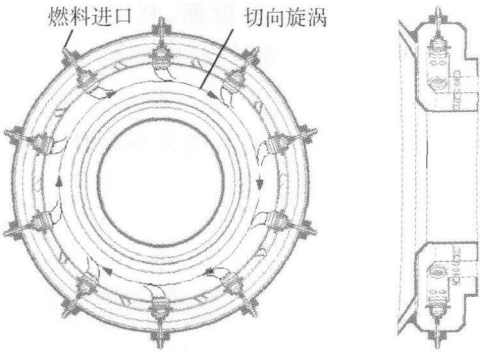


图 1 切向驻涡燃烧室结构
Fig 1 Configuration of the tangential trapped vortex combustor

常规的燃烧室气流沿轴向流动的基础上在主燃区以空气旋流器及对射的射流的组合形成大尺度回流^[3]的火焰稳定方式. 本文研究的自稳火双旋流杯根据切向驻涡燃烧室特点加强了旋流器本身的稳火性能, 能够在不需要常规燃烧室中的主燃孔射流协助下完全靠旋流器自身旋流稳定火焰, 并且不受下游流动限制域的影响. 文献[4]对两种不同的燃烧室头部(三旋流杯头部、双旋流杯头部)进行了研究, 结果表明, 双旋流杯头部的贫熄特性好于三旋流杯头部.

本文研究了自稳火双旋流杯的火焰稳定性, 并且通过观察火焰传播形状, 分析其缘由和影响因素. 本文是对自稳火双旋流杯燃烧性能的初步研究, 仅对内外旋流器结构、外旋流器套筒及稳火管的影响进行了研究, 更全面的影响参数有待进一步研究.

1 自稳火双旋流杯结构

本实验中采用同向径向开孔式双旋流器, 同向旋转时产生的回流区比反向旋转时产生的回流区直径要大, 长度要长^[5]. 旋流器设计两种方案, 方案 2 较方案 1 的内旋流数增大 8%, 而内旋流器有效流通面积减少 40%, 并且拥有一额外的长度 $L_{SL} = 7\text{ mm}$ 的外旋流器套筒. 方案 3 较方案 1 的稳火管长度增大 5 mm. 均采用离心喷嘴供油. 自稳火双旋流杯结构如图 2 所示(其中 D_s 为稳火管内径, L_s 为稳火管长度, L_{SL} 为外旋流器套筒长度).

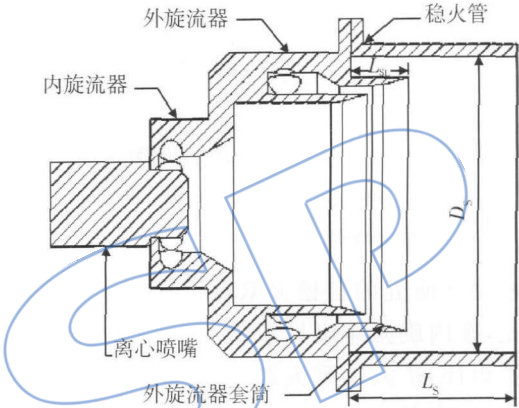


图 2 自稳火双旋流杯结构
Fig 2 Configuration of the self stabilized dual swirler cup

自稳火双旋流杯的具体参数请参见表 1. 旋流器出口的旋流数定义^[6]

$$S = \frac{G_{\varphi}}{G_x R_{eo}} \tag{1}$$

对于径向开孔式旋流器, 以旋流器出口计算旋流数, 文献[7] 根据公式(1) 推出其旋流数的公式如下:

$$S = \frac{(R_{eo}^2 - R_{ei}^2) \sin \beta}{nr_s^2} \tag{2}$$

径向开孔式旋流器的几何结构参数如图 3 所示, 其中 β 为开孔角, D_s 为开孔半径, n 为开孔数,

表 1 自稳火双旋流杯参数表

Table 1 Parameter of the flame self stability and dual swirler cup

方案		旋流数 S	有效流通面积 $C_d A / (\text{mm}^2)$	外旋流器套筒	稳火管
方案 1	内旋流器	0. 68	34. 1	无	$D_s = 35\text{ mm}$
	外旋流器	0. 50	53. 9		$L_s = 15\text{ mm}$
方案 2	内旋流器	0. 74	20. 5	$L_{SL} = 7\text{ mm}$	$D_s = 35\text{ mm}$
	外旋流器	0. 48	60. 4		$L_s = 15\text{ mm}$
方案 3	内旋流器	0. 68	34. 1	无	$D_s = 35\text{ mm}$
	外旋流器	0. 50	53. 9		$L_s = 20\text{ mm}$

R_{eo} 为出口通道外半径, R_{si} 为进入出口通道射流的平均入射半径。(假设在整个涡流流道中, 垂直流动截面的流速假设为均匀一致, 即进口流速和出口的轴向流速都假设为一致, 同时, 假设出口处的横截面上出口切向速度按照自由涡分布并且与进口切向速度守恒) 这样就可以得到径向开孔式旋流器的旋流数。

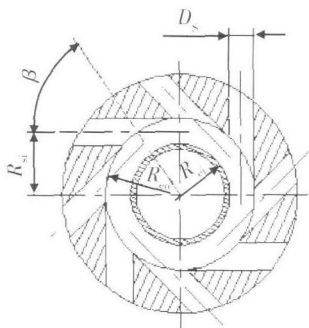


图3 径向开孔式旋流器结构图^[7]

Fig 3 Configuration of the swirlers in possession of radial orifices

本文所研究的自稳火双旋流杯与常规双旋流杯相比, 在内旋流器出口减少了文氏管, 即减少了一收扩组件, 扩大了旋流器的出口面积, 降低气流出口速度, 有利于火焰的稳定。

与直射式喷嘴相比, 离心式燃油喷嘴能增加供油喷嘴初始雾化程度, 从而保证燃烧室更好的燃烧性能。本文所用离心式喷嘴的流量数为 $0.00177 \text{ kg/s} \cdot (\text{MPa})^{0.5}$ 。

2 试验系统及试验设备

试验系统由空气路、油路及试验件组成。由气泵供给的空气通过气阀调节, 浮子流量计测试空气流量, 最后接入一旋流器集气箱, 自稳火双旋流杯试验件固定于其中。试验中所用的燃料为 RP-3 航空煤油, 利用高压气罐对油箱产生供油压头, 精密油阀调节喷嘴供油压力, 通过质量流量计测量燃油流量。集气箱内的空气静压利用水排测量。试验系统的详细配置见文献[7]。

本试验在常温常压下进行, 对三个方案的自稳火双旋流杯分别进行了火焰传播观察试验和火焰稳定性试验。

试验按照以下参数进行: 空气温度 30°C , 空气压力 100778 Pa , 供油压力: $0 \sim 1.0 \text{ MPa}$, 旋流器空气压降 $\Delta p/p = 3\%$ 。

3 冷态流场的数值模拟

为了了解自稳火双旋流器杯内部空气流场, 更

好的掌握其内部流动特性, 对自稳火双旋流杯方案2进行了冷态流场的数值模拟。

采用计算软件为 Fluent, 解算器选择三维分离隐式稳态, 模型采用标准 $k-\epsilon$ 湍流模型。工作压力为 101325 Pa ; 进口质量流量为 0.00732 kg/s ; 总温 300 K 。其湍流强度由 Fluent 推荐公式 $T_u = 0.16 Re^{-0.125}$ 计算, 为 5% 。出口压力表压值为 0 。壁面均采用固定无滑移绝热壁面。利用 Fluent 公司的 gambit 软件进行网格划分, 所得模型网格数为 100 万。

通过数值模拟得到的自稳火双旋流杯方案2出口速度场矢量图如图4所示。

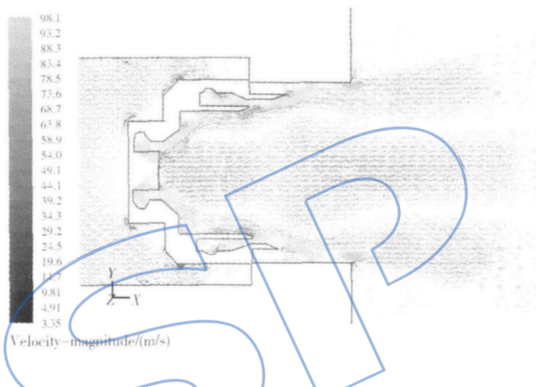


图4 自稳火双旋流器杯方案2出口速度场矢量图

Fig 4 Flow field of the scheme 2 of the self stabilized dual swirler cup

从图4可以看出, 自稳火双旋流杯与常规双旋流杯不同, 在常规燃烧室中, 双旋流杯形成的旋转射流与主燃孔形成对射射流共同形成回流区, 而自稳火双旋流杯一级和二级旋流器产生了两个独立的涡流结构。其中, 一级涡流主要是起火焰稳定作用, 二级旋流器主要作用是加强燃油雾化, 同时其产生的涡流能够使更多的燃烧产物返回套筒内部, 与新鲜可燃混合物混合, 在其内部形成持续的稳定燃烧, 达到自稳火的效果。

4 试验结果及分析

4.1 扩散火焰形状及分析

图5是在常温常压条件下, 燃油经自稳火双旋流杯方案1向大气中喷射点火后得到的火焰照片经过处理后得到的火焰几何尺寸图。保持旋流器空气压降 $\Delta p/p = 3\%$, 空气流量保持 0.00732 kg/s 不变, 改变供油量, 得到三个状态的燃油与空气当量比分别为 1.12 , 2.25 和 3.56 。

由图5所示, 随着自稳火双旋流杯方案1供油和供气当量比的增加, 火焰长度明显增加。当量比

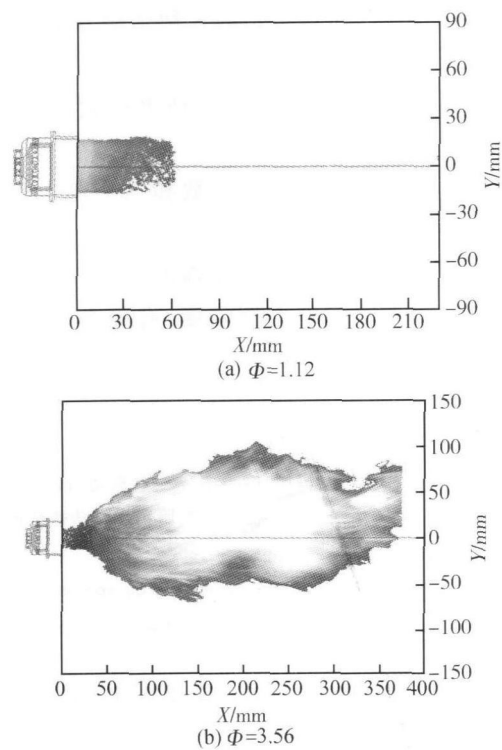


图 5 自稳火双旋流杯方案 1 火焰尺寸图
Fig 5 Flame size of the scheme 1 of the self stabilized dual swirl cup

$\Phi=1.12$ 时, 火焰长度 60 mm 左右, 无扩张, 外层火焰呈蓝色, 内层火焰呈红色, 因为此时供油压力低, 燃油雾化效果较差, 而外旋流相对来说较贫油; 当量比 $\Phi=2.25$ 时, 火焰长度 180 mm 左右, 明显向外扩张, 稳火管出口附近火焰根部收缩变细, 由于富油, 存在明显的液滴燃烧轨迹; 而当量比 $\Phi=3.56$ 时, 火焰射流很长, 达到 400 mm 以上, 绝大部分呈红色富油燃烧, 由于此时稳火管内富油情况严重, 火焰根部已经外推到稳火管外。

对自稳火双旋流杯方案 2, 进行的扩散火焰传播观察试验的试验参数和方案 1 的相同. 与方案 1 相比, 自稳火双旋流杯方案 2 的内旋流器气量减少了 40%, 而旋流数增加了 8.8%, 其目的就是要进一步增强内旋流的火焰稳定效果, 并且方案 2 的外旋流器出口有长度 $L_{SL}=7\text{ mm}$ 的套筒, 以减少打在稳火管壁面上的燃油量, 这对整个燃烧室的积碳和燃烧效率将有所改善。

由图 6 所示的火焰长度分析图可以看出, 在不同的当量比下, 方案 2 的火焰长度与方案 1 基本上一致. 两方案的火焰总体形状也很相似, 但是两者还是有一些差别, 当量比 $\Phi=1.12$ 时, 方案 2 出口火焰较之方案 1 呈更明显的红色, 因为其方案 2 内旋流器气量较之方案 1 减少, 导致在旋流器出口

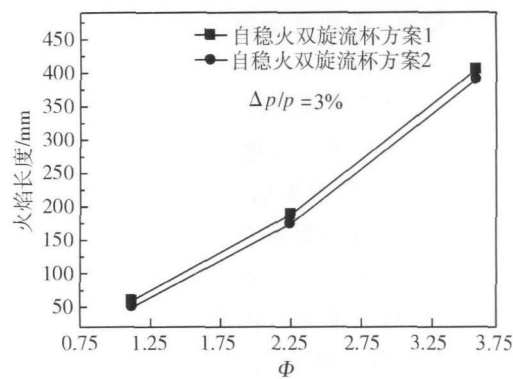


图 6 自稳火旋流杯方案 1 和 2 的火焰长度分析图
Fig 6 Flame length of the scheme 1 and 2 of the self stabilized dual swirl cup

处, 方案 2 的当量比较之方案 1 有所增大, 相对方案 1 更加富油, 火焰颜色呈更明亮的红色; 当量比 $\Phi=2.25$ 时, 方案 2 出口附近火焰与方案 1 相比向内收缩得更加厉害, 这是由于方案 2 在内旋流器气量减少的同时还增加了其旋流数, 在旋流器出口处产生的回流区增强, 导致火焰收缩回流程度更强, 而外旋流器出口套筒的存在也对火焰根部的尺寸有所影响。

4.2 贫油熄火特性

本实验中对自稳火双旋流杯方案 1 和方案 3 的贫油熄火特性进行了测试, 在自稳火双旋流杯头部熄火时, 记录其供油压力和供气量, 便可计算出此时的熄火当量比, 从而获知该头部的稳火性能. 对方案 1 和方案 3 的贫油熄火特性进行比较, 得出自稳火双旋流杯的稳火管的长度对其贫油熄火特性的影响. 图 7 展示了自稳火双旋流杯方案 1 和方案 3 贫油熄火当量比。

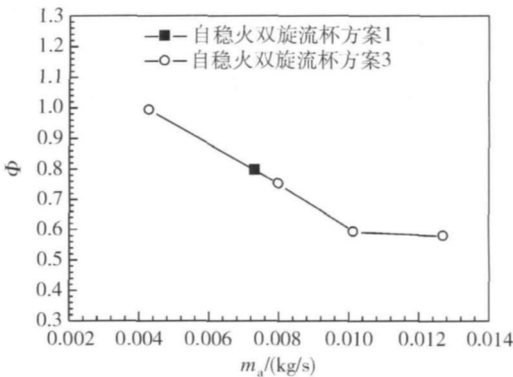


图 7 稳火双旋流杯方案 1 和方案 3 贫油熄火当量比
Fig 7 Lean blow-out of the scheme 1 and 3 of the self stabilized dual swirl cup

如图 7 所示, 对于方案 3, 随着头部气量的增加即旋流器空气压降增加, 贫油熄火当量比随之减

小并趋于稳定. 在旋流器空气流量 $m_a = 0.004\ 29\ \text{kg/s}$, 空气压降为 1.2% 时, 其贫油熄火当量比为 0.99, 在旋流器空气流量 $m_a = 0.010\ 15\ \text{kg/s}$, 空气压降为 6.6% 时, 其贫油熄火当量比降低到 0.59, 旋流器空气压降再增加后其贫油熄火当量比变化不再明显, 这是因为旋流空气气动力增大, 头部燃油雾化效果好, 而空气压降造成的旋流器出口空气流速的增大, 对贫油熄火的影响较小. 在头部气量较小即空气压降也较小时, 其贫油熄火当量比高达 1 左右, 主要是因为此时旋流空气气动力很小, 而离心喷嘴的供油压力也很低, 导致燃油雾化效果太差. 对于方案 1, 当旋流器空气流量 $m_a = 0.008\ \text{kg/s}$, 空气压降为 2.9% 时, 其贫油熄火当量比为 0.795, 基本上仍然处于和方案 3 相同的变化曲线上, 说明稳火管对自稳火双旋流杯在出口为外部大气环境条件下的火焰稳定性影响不大. 但是, 稳火管的存在对旋流器在大当量比时的火焰根部有较好的保护作用, 可以防止切向驻涡燃烧室内横向气流吹熄.

为了比较自稳火双旋流杯的同向双旋流器的稳火性能, 对方案 1 和方案 2 在头部供气量均为 $0.007\ 32\ \text{kg/s}$ 的条件下进行了贫油熄火试验, 并对试验结果作对比.

试验结果得出两种同向双旋流器方案的贫油熄火当量比分别为 0.795 和 0.5, 方案 2 较方案 1 改善了 37%, 更接近于燃料的理论贫油熄火极限. 方案 2 的内旋流器较之方案 1 有更少的气量分配和更大的旋流强度, 故具有更佳的贫油熄火极限. 同时方案 2 外旋流器出口的套筒为头部出口稳火管提供了一定的遮挡, 避免了燃油严重打壁.

5 结 论

本文通过对自稳火双旋流杯的火焰尺寸及稳

定性的试验研究, 对比试验的 3 种结构方案得出以下结论:

- 1) 随着当量比的增加, 自稳火双旋流杯的火焰有明显的扩张;
- 2) 改变双旋流器的旋流数和气量分配比例, 对火焰的形状和尺寸没有影响;
- 3) 减少双旋流器内旋流器的气量, 增加其旋流数, 即增强内旋流器旋流强度, 有更小的贫油熄火极限, 有利于火焰的稳定.

参考文献:

- [1] 张弛, 张荣伟, 林宇震, 等. 冲压转子发动机切向驻涡燃烧方式[R]. 昆明: 中国航空学会第十三届燃烧与传热传质专业学术讨论会, CSA A2005 PG 020, 2005.
- [2] Lewis G D. Centrifugal force effects on combustion[R]. The 14th Symposium (International) on Combustion, 1973: 413-419.
- [3] 金如山. 航空燃气轮机燃烧室[M]. 北京: 宇航出版社 1985.
- [4] 袁怡祥, 林宇震, 刘高恩. 旋流杯燃烧室头部流场与喷雾对贫油熄火的影响[J]. 航空动力学报, 2004, 19(3): 332-337. YU AN Yixiang, LIN Yuzhen, LIU Gaoen. The effect of flow field and fuelspray of combustor with swirl cup on lean blowout limit at idle condition[J]. Journal of Aerospace Power, 2004, 19(3): 332-337. (in Chinese)
- [5] 林宇震, 刘高恩, 王华芳. 反向与同向双旋流器流场的试验研究[J]. 航空动力学报, 1995, 10(4): 423-425. LIN Yuzhen, LIU Gaoen, WANG Huafang. An investigation of air flow field produced by a double swirler airblast atomizer[J]. Journal of Aerospace Power, 1995, 10(4): 423-425. (in Chinese)
- [6] Mellor A M. Design of modern turbine combustors[M]. Oxford: Academic Press, 1991.
- [7] 张弛. 切向驻涡燃烧室基础研究[D]. 北京: 北京航空航天大学, 2006. ZHANG Chi. Fundamental investigation of tangential trapped vortex combustor[D]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics. (in Chinese)