

文章编号: 1000-8055(2005)04-0636-05

航空发动机高温升燃烧室贫油熄火 及冒烟性能研究

许全宏, 林宇震, 刘高恩, 王志平

(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: 高温升燃烧室头部燃烧组织方案设计, 以改善高温升燃烧室的贫油熄火边界及冒烟性能。该方案的特点是采用了三旋流器以及双油路复合式喷嘴, 设计的主燃区油气分布相当均匀, 而回流区内的油气分布是局部富油的。以常规双旋流器+ 双油路压力雾化喷嘴(旋流杯)燃烧室作为一个基准方案, 在相同的进口实验条件下与本研究方案进行了贫油熄火和出口冒烟性能的比较。实验表明, 本研究方案与常规的双旋流杯设计方案相比燃烧稳定性好及出口冒烟改善。

关键词: 航空、航天推进系统; 航空发动机; 燃烧室; 高温升; 贫油熄火; 三旋流器; 冒烟

中图分类号: V 1231.1

文献标识码: A

Research on the High-Temperature Rise Combustor Lean Blow-out and Smoke Emission Characteristics

XU Quan-hong, LIN Yu-zhen, LIU Gao-en, WANG Zhiping

(National Key Laboratory of Aircraft Engine,

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

Abstract: A new high temperature rise combustor design with a three-swirler and hybrid injector to improve the smoke emission and lean blow-out characteristics was presented. The uniformity of fuel air mixture distribution in the primary zone of the new design is fairly good, while the fuel air mixture in the recirculation zone is rich. Experimental research was conducted to compare the new design with base-line design in terms of smoke emission and lean blow-out characteristics under the same inlet condition. The experimental result shows that the new high temperature rise combustor design successfully broadens the operation range and improves the smoke emission characteristics.

Key words: aerospace propulsion system; aero-engine; combustion chamber;
high temperature rise; lean blow-out; three swirler; smoke emission

现代高性能军用燃气涡轮发动机技术的发展, 要求增加发动机压比以提高循环效率, 要求增加涡轮进口温度以提高单位推力。由此, 燃烧室部件设计技术将向高温升和高热容燃烧方向发展。

而随着燃烧室温升的增加, 燃烧室总的油气比增加, 要求燃烧室在更宽广油气比范围内工作。这要靠改进燃烧室头部的气流组织、燃油雾化以及空气的混合来解决。因为高温升要求总油气比提

收稿日期: 2004- 06- 08; **修订日期:** 2004- 10- 10

作者简介: 许全宏(1969-), 男, 吉林通化人, 北京航空航天大学航空发动机气动热力重点实验室, 博士, 主要从事燃烧室燃烧及传热研究

高, 如果气量保持不变, 那么燃烧室主燃区油气比会增加很多, 必然会产生严重的冒烟, 为了不冒烟, 相应的必须增加主燃区的气量, 由此将产生点火和火焰稳定困难(贫油熄火极限增加)。

GE 公司曾经在 F101 的燃烧室上进行过高温升的研究^[1], 发现这种旋流杯燃烧室(双旋流器+ 双油路离心喷嘴)随着主燃区空气量增加, 会导致慢车工况贫油熄火油气比大幅度增加, 即贫油熄火极限变差。例如, 按照该报告的试验结果, 从基准的 F101 到高温升的改进型, 基准的主燃区流量分配为 36.4%, 当改进型的主燃区流量分配到 44%, 贫油熄火油气比增至了 0.011 3, 和典型设计要求的 0.005 相比其恶化是非常大的。这对军机而言, 是无法接受的。

目前, 现代先进燃烧室的典型温升水平 ΔT 为 900 K, 对应的总油气比约为 0.028; 若要求更高的温升 ΔT , 例如 1 150 K, 这相应要求的总油气比约为 0.036(推重比 12 一级发动机燃烧室的油气比水平)。更高的温升(同样气量)意味着要求更多的供油。如果不改燃烧室, 根据经验^[2], 由于主燃区过于富油, 必然会产生严重的冒烟; 若为了抑制此冒烟, 将旋流杯的气量加大(同时相应等量地减少掺混气量), 则会引起慢车工况贫油熄火油气比的急剧增加^[1]。这就是高温升的基本矛盾, 亦就是对常规方案, 通常改善冒烟会恶化贫油熄火性能, 反之亦然。

为此, 本研究提出了“三旋流器+ 双油路复合式雾化喷嘴”的燃烧方案, 主要的想法是籍三旋流器来加强油气的混合过程来降低冒烟, 同时适当地增加通过旋流器的气量分配比例(与总气量之比), 使高温升燃烧室在最大工况时的主燃区油气当量比 Φ_E 从基准型的 $\Phi_E \approx 1.1$ 增加到 $\Phi_E \approx 1.3$ 左右, 以充分发挥头部回流区贫油熄火的潜力, 从而解决上述的矛盾。

目前国际上也进行了一些研究, 如文献[3]对双旋流器的复合空气雾化喷嘴的雾化进行了研究, 文献[4]是美国 Parker Hannifin 公司研究的一种正在申请专利的复合式三旋流器空气雾化喷嘴, 只是对方案和雾化试验结果进行了介绍, 没有热态实验结果。文献[5]对单油路三旋流器空气雾化喷嘴的燃烧室进行了研究, 但是对贫油熄火没有研究。

本文的主要内容是提出“三旋流器+ 双油路复合式雾化喷嘴”的高温升燃烧方案(温升 1 150 K), 并对该方案的贫油熄火和冒烟进行了研究。

为了比较该方案的贫油熄火和冒烟的改善程度, 采用了旋流杯燃烧室(温升 900 K)作为一个基准, 在相同燃烧室进口条件下进行对比实验。实验在北京航空航天大学航空发动机气动热力国防科技重点实验室的高温高压燃烧实验台上进行。

1 本研究方案: 三旋流器+ 双油路复合式雾化喷嘴的燃烧组织方案

为了比较三旋流器+ 双油路复合式雾化喷嘴的高温升燃烧室与常规双旋流器燃烧室(本文称之为基准型)在相同工作条件下的贫油熄火和冒烟性能, 按着上述基准型的燃烧室进口流量、压力及温度进行了方案设计。

在设计点(起飞工况, 基准型燃烧室)的总油气比为 0.028, 主燃区的当量比 $\Phi_E = 1.15$, 主燃区气量分配占总气量 36.37%, 其内旋流器为离散式旋流器, 外旋流器采用径向旋流器的形式, 旋向安排是逆时针、顺时针旋转(由燃烧室出口向上游观察)。在副油路工作时, 燃油雾化张角较小, 燃油油雾碰不到文氏管内壁, 直接喷入到回流区中。主油路工作时, 燃油雾化张角大, 大部分燃油喷到文氏管内壁, 在文氏管出口处由内外两级旋向相反的空气旋流雾化, 再进入主燃区。

本方案三旋流器+ 双油路复合式雾化喷嘴方案的目标是拓宽高温升燃烧室的工作稳定范围并改善其冒烟性能。三旋流器+ 双油路复合式雾化喷嘴方案中三级旋流器的特点是加强了整个主燃区的油气混合过程, 可以减少冒烟, 因此在设计三级旋流器的气量时, 考虑将主燃区的当量比由基准型的旋流杯燃烧室 $\Phi_E = 1.15$ 提高到 1.32, 使三旋流器高温升燃烧室主燃区适当富油一些。

由于本方案三旋流器+ 双油路复合式雾化喷嘴方案设计工况下的总油气比 f/a 要求为 0.036, 按着上述的 $\Phi_E = 1.32$, 主燃区气量占总气量 42.28%。三级旋流器的流量分配比例为 34% : 37% : 29%。基准方案两级旋流器的流量分配比例为 54% : 46%。本方案三旋流器+ 双油路复合式雾化喷嘴的内旋流器结构为离散式旋流器, 中旋流器和外旋流器都采用径向旋流器的形式, 图 1 为本方案高温升燃烧室的示意图, 三级旋流器的旋向安排分别是逆时针、顺时针和逆时针(由燃烧室出口向上游观察), 加强了油气混合。

本方案三旋流器+ 双油路复合式雾化喷嘴方

表 1 最大工况(地面起飞)下,本方案与基准方案的参数对比

Table 1 The comparison of key parameters between the design and base-line design at maximum power condition (sea level take off)

	主燃区占总 气量之比/%	燃烧室油 气比 f/a	主燃区油 气比 f/a	主燃区油气 当量比 Φ_E	雾化气量与 燃油量之比
基准型	36.37	0.036	0.098	1.44	5.3
本方案	42.28	0.036	0.085	1.32	6.3

案的燃烧室主要参数与基准型的对比见表 1。

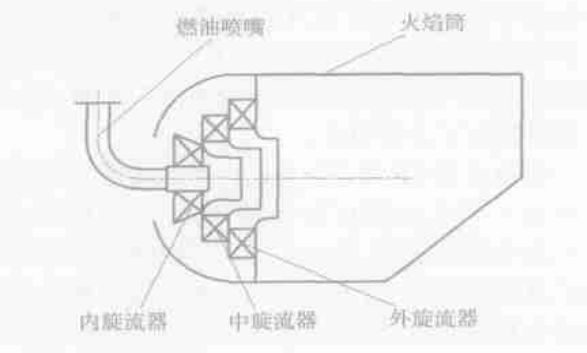


图 1 本方案高温升燃烧室示意图

Fig 1 Schematic diagram of the design

2 试验模拟条件

本方案与基准方案的比较是在相同燃烧室进口条件下进行的,试验件是单头部燃烧室,即按环形燃烧室(含火焰筒)的一个喷嘴加旋流器的单个头部切块的燃烧室进行试验。

试验时的燃烧室进口速度系数 λ_3 是按基准型的 λ_3 来模拟的。

对于慢车工况下的贫油熄火试验,应模拟燃烧室进口的速度系数 λ_3 、进口压力 P_3 , 以及进口温度 T_3 , 试验时模拟了 P_3 , 但 T_3 是在常温 288 K 下进行的,并未模拟,原因是我们的试验条件并不具备间接式加热器,只有燃烧燃油的直接式加热器,这种直接式加热器的污染成份对于贫油熄火性能至今仍是是个不确定的因素,所以采用了常温下试验,而这种试验方法对于性能定性对比还是可行的。

同样对于冒烟应模拟设计点的 λ_3 , P_3 , 以及 T_3 。同样的原因,只模拟了 λ_3 和 P_3 , 而未模拟 T_3 , 因为直接加热器的排气中含有冒烟,这本帐没法算清楚,所以只能不模拟 T_3 而在常温下试验,进行定性的方案对比。

3 实验系统及测量

单头部燃烧试验台系统如图 2 所示。该系统

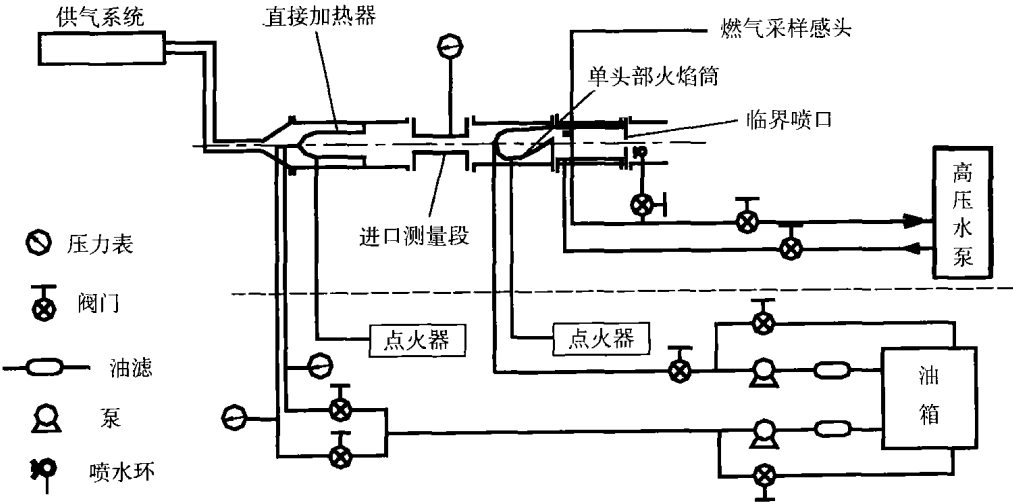


图 2 高温高压燃烧实验系统示意图

Fig 2 Schematic diagram of test rig and supply systems for high pressure combustion test rig

表 2 燃烧室冒烟实验结果对比

Table 2 Comparison on Smoke Number between the design and base-line design

	基准型第一次	基准型第二次	基准型第三次	本研究方案
P_3/MPa	1. 202	1. 361	1. 361	1. 36
T_3/K	288	288	288	288
油气比 F/a	0. 035 97	0. 028 84	0. 031 59	0. 036 75
SN 4	44	22	23	32

主要由高压气罐(提供试验燃烧室进口空气)、直接加热器(用于试验燃烧室进口空气加热, 本实验研究中为避免对贫油熄火边界和冒烟的影响而未采用)、前测量段(测量试验燃烧室空气进口压力、进口温度)及临界喷嘴等组成。试验台能力如下: 空气流量为 1. 5~ 4. 0 kg/s, 燃烧室进口压力为 0. 5~ 4. 0 MPa, 燃烧室进口温度为 300~ 900 K。

4 冒烟性能试验结果

对三旋流器+ 双油路复合式雾化喷嘴方案的冒烟实验时的燃烧室参数及实验结果列于表 2 中(含基准型), 表中还列出了不同油气比对冒烟数的影响, 表中 SN 4 表示燃烧室出口的冒烟数(Smoke Number)。基准型的第一次实验的油气比和本研究方案的油气比基本相当。

在燃烧室进口总温为常温状态下, 试验研究了总油气比对基准方案的冒烟性能的影响, 由实验结果可以得出当油气比增加, 且在油气比小于 0. 032 5 时, 出口冒烟数并没有急剧增加, 这和 GE 公司的试验结果是很一致的^[1]。在油气比约为 0. 036 的情况下, 本方案的出口冒烟数为 32, 基准型的出口冒烟数为 44, 本方案和基准型相比较显著的改善了燃烧室的冒烟性能。

本方案冒烟性能改善的原因有两点, 一是本研究方案的三旋流器与基准型双旋流器相比加强了剪切混合作用, 使油气分布更均匀; 二是本方案

三旋流器的气液比(旋流杯总气量与液体燃油量之比)与基准方案之比是加大了, 由 5. 3 加大到 6. 3, 从而改善了雾化, 导致冒烟的改善。

5 贫油熄火实验结果

实验时, 模拟了慢车工况的 λ_3 及 P_3 , 但 T_3 是 288 K, 未模拟慢车工况, 实验参数如下: 燃烧室进口总压为 0. 4954 MPa, 燃烧室进口总温为 288 K, 燃烧室气流量为 0. 65 kg/s。

本方案燃烧室贫油熄火性能实验的贫油熄火油气比为 0. 003 7, 基准型的贫油熄火油气比为 0. 004 5, 实验结果表明本方案的稳定燃烧工作范围(0. 036~ 0. 003 7)好于基准型(0. 036~ 0. 004 5), 说明本方案成功的拓宽了燃烧室的稳定工作范围。表 5 是本方案的两次实验结果与基准型三次实验结果的对比, 本方案改善了贫油熄火性能的主要原因有二: 一是本方案的旋流器气流量比基准方案的气流量要大了 18%, 所以本方案的回流区内的静压 $P_{\text{回}}$ 会更低于基准方案的回流区内静压, 从而造成更强的回流区及回流量, 而回流区是稳定火焰的主要部分, 所以本方案的火焰稳定性要好于基准型; 二是本方案的雾化(如同分析冒烟结果)要比基准方案的好(由于气液比大), 虽然三级旋流器总的气量分配相比双旋流器的气量分配提高, 但是内旋流器的气量分配是降低的, 也就是局部的油气比要更富油一些, 所以贫油熄火性

表 3 燃烧室贫油熄火实验结果

Table 3 Combustor lean blow-out test results

	基准型			本方案	
	第一次	第二次	第三次	第一次	第二次
熄火时油流量(L/H)	12. 4	13. 0	12. 9	9. 7	11. 0
熄火时油气比	0. 004 6	0. 004 5	0. 004 4	0. 003 6	0. 003 8

能也就得到了改善。

6 结 论

在相同的燃烧室进口条件下(进口总温为常温), 通过对本方案三旋流器+ 双油路复合式雾化喷嘴与基准型双旋流器+ 双油路压力雾化喷嘴(旋流杯)的单头部燃烧室冒烟及贫油熄火性能对比实验研究, 得出如下结论:

(1) 在油气比约为 0.036 的情况下, 本方案的出口冒烟数为 32, 而基准型的出口冒烟数为 44, 本方案和基准型相比较显著的改善了燃烧室的冒烟性能。

(2) 本方案燃烧室贫油熄火性能实验的贫油熄火油气比为 0.003 7, 基准型的贫油熄火油气比为 0.004 5, 实验结果表明本方案的稳定燃烧工作范围(0.036~ 0.003 7) 好于基准型(0.036~

0.004 5), 说明本方案成功的拓宽了燃烧室的稳定工作范围。

参考文献

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

[2] Mellor A M. Design of Modern Combustors II [M]. Academic Press, 1991.

[3] Rizk N K, Mongia H C. Performance of Hybrid Airblast Atomizers Under Low Power Condition [R]. AIAA - 92- 0463, 1992

[4] Adel Mansour, et al. A New Hybrid Air Blast Nozzle For Advanced Gas Turbine Combustion[R]. ASME Paper 2000 - GT - 113, 2000

[5] Yokichi SUGIYAMA, Rintarou TAKAMUTA. Research and Development of a 1600°C-Level Combustor with High Heat Release Rate[J]. ISABE95- 7099, 1995