

基于 CFD 分析改进三旋流燃烧室头部设计*

吴治永¹, 林宇震², 刘高恩², 张 弛², 许全宏²

(1. 中国科学院 电工研究所, 北京 100190 2. 北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100191)

摘 要: 利用 FLUENT, 对一多级旋流燃烧室的冷态单相流场进行了数值模拟, 基于该流场结果, 对该燃烧室头部控制油雾混合的三级涡流器唇口处进行了改进设计。并对两种方案的燃烧室在相同试验条件下进行了贫油熄火油气比、大功率工作时的冒烟指数进行了实验研究。对方案 1 燃烧室单相冷态流场的结果表明, 该燃烧室内部流场和预想的流动组织有较大差别, 三级旋流器出口的气流, 迅速向径向流去, 主燃区的回流区结构不明显, 且二级旋流出口和三级旋流出口之间有小回流区。该流场结构解释了方案 1 燃烧室有很好的贫油熄火性能, 但是冒烟指数较高。方案 2 燃烧室的流场结构, 改变了三级旋流出口气流方向, 消除了与二级旋流器之间的小回流区。方案 2 燃烧室在与方案 1 燃烧室相同试验条件下的实验结果表明, 贫油熄火油气比性能下降了 7.3%, 但发动机大功率时冒烟排放指数改善了 29.4%。基于数值分析的燃烧室设计, 使燃烧室扩大稳定工作范围的研究取得了进展。

关键词: 航空发动机; 燃烧室; 贫油熄火; 冒烟; 数值仿真

中图分类号: V231.2 **文献标识码:** A **文章编号:** 1001-4055 (2009) 05-0533-05

Dome structure modification of a high temperature rise combustor based on CFD simulation

WU Zhiyong¹, LIN Yu-zhen², LIU Gao-en², ZHANG Chi², XU Quan-hong²

(1. Inst. of Electrical Engineering, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100190, China

2. Coll. of Energy and Power Engineering, Beijing Univ. of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract FLUENT was used to numerically simulate the cold single phase flow field of a combustor featured with multi-swirler. Based on the numerical results of the origin structure of this combustor, modification was made at the lip of the outer swirler which controls the mixture of oil and air. The Lean-Blow-out (LBO) and smoke features of both the scheme 1 and the scheme 2 combustor were tested on the same rig under same condition. The flow field of the scheme 1 shows that there are huge difference between the numerical result and the expected flow field inside the combustor, especially in the regions near the dome. The air flows radically at the outlet of outer swirler. The recirculation zone in the dome is not obvious, and there is a small recirculation between the outlet of the middle swirler and outer swirler. This flow field structures explain the experiment results of this scheme 1 combustor which has good Lean-Blow-out limit but poor smoke feature. As for the scheme 2 combustor, the numerical results show that the flow direction near the outlet of the third swirlers changes and there is no longer recirculation zone between the two swirlers. Results of experiment on the two combustors about Lean-Blow-out and smoke features showed that the smoke number was greatly reduced (decreased by 29.4%), with Lean-Blow-Out decrease by 7.3%.

Key words Aero engine; Combustor; Lean blow out; Smoke; Numerical simulation

1 引 言

为了达到高推重比, 要求发动机燃烧室温度增加^[1], 燃烧室面临的首要问题是在更为宽广的油气比条件下稳定工作。在宽广的油气比范围内, 燃烧室

各种性能要求往往是相互矛盾的, 这对传统设计的燃烧室提出了挑战。目前国际上对多级旋流空气雾化头部燃烧室在多个方面进行了研究^[2~5], 如喷雾性能, 头部流场和贫油熄火油气比等。对复合式多级旋流空气雾化系统研究较少, 且都集中在冷态流场和雾

* 收稿日期: 2008-09-01; 修订日期: 2009-02-24.

作者简介: 吴治永 (1976—), 男, 博士生, 研究领域为多孔介质内部的流动与换热。E-mail: wuzhiyong2008@gmail.com

化方面^[6,7]。

当前燃烧室设计的一个重要研究手段和发展方向是与数值模拟相结合。最早使用的燃烧模型有标准 $k-\varepsilon$ 2步涡破碎模型, 6通量辐射模型和有限输运/无限扩散喷雾模型。目前正在发展的燃烧模型引入了最新的湍流模型, 包括大涡模拟、专门用于模拟 NO_x , CO , HC 燃烧产物和模拟火焰稳定的化学反应模型、喷雾有限扩散的随机处理模型以及最新的辐射模型^[8]。并且, 美国现在联合了大学、工业界、NASA, 共同发展一个全美共用的燃烧室设计平台, 即国家燃烧代码 (National Combustion Code, 简称为 NCC), 用于燃烧室的研发^[9,10]。该软件能够模拟复杂三维几何结构, 纳入了最新的两相流湍流燃烧模型, 以及大规模并行计算功能。

国内在燃烧室数值模拟方面的研究也始于 20 世纪 70 年代, 例如小发动机环形燃烧室两相流热态数值模拟^[11], 燃烧室的数值模拟和涡流杯的模拟都取得了进展^[12,13]。但是, 半经验半理论方法依然是目前国内航空发动机燃烧室设计的主要途径, 把数值模拟引入到贫油熄火和冒烟性能的研究方面, 还是空白。

本文研究的燃烧室的最初方案的头部 (试验件为单头部燃烧室) 如图 1, 在对该多级旋流雾化系统燃烧室 (优化前的结构以下简称为方案 1) 的稳定工作范围研究中, 贫油熄火油气比试验结果为 0.00478, 达到设计要求; 然而, 在模拟设计点的冒烟试验中, 冒烟数高达 34, 未达到预期目的。

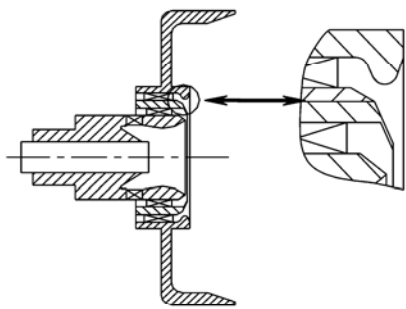


Fig 1 Dome structure of the scheme 1

为了将数值模拟引入燃烧室稳定工作范围研究中, 对该燃烧室内流场作详细分析, 优化该燃烧室的贫油熄火性能和排放性能。针对方案 1 燃烧室在试验结果中反映出的问题, 采用 FLUENT 软件对方案 1 进行了全三维流场分析。并在此基础上做了改进设计 (对头部设计改进后的燃烧室, 以下简称为方案 2), 对改进方案也进行了全三维的数值分析。对改进头部后的燃烧室, 在和方案 1 相同的实验条件下,

进行了贫油熄火试验和冒烟试验。结果表明, 和方案 1 相比, 方案 2 燃烧室贫油熄火特性有所降低, 而冒烟特性有很大改善。在探索引入 CFD 辅助对先进高性能燃烧室的研究中, 获得了初步的进展。

2 数值模拟方法

2.1 求解域

本文数值模拟研究的求解域取的是试验件的整个单头部燃烧室, 即双油路离心雾化喷嘴配三级旋流器的单头部矩形燃烧室。

由于单头部燃烧室几何非常复杂, 具有不规则性, 且燃烧室几何结构中最小几何特征尺度相对于整个燃烧室的尺度很小, 因此对真实的燃烧室试验件进行准确建模、网格划分, 以及求解带来很大难度。一方面, 根据 Hagen-Poiseuille 公式^[14], 相同压力损失情况下, 体积流量与孔径的 4 次方成正比, 而燃烧室主燃孔与气膜孔的孔径之比为 10 左右, 因此通过气膜孔的流量很小; 另一方面, 全部气膜冷却孔的开孔面积总和, 相对于主燃孔和掺混孔的开孔面积也很小。因此本文作者认为通过气膜冷却孔的气流对整个燃烧室的流场结构影响很小。于是, 本文涉及的数值模拟中, 几何建模时对试验件几何作了如下处理: 忽略所有的气膜冷却孔; 忽略喷嘴油路几何结构对旋流器上游部分的流场的影响; 忽略了所有的加工倒角; 忽略了安装螺钉的影响; 保留了三级旋流器的几何结构。整个求解域从燃烧室上游测量段出口处, 到燃烧室出口。三维几何造型如图 2 所示。

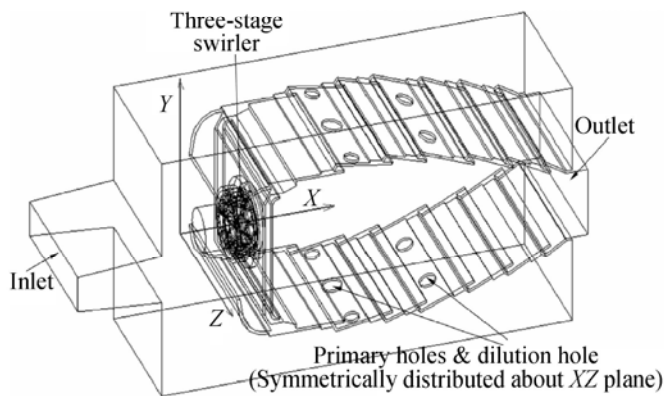


Fig 2 Computer domain and the coordinate system used in this study

2.2 数值模拟方法

计算网格采用 FLUENT 公司的 Gambit 前置处理软件生成。由于计算域极其不规则, 所以采用完全非结构化网格。由于旋流器附近三维流场的物理量变

化梯度相对较大,为提高计算精度,对旋流器附近的网格进行了加密处理。求解过程中对网格还进行了自适应处理。计算网格在 50~100 万之间。

本文求解的是定常、冷态单相流,湍流模型选择 RNG $k-\varepsilon$ 模型,壁面函数采用标准壁面函数^[15]。工质设定为理想气体。控制方程求解用耦合方法,空间离散格式采用二阶迎风格式。

边界条件都采用压力边界条件。设定边界条件的原则是,以燃烧室典型压力损失值来设定气流通过模型燃烧室的总压损失,该值为 5%。进口气流的湍流度为 1%,轴向均匀进气。

根据 FLUENT 软件里关于判断收敛的说明,本次数值模拟把进出口流量相对误差小于 5% 和全部残差小于 2.0×10^{-3} 时的迭代结果作为收敛结果。

3 数值模拟结果

3.1 方案 1 燃烧室三维流场

商业 CFD 软件 Fluent 中的 $k-\varepsilon$ 模型,虽不能够准确预测旋流器出口下游较远范围处的流场,但是能够相对准确地预测旋流器出口处的三维速度场^[15]。

首先采用商业软件 FLUENT 对方案 1 燃烧室进行了冷态流场分析,计算结果见图 3(a)~6(a)。

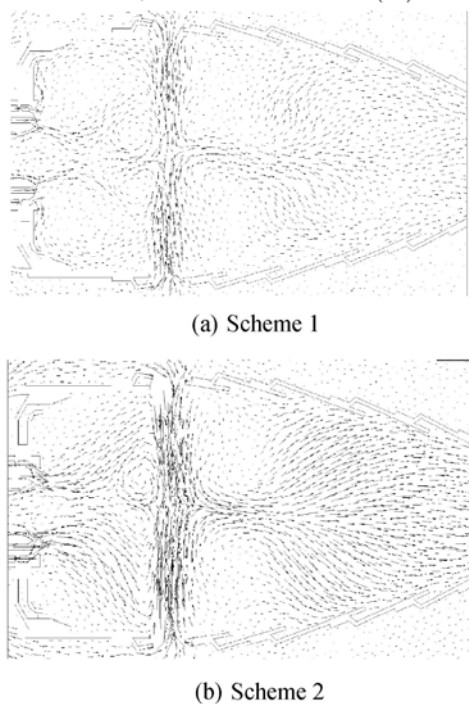


Fig 3 Velocity field at plane of $z = 0$

对方案 1 燃烧室的三维冷态流场分析,发现外旋流器出口处的气流,由于受强离心力的作用,气流流出涡流器唇口后立即沿径向流去,而且与从中间涡流器流出来的气流之间出现回流区,见图 7,图 3 图 4

和图 5。这种流动完全脱离了设计的意图,根本没有达到油气快速掺混的目的。在方案 1 设计的情况下,头部中心处出来的油雾(无论是离心喷嘴直接喷出来的油雾,还是一部分油喷到文氏管上后,与通过内涡流器和中间涡流器的气流相互作用形成的油雾),没有在主燃区与外涡流器出来的气流快速掺混,造成了油雾和空气在主燃区的不合理分布,也即燃烧过程中燃料和氧化剂的浓度分布不合理,这种不合理的直接结果就是富油的区域缺少氧气,贫油的区域缺少燃料。在发动机慢车工作时,局部富油的存在且远离外涡流器流出的强旋气流的破坏,因此这种设计获得了很好的贫油熄火性能;但是发动机在设计状态下工作时,局部富油区的存在,尤其是存在于主燃区,就造成了冒烟特性较差。数值模拟的结果,很好地解释了方案 1 燃烧室具有较好的贫油熄火性能,但具有较差的冒烟数的现象。

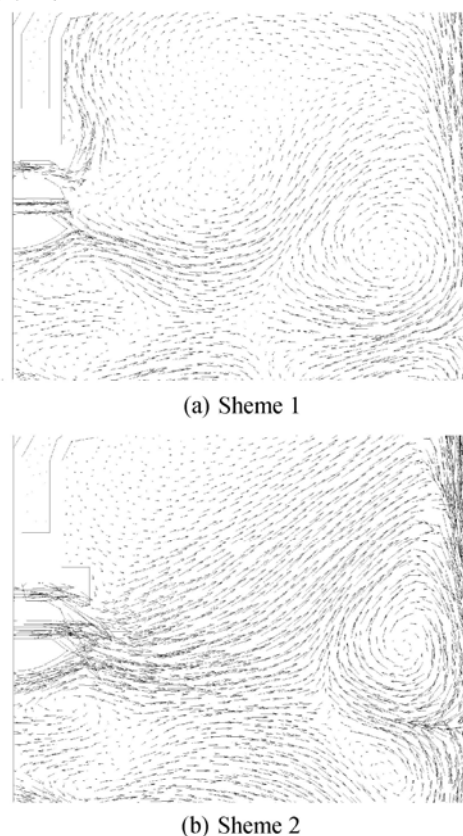
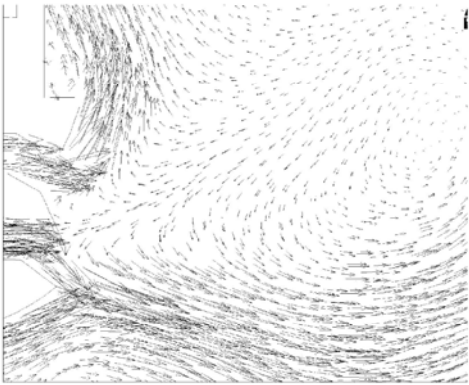


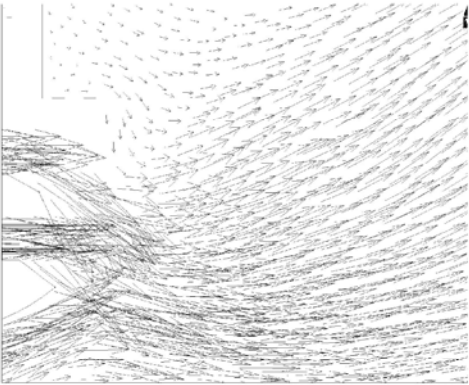
Fig 4 Velocity field near the outlet of swirlers

3.2 方案 2 燃烧室三维流场

在 CFD 的指导下,对方案 1 燃烧室进行了如下改进设计:减小外旋流器出口的半径,使从外旋流器流出来的气流,一方面不直接沿径向飞出去,另一方面和从中间涡流器流出来的气流汇集起来,而不要中间出现回流。从加工工艺上看,是在方案 1 燃烧室外旋流器上焊接一截面形状为图 3 中黑色区域的环形

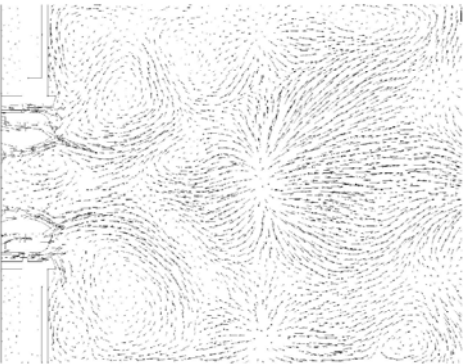


(a) Scheme 1

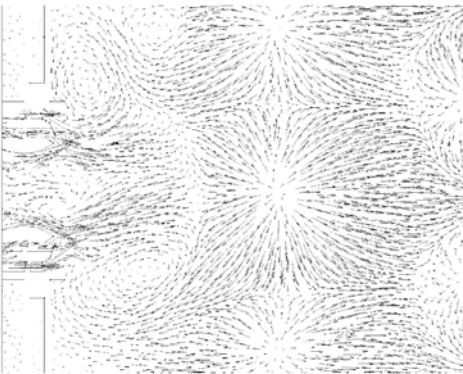


(b) Scheme 2

Fig 5 Velocity field between the middle and outer swirlers



(a) Scheme 1



(b) Scheme 2

Fig 6 Velocity field at plane of $y = 0$

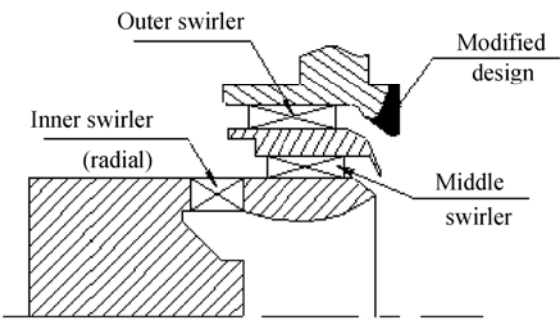


Fig 7 Swirler structure of Scheme 2

和从喷嘴出来的油雾,在主燃区快速掺混,达到设计预想的“局部富油 快速掺混-主燃区总体油气比均匀”的目的。

对改进设计的方案,也进行了全三维数值模拟,其流场模拟结果见图 3(b)~6(b)。从改进设计的数值模拟结果可以看出,从外涡流器唇口流出来的气体流,不再立即沿着径向流走,而是和来自中间涡流器的气流衔接起来,与轴向成大约 45° 的方向流向主燃区。中间涡流器和外涡流器的出口处不再有回流。在这种流场特性下,能够实现油气在主燃区快速掺混,达到“局部富油 快速掺混-主燃区总体油气比均匀”的设计目的。

当然,改进设计对发动机小功率状态工作时的头部原局部富油区域有所破坏,因此对贫油熄火性能有一定损坏。

4 实验验证

燃烧室的贫油熄火性能和冒烟性能,在相同的实验台上进行。贫油熄火试验参数采用了发动机慢车工作状态参数;冒烟试验参数采用了发动机设计工作状态参数。对方案 2 燃烧室的试验验证,是在与方案 1 燃烧室的贫油熄火试验和冒烟试验相同试验参数条件下进行的。冒烟数的测量,依据中华人民共和国航空工业部标准^[16]执行。改进前后燃烧室的贫油熄火(LBO)和冒烟试验参数如表 1 所示。

Table 1 Operating condition of experiments

Parameters	p_3^*/MPa	T_3^*/K	$m_a^*/(\text{kg/s})$	f/α
Smoke test	1.02	288	1.50	0.036
LBO test	0.31	288	0.65	0.010

试验结果如图 8 和图 9 所示。

试验结果表明,与方案 1 燃烧室的性能相比,方案 2 燃烧室的贫油熄火性能有所降低,从 0.004 78

圈。改进设计见图 3 所示。
改进的目的,是要达到头部从旋流器流出的气流

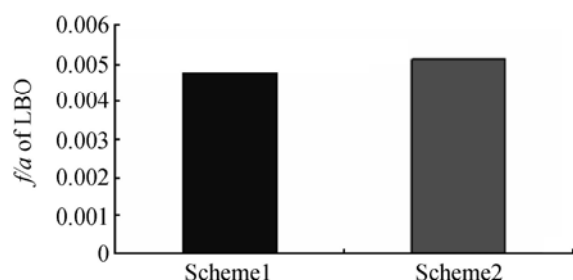


Fig 8 Comparison of fuel-air ratio at LBO

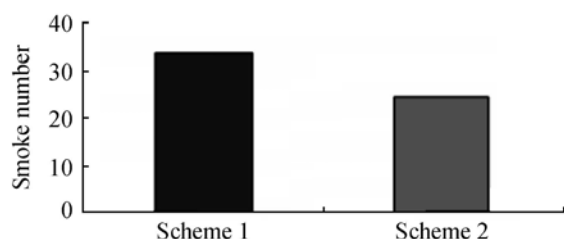


Fig 9 Comparison of smoke number at design point

到0.00513,有7.3%的损坏,但是,冒烟数大大降低了,从34降到24,改善了29.4%。通过对燃烧室进行改进设计,以7.3%的熄火油气比为代价,获得了29.4%冒烟特性的改善,是值得的。在探索引入CFD,辅助对先进燃烧室的优化研究中,获得了初步的进展。

5 结 论

本文在应用商业软件,辅助研究燃烧室的贫油熄火和冒烟性能方面,取得了初步进展。计算结果有助于进一步了解贫油熄火和冒烟的影响因素,以及燃烧室内流场,为优化设计提供了成功范例,为今后研制提供了参考依据。本文基于数值模拟,对燃烧室进行改进设计,实验结果非常理想。主要结论有:

(1)燃烧室头部流场和油雾的掺混,对燃烧室的冒烟特性具有重要影响;

(2)利用计算流体力学软件,对该燃烧室的改进设计,大大降低了冒烟的SN数,是一次计算流体力学软件在工程应用初步探索中的成功例子;

(3)计算流体力学将会是燃烧室设计的一个非常重要的工具。在设计选型、实验结果分析,提高燃烧室各种性能方面,具有很广阔的应用前景;

(4)航空发动机的贫油熄火性能和排气冒烟常常是矛盾的。通常,油气混合均匀的情况,排气冒烟越少,但具有较好的贫油熄火特性;混合不均匀,冒烟特性较差,但具有相对较好的贫油熄火特性。

本文的后续工作是在数值模拟中引入喷雾两相

流,为在燃烧室头部组织更合理的掺混提供更加合理的参考;引入化学反应、传热、辐射等,真实燃烧室中的各种物理化学现象的模型,为火焰筒冷却、发动机排放控制、温度分布等提供指导性意见。

参考文献:

- [1] Mellor A M. Modern combustor design [M]. Great Yarmouths Norfolk Academic Press, 1991.
- [2] Yokichi S, Rintaro T. Research and development of 1600°C-level combustor with high heat release rate [R]. ISABE 95-7099.
- [3] Sturgess G J, Gogineni S, Shouse D T. Influences of air-blast-atomizing fuel injector design on primary zone flame characteristics at blow out [R]. AIAA 97-0269.
- [4] Brankovic A, McKinney R, Ouyang H, et al. Comparison of measurements and predictions of flow in a gas turbine engine fuel nozzle [R]. AIAA 2000-0331.
- [5] Gouqiang L, Angier S, Lambolez O, et al. Experimental study of velocity flow field for a multiple swirl spray combustor [R]. AIAA 2002-30069.
- [6] Rizk N K, Chin J S, Razdan M K. Influence of design configuration on hybrid atomizer performance [R]. AIAA 96-2628.
- [7] Mansour A, Benjamin M, Steinhilber E. A new hybrid air blast nozzle for advanced gas turbine combustors [R]. ASME 2000-GT-0117.
- [8] Mongia H C, Santavice D, Santoro R, et al. Combustion research needs for helping development of next-generation advanced combustors [R]. AIAA 2001-3853.
- [9] Stubbs R M, Lin N-S. Preview of national combustion code [R]. AIAA 97-3114.
- [10] Queally A, Center N G R. National combustion code parallel performance enhancements [R]. AIAA 2002-3706.
- [11] 李概奇, 严传俊. 小发直流燃烧室扩压器和火焰筒匹配的数值模拟 [J]. 航空动力学报, 1997, 12(3).
- [12] 赵坚行, 伍艳玲. 先进燃烧室涡流杯流场计算 [J]. 工程热物理学报, 2000, 21(1).
- [13] 周峰轮, 赵坚行, 雷雨冰. 环形燃烧室性能计算 [J]. 工程热物理学报, 2002, 23(5).
- [14] Denn M M. Process fluid mechanics [M]. Prentice Hall NJ, 1980.
- [15] Fatica M, Reynolds W C, Alonso J J. Combustor simulation [R]. 2002 Annual technical report, Center for Integrated Turbulence Simulations, Stanford University, 2002.
- [16] HB6116-87, 中华人民共和国航空工业部标准 [S].

(编辑: 梅 瑛)