

# 一体化加力燃烧室方案设计及数值研究

## Design and Numerical Research of Integrated Rear Frame and Afterburner

孙雨超 张志学 李江宁 张孝春 / 中航工业沈阳发动机设计研究所

**摘要:** 针对未来高推重比航空发动机加力燃烧室的设计需求, 提出了一种与涡轮后框架一体化的加力燃烧室方案, 并用商业数值计算软件对其进行了三维冷态和热态流场数值模拟研究。结果表明, 该方案利用涡轮整流支板及壁式稳定器, 能够较好地组织加力燃烧室内的燃烧, 出口截面温度分布均匀, 综合性能良好。

**关键词:** 加力燃烧室; 涡轮后框架; 一体化设计

**Keywords:** afterburner; rear frame; integration

### 0 引言

为了提高飞机的作战性能和扩大飞行包线, 军用战斗机的动力装置常通过加力燃烧增加推力。1944年, 德国首次用JUMO-004E发动机试验加力燃烧室, 此后加力燃烧室技术在战斗机动力装置上获得了广泛的应用<sup>[1]</sup>。目前世界各国空军现役主力战机动力装置均采用加力式涡轮风扇发动机。

涡轮风扇发动机加力燃烧室由内外涵混合扩压器、燃油喷嘴、火焰稳定器、防振隔热屏和筒体等部件组成, 如图1所示。发动机在启动加力时, 低压涡轮排出的燃气和外涵进入的空气经混合扩压器

扩压器中减速扩压, 然后与喷嘴喷入的燃油掺混形成油气混合气, 在点火电嘴或专门的预燃室点火器的作用下着火, 组织燃烧。传统的加力燃烧室通常采用钝体作为火焰稳定器, 在钝体后面形成一个充满高温燃气的回流区。当来流中的油气混合物与来自回流区的高温燃气接触时, 点燃可燃混合气, 该火焰向外传播引燃稳定器周围混合气。在一定的气流参数范围内, 回流区形成的火焰能保持不被吹跑, 因而形成了连续不断的点火火源。

加力燃烧室的发展过程是一个不断提高加力温度、燃烧效率和燃烧稳定性, 减少流体损失, 减轻重量, 提高可

靠性和适用性的过程。先进战斗机的研制, 对航空发动机的性能提出了更高的要求, 加力燃烧室的设计面临着系列的挑战<sup>[2]</sup>。

首先, 随着发动机涡轮前温度的不断提高, 低压涡轮出口即加力燃烧室进口的温度也在不断提高, 有可能达到1300K甚至更高, 在这样高的温度下, 燃油喷杆和火焰稳定器等部件的结构可靠性问题更加突出, 同时燃油也极易自燃, 影响加力燃烧室的稳定和有效工作。

超声速巡航作为先进战机的重要技术特征, 要求加力燃烧室有着较小的冷态压力损失。而传统的加力燃烧室中, 喷油装置和钝体火焰稳定器直接被安置在气体流路中, 这不可避免地对主流的堵塞, 因此会造成明显的总压损失。

另外, 随着战斗机对隐身性能的不断重视, 加力燃烧室作为发动机尾部的热端部件, 设计中也需要满足红外隐身和雷达隐身要求。而传统的加力燃烧室设计中, 既没有考虑对燃油喷杆和火焰稳定器进行有效的冷却, 也没有对加力部件进行修型, 基本不满足隐身需求。

综上所述, 随着进口条件和设计要

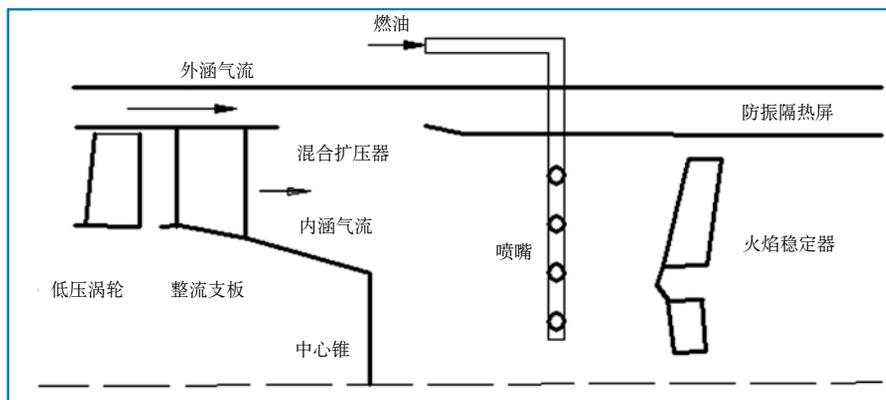


图1 传统加力燃烧室示意图

求的变化以及带来的附加重量和“冷态”流阻损失,传统加力燃烧室的设计已成为制约加力燃烧室性能进一步提高的重要因素。在传统加力燃烧室结构已经缺乏发展潜力的前提下,探索加力燃烧室技术有着很大的现实和军事意义。

从20世纪90年代开始,国际上就提出了一种加力燃烧室与涡轮后框架一体化设计的方案<sup>[3]</sup>。其主要特征是将涡轮排气框架的整流支板和加力燃烧室的火焰稳定器一体化设计,在其内部安置燃油管路,并通过外涵气体进行冷却,整流支板外表面造型按流线型设计,降低冷态压力损失。燃油从火焰稳定器侧面喷入核心流,燃油喷嘴和火焰稳定器采用“近配合”技术,利用稳定器后突扩所形成的回流区稳定火焰。

该方案将加力燃烧室与涡轮后框架一体化设计,可取消设置在流路中的加力稳定器和喷油装置,大大降低了流体损失,同时还有效缩短了加力燃烧室长度,使结构更加紧凑,引外涵空气冷却整流支板、稳定器及燃油管路可以有效提高结构耐久性,提高发动机推重比。

## 1 一体化加力燃烧室方案设计

在加力燃烧室与涡轮后框架一体化设计的方案(如图2所示)中,火焰稳定器系统为径向支板/稳定器与内外涵之间的壁式火焰稳定器的组合方案。径向整流支板除了起到对低压涡轮出口气流的整流作用之外,还起火焰稳定作用,燃油喷杆内置于火焰稳定器内,向外喷油。由设置在内外涵之间的壁式火焰稳定器组织外涵气流燃烧,壁式稳定器在F110-GE-132发动机加力燃烧室上得到了成功应用<sup>[4]</sup>。在壁式稳定器内燃油通过外机匣向内插入喷油杆,在此区域可以点火燃烧。壁式稳定器内燃烧条件较好,可以在稳定燃烧的同时支援

径向稳定器后燃烧。内外涵气体在壁式稳定器后边混合边燃烧,中心锥应用曲面造型。

这种一体化的加力燃烧室方案取消了流路中的钝体火焰稳定器,并将燃油喷杆整合到支板稳定器中,在保证燃烧性能的前提下,可以有效降低流动损失,降低壁温,提高结构可靠性。该方案兼顾了对内外涵气流的组织燃烧,而且也考虑了对热端部件的冷却。

## 2 数值模型及计算方法

应用计算流体动力学软件FLUENT对上述方案进行了三维冷态和热态数值模拟研究。计算模型如图3所示,以低压涡轮出口截面为进口,喷管进口截面为出口,周向跨度 $45^\circ$ ,计算域是壁式稳定器与径向火焰稳定器相结合的1/8扇

形段,包含两根径向火焰稳定器,侧壁使用旋转周期性边界条件,隔热屏用不连续开缝的平面近似,中心锥曲面造型。其中并不考虑模型的进口余旋,因此整流支板设计成直支板,计算中暂不考虑整流支板、径向火焰稳定器和中心锥台阶及锥面的冷却,也不考虑引外涵气过程。同时燃油管路也并未建模,计算时燃油颗粒以源项的形式加入到计算域中。

火焰稳定器的存在使得加力燃烧室的流动变得复杂,特别是火焰稳定器附近,存在气流的分离和复杂的回流区。径向稳定器结构进一步加剧了流场的扰动,在壁式稳定器与径向稳定器接合处,除了传统的沿流向的回流结构外,还出现了沿径向分布的流动结构。整个流场呈现出高度三维特点。采

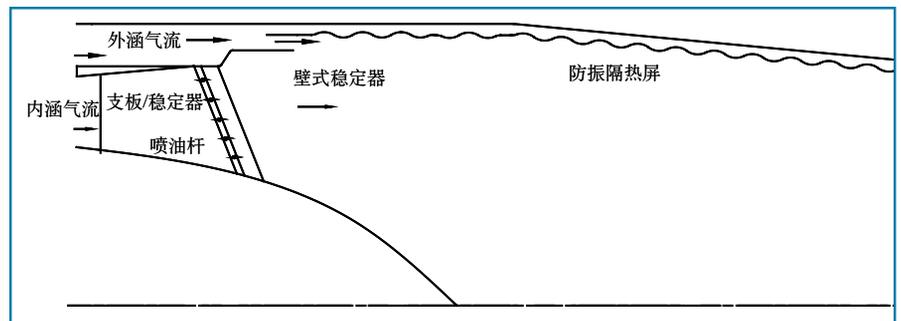
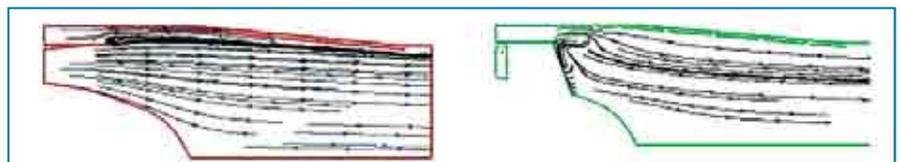


图2 与涡轮后框架一体化的加力燃烧室方案图



图3 数值计算模型



a) A面流线图

b) B面流线图

图4 冷态A面和B面流线

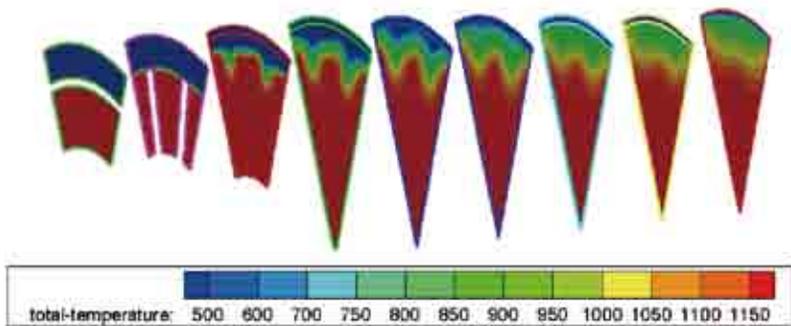


图5 冷态沿程各截面总温云图

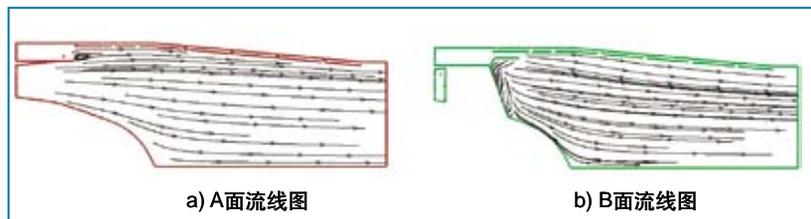


图6 热态A面和B面流线

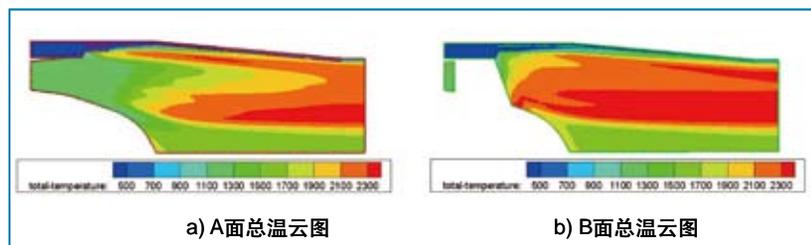


图7 热态A面和B面总温云图

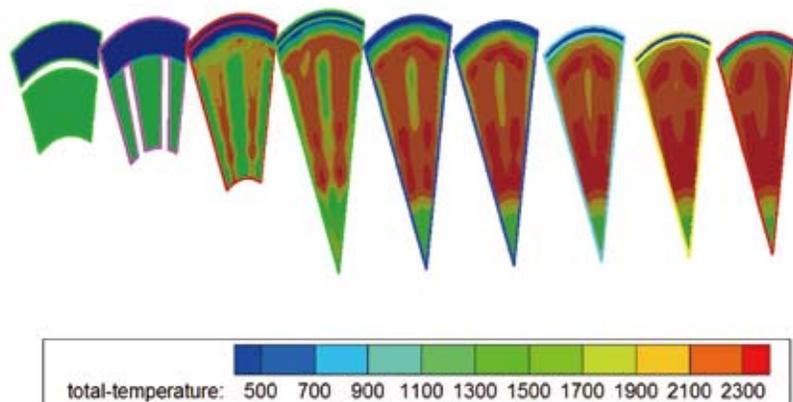


图8 热态沿程各截面总温云图

用的计算网格为结构化与非结构化混合的网格,并对流动较复杂的区域进行了局部加密处理,最终网格数为150万。

数值计算方法为应用基于压力

的隐式求解器,求解三维可压缩稳态流场,采用标准 $k-\epsilon$ 湍流模型,标准壁面函数,压力-速度耦合基于SIMPLE算法,动量方程、湍流动能和湍流耗散率等方程的对流项采用

二阶迎风离散格式。

针对加力燃烧室两相流动特点,采用离散相模型对加力燃烧室燃油的雾化、运动和蒸发进行模拟,采用Rosin-Rammler分布对喷嘴燃油初始状态进行分组,离散相粒子与气相湍流之间的相互作用采用随机跟踪模型进行计算,选择通用有限速率模型中的有限速率/涡耗散模型(Finite-Rate/Eddy Dissipation)模拟化学反应。

计算时给定加力燃烧室进口截面内外涵气流的质量流量、总温以及组分参数和出口截面的静压。本设计中的加力燃烧室一共有内涵和外涵两个进口,内外涵气流混合后通过一个出口排出,已知条件为内外涵进口的气体的总温、总压、质量流量和组分。

### 3 计算结果分析

分析结果时选取了周向上两个不同角度的纵向截面,A面为两径向稳定器中间截面,B面为径向稳定器所在截面。

#### 3.1 冷态流场分析

图4为冷态计算时纵向截面A和B的流线图,A截面上内涵气流在壁式稳定器内形成了一个低速回流区,B截面上径向火焰稳定器和壁式稳定器结合区域,流动较复杂,外涵气流经壁式稳定器和径向火焰稳定器结合区域向内涵区域流动,同时径向稳定器后也有径向向内的流动,形成复杂的回流区。图5为冷态沿程各截面总温云图,A截面上壁式稳定器内因为外涵气流的回流总温有所降低,B截面上壁式稳定器内因强烈的外涵气流回流,气流温度则下降较多,因此壁式稳定器内部沿周向温度并不均匀。

#### 3.2 热态流场分析

图6~图8给出了热态计算的A面和B面的流线图,总温分布云图和沿程各截面的总温分布云图。

由图6可以看到,热态时A截面上壁式稳定器内存在一个回流区,起稳定燃烧的作用,B截面上壁式稳定器与径向火焰稳定器后回



# 开式和闭式环境下燃油地面预洗涤比较分析\*

## Comparative Analysis of the Aircraft Ground-Based Oil Pre-Scrubbing on Open and Closed Environment

卢吉 冯诗愚 付振东 刘卫华 / 南京航空航天大学航空宇航学院

**摘要:**基于氧氮质量守恒关系,建立了开放式油罐与闭式增压式油罐洗涤过程的数学模型,并采用微元计算方法对其进行求解,得到油罐气相和燃油中氧气浓度随时间的变化关系。计算结果显示,提高洗涤效率对降低两种洗涤方式下燃油中的氧浓度均是有利的;对于闭式油罐洗涤,提高阀门设置值可使燃油中的氧浓度达到较低的水平,且波动较小。通过比较,闭式系统比开式系统洗涤燃油中的氧浓度下降更快。

**关键词:**油箱惰化;地面预洗涤;开式;闭式;氧浓度

**Keywords:** fuel tank inerting; ground-based prescrubbing; open; closed; oxygen concentration

### 0 引言

飞机油箱的防火防爆能力不仅关

系到飞机的生存能力和易损性,同时也关系到飞机的利用率、成本及乘员的安

全<sup>[1]</sup>。国外研究工作表明,当飞机油箱上部气相空间的氧浓度低于9%时,即使

流区交汇到一起,形成了一个径向向下的大回流区,实现壁式火焰稳定器稳定燃烧并沿径向稳定器向下流动传焰的功能。由图7和图8可以看到,以壁式火焰稳定器和径向支板火焰稳定器为中心,火焰很快扩散到了整个加力燃烧室空间,出口截面总温分布均匀。

热态情况下的流场,计算结果表明,径向支板稳定器和壁式稳定器能够组织起加力燃烧室内的有效燃烧,出口截面温度分布均匀,验证了方案的可行性。【AST

ASME Journal of Turbomachinery, 2001, 123(7):544-551.

[5] Hakan Schmidt, Development of a Cooled Radial Flameholder for the F404/RM12 Afterburner, ISABE-2003-1058.

[6] S.Olovsson, Combustion Calculations on a premixed system with a bluff body flameholder AIAA-92-3470.

[7] 叶桃红等.发动机加力燃烧室湍流流场数值计算[J],推进技术,1999, 20(1).

[8] 王福军.计算流体动力学分析——CFD软件原理与应用[M],北京:清华大学出版社,2007.

### 4 结论

本文在深入分析未来先进航空发动机加力燃烧室发展趋势的基础上,提出了一种与涡轮后框架一体化设计的加力燃烧室方案。该方案火焰稳定器系统为径向支板/稳定器与内外涵之间的壁式火焰稳定器的组合方案,同时喷油杆布置在径向支板稳定器内。

应用计算流体动力学软件对该方案模型进行了数值计算,分析了其冷态和

### 参考文献

[1] 加力燃烧室原理[M].南京:南京航空学院.1977.

[2] Jeffery A. Lovett, Torence P. Brogan, Derk S. Philippona, et al. Development Needs for Advanced Afterburner Designs[R]. AIAA 2004-4192, 2004.

[3] US Patent 5385015 Augmentor burner.

[4] Wadia A. R., James F. D. F110-GE-132: Enhanced Power Through Low-Risk Derivative Technology[J].

### 作者简介

孙雨超,助理工程师,主要从事发动机加力燃烧室设计研究。