

# 加力燃烧室性能提升技术研究

## Performance Enhancement Technology of Afterburner

张宇 东明 穆林 / 大连理工大学 王彦红 / 东北电力大学

加力燃烧室可以使发动机在短时间内实现推力大幅提升，满足快速起飞和追击等战斗需求，目前世界各国的新一代军用发动机基本都采用了带加力燃烧室的结构。为了提升加力燃烧室的性能，需要对加力燃烧室的一体化设计和燃烧稳定性进行深入研究。

传统的加力燃烧室由喷油杆、整流支板、中心锥、火焰稳定器及隔热屏等部件组成，如图1所示。虽然加力燃烧室可以极大地提升发动机推力，但是传统的加力燃烧室结构有着诸多不足之处。首先，加力燃烧室各部件分散布置使得发动机整体质量偏大，不利于提升发动机推重比；其次，战斗机要求高机动性与灵活性，分散布置的各部件所占空间较大，致使发动机整体尺寸增大；最后，喷油杆等部件直接布置于加力燃烧室内，同燃烧室内的高温燃气直接接触，易造成烧蚀及热变形。

加力燃烧室的出口燃气温度可达2200K<sup>[1]</sup>，这个温度远远超过了筒体所能承受的温度，因此加力燃烧室内的热工作环境极其严峻，如无冷却结构，筒体将面临烧蚀及变形的风险。除此之外，发动机采用加力燃烧室结构的目的是提升发动机推力，这就要求燃烧室具有一个良好的燃烧状态。综上所述，提升加力燃烧室的性能可以从一体化设计、冷却结构和稳定火焰几个方面进行。

### 一体化设计

针对加力燃烧室面临的质量及空间占比大、内部结构无冷却问题，一

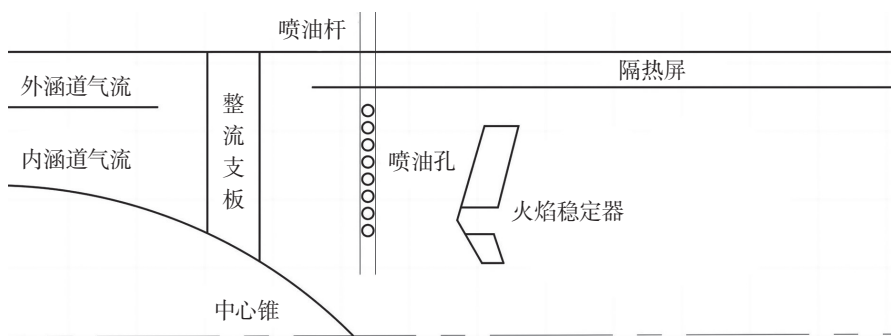


图1 传统加力燃烧室

体化加力燃烧室结构被提出，主要包括喷油杆与稳定器一体化设计，扩压器与稳定器一体化设计，混合器、扩压器及稳定器一体化设计，以及涡轮后框架与加力燃烧室一体化设计<sup>[2]</sup>。

### 喷油杆与稳定器一体化设计

传统加力燃烧室的喷油杆和火焰稳定器是分离式的，这样会造成加力燃烧室所占空间过大以及喷油杆易烧蚀等问题，因此，为了改善加力燃烧室的整体性能，将这两个部件进行一体化设计。该设计不仅可以减少部件所占空间，同时来自外涵道的冷气流流经火焰稳定器与喷油杆时还可以对这两个部件进行冷却，起到改善火焰稳定器与喷油杆热工作环境、加快燃油雾化以及缩短点火时间的作用。法国斯奈克玛公司（现赛峰集团）开发的

M88-3发动机的加力燃烧室就采用了此种一体化方式，在冷却以及稳定火焰方面都取得了较好的成效。

### 扩压器与稳定器一体化设计

扩压器与稳定器的一体化设计取消了传统的钝体火焰稳定器，利用气流经过突扩管道或者凹腔产生稳定的旋涡，不仅使得加力燃烧室结构更加紧凑，减少了流体损失，还使得气体燃烧更加稳定，同时沿壁面缝隙进入外涵道的冷气流还能够对部件进行冷却。

南京航空航天大学对该一体化结构加力燃烧室的冷态流动特性进行了数值仿真研究<sup>[3]</sup>，对比分析了入口涵道比在0.278~0.583和总温比在0.418~0.464的一体化加力燃烧室冷态流动特性。研究发现，22%左右的外涵道冷气流用于火焰稳定器和联焰器的冷却，冷却气流对火焰稳

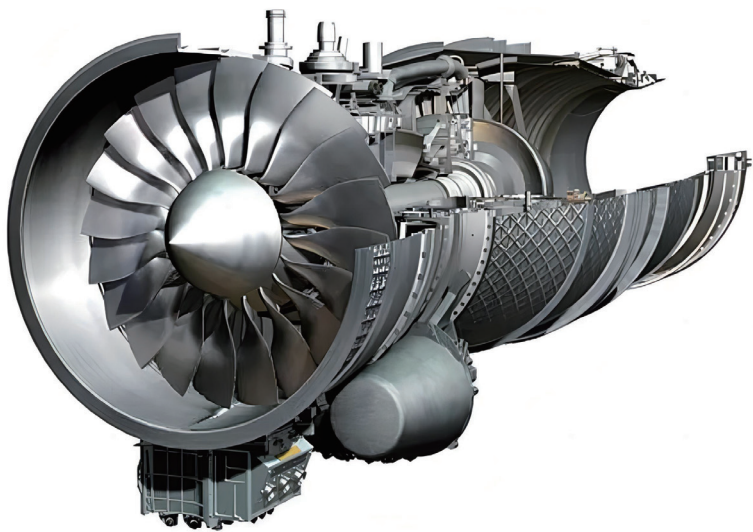


图2 EJ200发动机

定器及联焰器下游形成的回流区影响较小；火焰稳定器顶部附近形成旋涡强化了内外涵道来流的掺混；涵道比增加使得各壁面冷却效率提升，其中火焰稳定器的冷却效率提升尤为明显。

### 混合器、扩压器及稳定器一体化设计

混合器、扩压器及稳定器一体化设计将环形稳定器前移到混合截面，稳定器的内侧流过内涵道气流，稳定器的外侧流过外涵道气流，对稳定器前方内涵道来流进行扩压，在稳定器后方外涵道来流进行混合与燃烧。此举既能减少部件所占空间、缩短加力燃烧室长度，同时也可以减轻加力燃烧室质量，减小流体损失<sup>[4]</sup>。由英国、德国、西班牙和意大利4国联合研制的加力涡扇发动机EJ200（见图2）采用的就是这种设计方式，该方式也是EJ200发动机提高综合性能的重要基础。

### 涡轮后框架与加力燃烧室一体化设计

将发动机涡轮后框架与加力

燃烧室进行一体化设计最早在美国国防部综合高性能涡轮发动机技术（IHPTET）计划中被提出，也是目前较为主流的一种设计方向<sup>[2]</sup>，涡轮

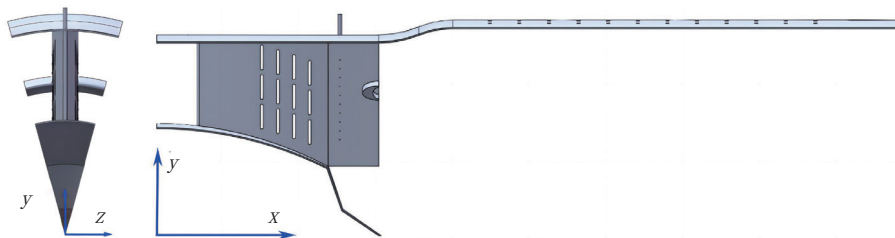


图3 一体化加力燃烧室简化模型结构

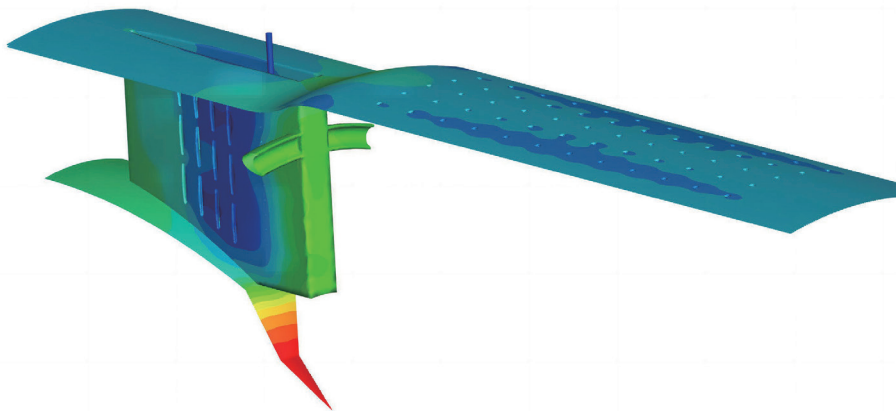


图4 一体化加力燃烧室固体域温度分布

后的整流支板起着加力燃烧室来流整流以及结构支撑的作用，将支板与火焰稳定器、喷油杆进行一体化设计，可以更进一步地缩短发动机的长度、减轻发动机的质量，同时可以利用外涵道冷气流对支板、火焰稳定器和喷油杆进行冷却，保证加力燃烧室内部件有一个良好的热工作环境，图3为该设计的加力燃烧室简化模型结构。以此模型为基础，采用数值仿真技术，研究在燃烧情况下加力燃烧室固体域的温度分布情况，结果如图4所示，可以看出，该设计方案能够很好地对一体化结构部分起到冷却作用。

美国第四代发动机F119采用的就是涡轮后框架与加力燃烧室一体化设计方案，其支板前段的弧面设计以及支板后端的平面设计分别用

来整流气体和稳定火焰，同时支板上设计了一系列与喷油孔对应的进气小孔，能够很好地改善燃油在加力燃烧室内部的空间分布，外涵道来流可以对喷油结构进行冷却，提升加力燃烧室整体的结构稳定性。

陆军航空兵学院在涡轮后框架与加力燃烧室设计一体化的思想上提出了一体化加力燃烧室结构<sup>[5]</sup>，主要包括空心叶片/稳流器、防振隔热屏、凹腔驻涡空心中心锥、燃油系统等，并采用数值手段对加力燃烧室燃烧流场进行了研究。数值计算结果表明，一体化稳定器的设计方案能够产生稳定的回流区，有利于火焰的稳定，同时加力燃烧室的燃烧效率为84.7%，该方案为加力燃烧室的优化设计提供了参考。

## 室壁冷却

为了防止加力燃烧室筒体过热，可以在加力燃烧室内安装多孔隔热屏。面对高达2200K的加力燃烧室出口燃气温度，单一的气膜冷却已经难以满足先进加力燃烧室的技术发展需求，因此，可以在隔热屏中采用冲击/发散双层冷却结构，依据不同部位的热负荷来调整结构内部的气膜冷却布置形式，提升冷却效率和冷却效果。为了进一步明晰双层冷却结构的冷却效果，西北工业大学开展了气膜孔与冲击孔面积比和动量比对加力燃烧室双层壁隔热屏综合冷却效率影响的研究<sup>[1]</sup>。研究发现，沿主流方向，下游的综合冷却效率要优于上游的综合冷却效率，同时在冲击驻点和气膜覆盖的区域冷却效率较高；在动量比较低的情况下，上游的主要冷却方式是冲击冷却，其他区域则是冲击冷却

和气膜冷却共同作用，而随着动量比增大，冲击冷却和气膜冷却效果增强，冷却效率提高；面积比增大，平均综合冷却效率提高，但随着面积比的增大综合冷却效率的提升速度减缓。

## 火焰稳定器

火焰稳定器可以改善加力燃烧室内的燃烧情况，有利于稳定燃烧，分为径向稳定器及周向稳定器。

### 径向稳定器

径向稳定器大致沿燃烧室圆周半径方向。影响径向稳定器效果的因素之一是稳定器的V形开角大小，为了探究开角大小对加力燃烧室燃烧状态的影响，成都航利（集团）实业有限公司对正常型、改进型以及故障型3种工况进行了数值模拟，以研究不同径向稳定器开角对加力燃烧室局部燃烧状态的影响<sup>[6]</sup>。研究发现，改变径向稳定器V形开角大小会对稳定器后局部流场产生影响，而对加力燃烧室的整体流场影响较小；改进型加力燃烧室径向稳定器V形开角减小，使稳定器后局部气体主流速度减小，同时使向稳定器内流动的逆向主流速度增大，且会使高温区向稳定器后受感区域移动；通过调整径向稳定器开口大小可以使燃烧高温区域移动、提高受感部的局部温度，从而排除故障。

### 周向稳定器

对图3所示的一体化加力燃烧室简化模型开展研究，可知周向稳定器位置的变化会直接影响燃油在内外侧的分布浓度，进而对燃烧室内的组织燃烧产生不同效果，同时也会对阻塞比产生影响。定义周向稳定器的径向

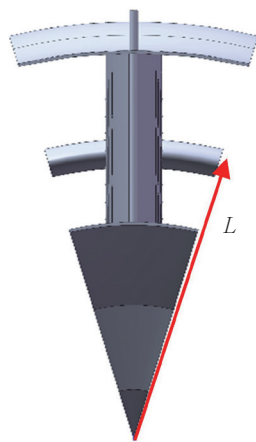


图5 周向稳定器径向距离定义

距离为 $L$ ，如图5所示。为探究不同 $L$ 对一体化加力燃烧室的流场及性能的影响规律，选取 $L$ 为175mm、190mm、205mm、220mm等4种结构参数进行研究，阻塞比分别为35.8%、36.6%、37.4%、38.2%。

为了进一步分析周向稳定器位置变化对一体化加力燃烧室的影响，对加力燃烧室的总压恢复系数及燃烧效率进行了量化的处理，图6为不同周向稳定器位置加力燃烧室的总压恢复系数及燃烧效率的变化规律。研究发现，随着周向稳定器位置的升高，加力燃烧室内的径向混合强度增大，一体化加力燃烧室的总压恢复系数下降了1.4%，燃烧效率提高了10%；同时，低位置的周向稳定器可以更好地起到稳定火焰的作用，而高位置的周向稳定器可以更好地扩大燃烧范围，提高燃烧效率；周向稳定器位置的升高主要会改变回流区的径向位置，增强了气相燃油径向湍流混合能力，对总压恢复系数的影响较小。该调整能够显著提高约10%的燃烧效率，因此在结构允许的情况下，改变周向稳定器位置以获得更大的一体化加力燃烧室性能收益是更合理的。

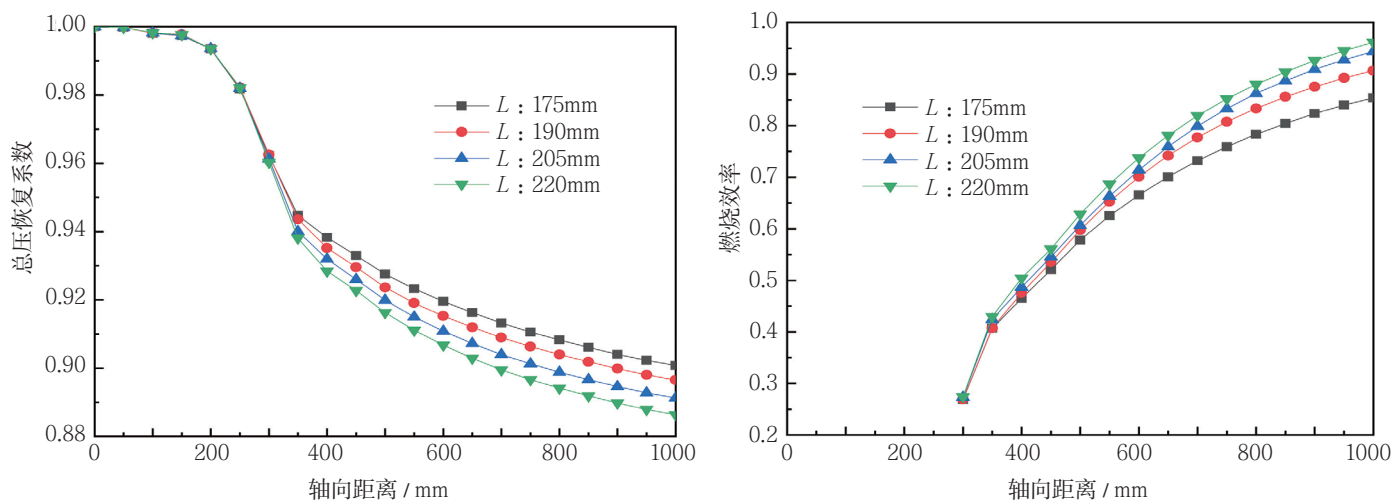


图6 不同周向稳定器位置加力燃烧室的总压恢复系数及燃烧效率

## 喷嘴布局

根据加力燃烧室结构以及进口流场等条件,设计合理的喷嘴布局对加力燃烧室的稳定燃烧有着至关重要的作用。中国航发沈阳发动机研究所对喷嘴布局对加力燃烧性能的影响做了数值仿真<sup>[7]</sup>,设置了两个布局方案,方案一的喷嘴集中布置在周向稳定器内侧,方案二则增加了12支短喷杆且兼顾内外涵道区域。研究发现,方案一所形成的高温燃烧区域较小,方案二所形成的高温燃烧区域更大且燃油分布更加均匀;方案二的总温升以及燃烧效率较方案一要更高;方案一的热态总压恢复系数要优于方案二。该研究说明较为分散的喷嘴布置对整体效果的影响要优于集中布置,未来对喷嘴布置的优化与研究仍然将是一个重要的研究方向。

## 结束语

影响加力燃烧室性能的方面有很多,仅就结构而言,包括一体化结构设计、冷却结构设计、火焰稳定器设计以及喷嘴布局等方向。在一体化

设计方面,主要是将分散的加力燃烧室部件有机地结合在一起,从而减轻加力燃烧室的质量和缩短长度,进而提升加力燃烧室性能;在冷却结构方面,合理的隔热屏结构能够极大地改善燃烧室筒体的热环境,冲击/发散双层冷却结构可以进一步提升冷却效果,同时也可以为将来更先进的燃烧室奠定基础;火焰稳定器是燃烧室稳定燃烧的关键,无论是径向火焰稳定器还是周向火焰稳定器,其结构设计的合理与否都将直接影响整个加力燃烧室的运行,新构型火焰稳定器的设计在将来或许能成为改变加力燃烧室设计的重要影响因素;喷嘴的布局更是直接影响加力燃烧室内部的燃烧状况,未来的喷嘴布局可能会朝着智能化方向发展,为加力燃烧室再增“推力”。

航空动力

(张宇,大连理工大学,博士研究生,主要从事加力燃烧室数值仿真)

参考文献

[1] 牛嘉嘉,刘存良,刘海涌,等.气膜孔

与冲击孔面积比和动量比对加力燃烧室双层壁隔热屏综合冷却效率的影响[J].推进技术,2021,42(3):601-611.

[2] 林爽,吴榕,郑睿书.加力燃烧室一体化设计[J].航空动力,2020,(6):31-34.

[3] 贾翔中,单勇,徐兴平,等.一体化加力燃烧室冷态流动特性数值研究[J].航空动力学报,2021,36(7):1472-1480.

[4] 张孝春,孙雨超,刘涛.先进加力燃烧室设计技术综述[J].航空发动机,2014,40(2):24-30.

[5] 王亚军,颜应文.一体化加力燃烧室燃烧流场数值计算[C].第十八届燃烧与传热传质专业学术讨论会,南京:中国航空学会,2015.

[6] 高明,徐诸霖,卢子元,等.径向稳定器开角对加力燃烧室局部燃烧状态影响的数值模拟研究[J].航空维修与工程,2022,(4):25-29.

[7] 付焱,朱健,高原,等.喷嘴布局对加力燃烧室燃烧性能的影响[J].热科学与技术,2023,22(1):13-20.