

TBCC发动机加力/冲压燃烧室高性能燃烧组织技术

High-Performance Combustion Technology of an TBCC Afterburner or Ramjet

■ 岳晨 范育新 / 南京航空航天大学

涡轮基组合循环 (TBCC) 发动机具有飞行包线宽、工作范围内经济性好和持续推力大等优势。但TBCC发动机加力/冲压燃烧室因气动参数变化范围宽会导致涡轮模态易自燃、冲压模态点火难度大和火焰稳定困难等问题,开展加力/冲压燃烧室燃烧组织技术研究有助于推进TBCC发动机的应用。

宽域TBCC发动机要求在非常宽的飞行包线范围内获得高性能,加力/冲压燃烧室是TBCC发动机的重要部件之一,其可靠工作是TBCC发动机推进性能的重要保障。对于串联式TBCC发动机而言,涡轮加力模态、冲压模态及涡轮加力与冲压的转换模态均由同一加力/冲压组合燃烧室完成,马赫数 (Ma) 在 $0 \sim 5$, 故其在革新涡轮加速器 (RTA) 计划中也被称作超级燃烧室^[1]。相较于并联式TBCC发动机,串联式TBCC发动机结构紧凑,是当前国内外研究的热点之一。在串联式TBCC发动机涡轮加力向冲压模态转换过程中,加力/冲压多模态燃烧室进气温度的快速降低和主流速度的大幅提高,会对点火和火焰稳定提出更高的要求^[2];同时,供油和火焰稳定装置在高速气流中的阻力损失大,兼顾双模态工作的低阻高效混合设计困难。而在并联式TBCC发动机冲压燃烧室中气流速度更高,最高可达 $Ma0.4$ 以上,局部区域甚至可达到 $Ma0.6$,气流温度则相对较低。燃油在高马赫数气流中的穿透距离短,导致冲压模式下的点火性能恶化、火焰稳定性差,在大

功率涡轮模式下则又极易发生热自燃,两种模式下的燃烧组织特点差异很大。因此,点火、稳定和高效冷却一体化的加力/冲压燃烧室燃烧组织技术是宽域TBCC发动机研制中的关键技术之一。

通过对未来先进涡扇加力/冲压燃烧室的发展趋势分析,可以发现对于未来先进发动机,例如,推重比15以上的涡扇发动机加力燃烧室、 $Ma3$ 以上的冲压发动机燃烧室及TBCC发动机中加力/冲压燃烧室,除了供油和火焰稳定设计技术外,燃油、空气的掺混及内外涵道冷、热气流的掺混技术则更是影响高效燃烧的关键因素。因此,对于未来先进加力/冲压燃烧室,必须兼顾流动、供油、掺混和稳定多方面的影响因素,采用整流、供油、掺混和稳定一体化设计来实现合理的油气分布,达到全工况下的火焰稳定,获得高效、低阻的燃烧特性,实现对稳定和供油结构的有效热防护,从而满足先进加力/冲压燃烧室的寿命要求。

因此,近年来发展了许多一体化概念的加力燃烧室结构和设计技术,一些先进燃烧组织技术也得以发展。其中,最具代表性的

是美国综合高性能涡轮发动机技术 (IHPTET) 计划提出的加力燃烧室整体式设计和一体化设计思想,一体化设计的布局可以简化加力燃烧室结构,降低流阻损失,减轻发动机质量^[3-4]。一体化设计的方案最早是应用于以欧洲EJ200、法国M88和美国F110-GE-132为代表的第三代涡扇发动机加力燃烧室。此后,以美国F119、F135涡扇发动机为代表的第四代涡扇发动机均采用了涡轮后框架一体化加力燃烧室,并表现出了优越的加力性能,体现了当前世界最先进航空发动机的设计水平。

从系统设计的角度出发,通过改变TBCC发动机涡轮-冲压过渡模态工作条件范围,也是降低TBCC发动机多模态冲压燃烧室燃烧组织难度的有效方法。TBCC发动机采用射流预冷技术可显著提高涡轮模态的推力和工作马赫数上限,这对改善加力/冲压燃烧组织具有益处。

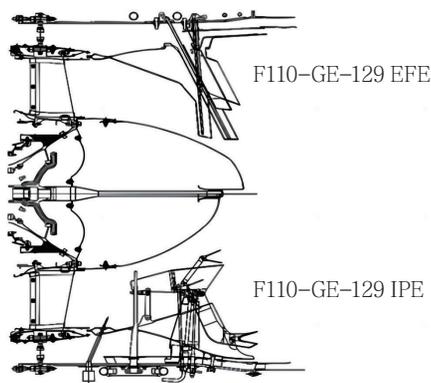
当前先进TBCC发动机加力/冲压燃烧室燃烧组织技术方面的研究主要集中在喷油、点火和火焰稳定的低流阻一体化火焰稳定技术,旋流超重力加力/冲压燃烧室燃烧组织技术,以及射流预冷加力/冲压燃烧

室燃烧组织技术。

一体化火焰稳定技术 壁式稳定器与径向稳定器一体化设计

美国GE公司的F110-GE-129EFE涡扇发动机加力燃烧室^[6]如图1(a)所示,采用喷油杆、壁式稳定器与径向稳定器一体化设计的方案,取代F110-GE-129IPE发动机的三圈环形火焰稳定器。采用一体化火焰稳定器后的F110-GE-129EFE发动机加力燃烧室结构较F110-GE-129IPE发动机更简单,零件号减少50%,零件数减少15%,质量减轻3%,而且外场可换组件拆换与返修率也降低了。另外,由于中心内锥体做成截锥,方便锥体前隔热罩的拆换,使维修工时降低了90%。1999年10月,GE公司将推力为142.4kN的F110-GE-129EFE发动机命名为F110-GE-132。该机型作为F16-E/F系列战斗机的指定发动机,其可靠性和优越的加力性能在实战中得到了很好的检验,如图1(b)所示。

此外,GE公司在1997年提出了另一种将整流支板、火焰稳定器和喷油杆一体化设计的燃烧组织方法,



(a) F110-GE-129

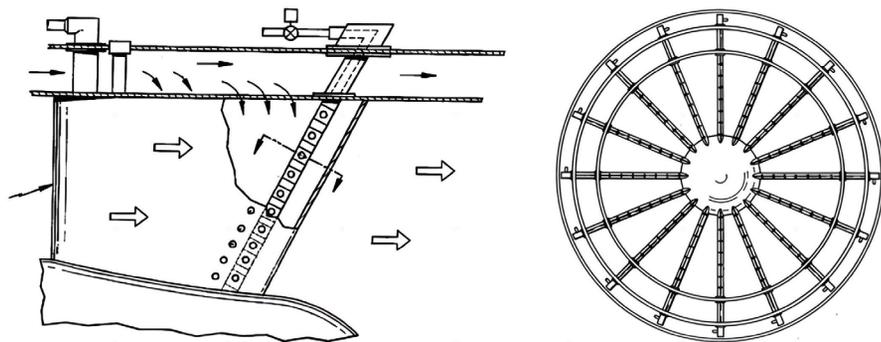


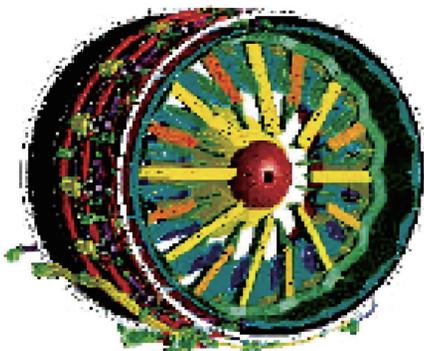
图2 一体化设计加力燃烧室及径向支板火焰稳定器结构

如图2所示。在支板稳定器中间插入喷油杆,燃油从支板侧面的喷射孔喷出,并引外涵道冷气进行冷却,降低了流阻损失,有效改善其结构可靠性。此外,根据相关文献^[6]分析可知,尽管没有太多技术细节被披露,但普惠公司研发的第四代航空发动机F119、F135都采用了类似上述专利的涡轮后框架一体化加力燃烧室布局。

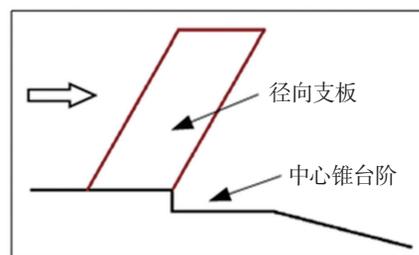
中心锥台阶/截锥与径向支板一体化稳定器设计

近年来,基于TBCC发动机加力/冲压多模态燃烧室在宽域内低阻高效地实现可靠点火的要求,赵世龙等^[7]提出利用中心锥台阶/截锥产生局部回流区,获得良好的值班点火性能,两种值班稳定器分别与V

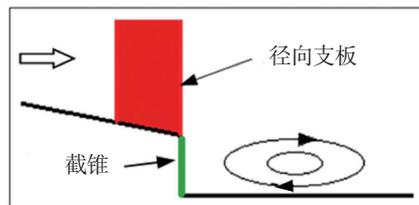
形径向支板稳定器组合使用,都可以实现值班区火焰径向传播和相邻支板间周向联焰,最终使得火焰充满整个燃烧室,如图3所示。研究表明,在给定加力模态来流工况下,中心锥台阶高度为30mm时的点火、熄火性能最好,截锥高度为80mm时,燃烧室流动损失最低,径向支板为30mm槽宽和30°后倾角时,流阻更低、点熄火边界更宽且火焰传播速度更快。中心锥台阶/截锥与径向支板组合火焰稳定器流阻损失较低,点火、火焰稳定和组织燃烧效果较好,在先进加力燃烧室



(b) F110-GE-132



(a) 中心锥台阶 + 径向支板



(b) 截锥 + 径向支板

图3 中心锥台阶/截锥与径向支板组合火焰稳定器方案

图1 F110-GE-129/132发动机加力燃烧室结构

中具有很好的应用前景，不过当前公开的研究主要集中在不同结构参数和气动参数下流动和点熄火性能的初步探索，应用于工程模型之前依旧需要获得大量流动、油雾场和燃烧特性等试验数据作为技术支撑。

凹腔与径向支板一体化稳定器设计

随着超声速飞行器动力技术的发展，凹腔火焰稳定器具有阻力损失小、回流区稳定性好和结构简单等优势，在超声速燃烧室中得到了广泛的研究和应用。在亚声速来流中，基于凹腔的驻涡稳定技术也得到一定研究和发展。凹腔火焰稳定器的结构能将回流区锁住，降低主流对回流区的破坏，从而提高值

班点火性能和火焰稳定性，作为值班火焰稳定器具有非常好的性能优势。当凹腔和径向支板组合使用时，凹腔内可以形成稳定的点火区，支板后方则可以在主流中形成低压区域，并在低压区域中流体回流形成稳定的回流区，非常有利于反应物的混合，这些回流区可用于维持稳定的火焰。目前，对于凹腔与径向支板组合火焰稳定技术的研究主要集中在TBCC发动机加力/冲压多模态燃烧室，最早的应用出现在美国国家航空航天局（NASA）发展的RTA发动机中，随后国内学者基于亚声速加力/冲压燃烧室提出多种相似结构并开展了大量数值和试验研究，具体如表1所示。

旋流超重力加力/冲压燃烧室燃烧组织技术

宽域TBCC发动机的工作特点使得燃烧室在加力和冲压模态的一些极端工况下都存在燃油不易分布均匀、点火困难、在稳定器尾迹区内形成的点火源很难向四周传播的问题，因此为了达到截面上燃油分布均匀，促进火焰的传播，需要利用支板等流线形钝体或凹腔结构，采用多点、多路供油，而在高速气流中这些必然会带来较大的阻力损失。采用进口旋流设计不仅可以解决高温/高速下燃油穿透、油气混合的问题，还能促进火焰的传播，提高燃烧效率。

高速旋流会产生比重力加速度大得多的离心加速度，强离心力场

表1 凹腔与径向支板组合火焰稳定器技术研究方案

组合稳定器	结构示意图	研究机构
凹腔驻涡+支板		NASA、空军工程大学
凹腔+支板		南京航空航天大学
气动辅助凹腔+支板		南京航空航天大学
凹腔+中心锥+支板		南京航空航天大学

燃烧又被称为超重力燃烧。20世纪80年代，刘易斯研究中心在高速旋转燃烧室中首次观察到离心力有加快火焰传播速度的作用，并提出一种基于焰泡迁移的火焰传播理论：当离心加速度较小时（小于200g），焰泡速度很小；当离心加速度较大时（大于500g），焰泡速度得到极大提高；当离心加速度大于3500g时，由于火焰拉伸率过大而导致焰泡火焰传播速度开始减小，并在8000g左右时熄灭。已点燃的气体和未燃气体的密度不同，在混合物交界面诱发了瑞利-泰勒（RT）不稳定性。体积力会迫使密度大的流体往密度小的流体流动，在离心力作用下旋转的冷气流由中心向外运动，而已燃混气团向中心运动，两者在相对运动中加速掺混并点燃新鲜混气，试验表明焰泡火焰传播速度能达到常规湍流火焰传播速度的4~5倍。离心超重力燃烧技术首次应用于F110发动机加力燃烧室的改型，试验结果表明离心力的存在能缩短加力燃烧室长度、提高燃烧效率、节约燃油并拓宽火焰稳定范围，且旋流带来的总压损失被省去的火焰稳定器损失所抵消；但尾喷管中旋流的产生会引起推力损失，故需要控制尾喷管进口旋流角。

目前，研究较多的超紧凑燃烧室（UCC）和涡轮级间燃烧（ITB）也运用了超重力燃烧技术，泽利娜等的研究表明离心超重力燃烧具有更高的燃烧效率、更小的火焰长度、更高的热释放率以及更小的损失，并且离心加速度的增加强化了油气掺混，并指出最佳的离心加速度在2000g左右。在离心加速度2000~5000g时燃烧效率略有下降，但这个研究结果是在没有轴向速度或轴向

速度很小的流场中开展的，没有考虑轴向速度对旋流流场的作用和对旋流燃烧的影响。实际燃烧装置中，火焰大都在一定轴向速度的流动气流中进行，尤其在加力/冲压燃烧室中，气流速度可以达到Ma0.4以上，此时在轴向高速和离心超重力加速度的双重作用下，燃烧区的火焰稳定和发展机理尚不成熟。

目前，旋流在加力/冲压燃烧室内的应用都是使整个进口气流旋转，出口的旋流会导致推力损失增加。为了避免燃烧室出口的旋流给发动机带来推力损失，在燃烧室中实现局部旋流，采用设置进口部分旋流，在燃烧室中产生局部离心力来增强油气掺混和加速火焰传播。毕亚宁等^[8]研究了不同旋流进口位置及角度下部分旋流加力/冲压燃烧室的流动特性、燃烧效率及值班点火火焰发展过程，用进口的部分旋流功能在燃烧室内形成一个超重力的区域，在不依靠常规燃烧室中的火焰稳定器的前提下，以较低的阻力损失来实现高速气流中火焰的快速触发、稳定及传播，提高燃烧室的性能。其研究发现，多区域旋流进口与不同旋流角度的组合会使流动损失增大，但可以在燃烧室建立一个

局部超重力场，增强油气掺混和加速点火过程火焰传播。相比于无旋流，旋流进口可以提高值班火焰传播速度，目前采用的旋流进口可提升2%~3%的燃烧效率。

射流预冷加力/冲压燃烧室燃烧组织技术

针对TBCC发动机涡轮模态飞行高度以及速度的提高，受到来流空气总温提高的影响，高马赫数涡轮模态推力明显下降。射流预冷-涡轮基组合循环（MIPCC-TBCC）是一种操作简便的进气道预冷技术，通过在进气道中增加预冷剂喷注装置，喷入的低温冷却剂蒸发后有利于提高系统的推力水平，如图4所示。据有关试验研究表明，射流预冷组合循环技术可使F100发动机改型而来的试验机在海平面高度推力提升1倍，在2450m高空涡扇模态的最大飞行速度达到Ma3.5。但MIPCC-TBCC发动机由于预冷剂的加入，引起加力/冲压燃烧室边界条件变化，因而影响燃烧室点火和火焰稳定性能。

图4所示系统会受到涡扇加力发动机外涵道喷入冷却剂未蒸发冷却剂液滴的影响，如果能够通过控制预冷剂雾化液滴粒径分布、速度和

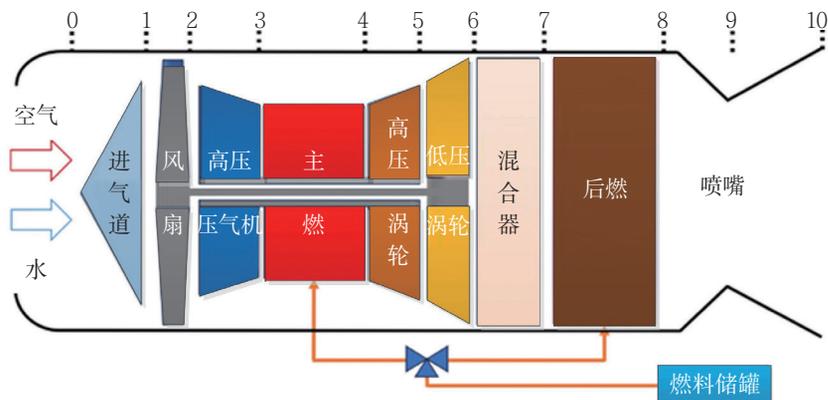


图4 MIPCC-TBCC发动机热力系统工作流程

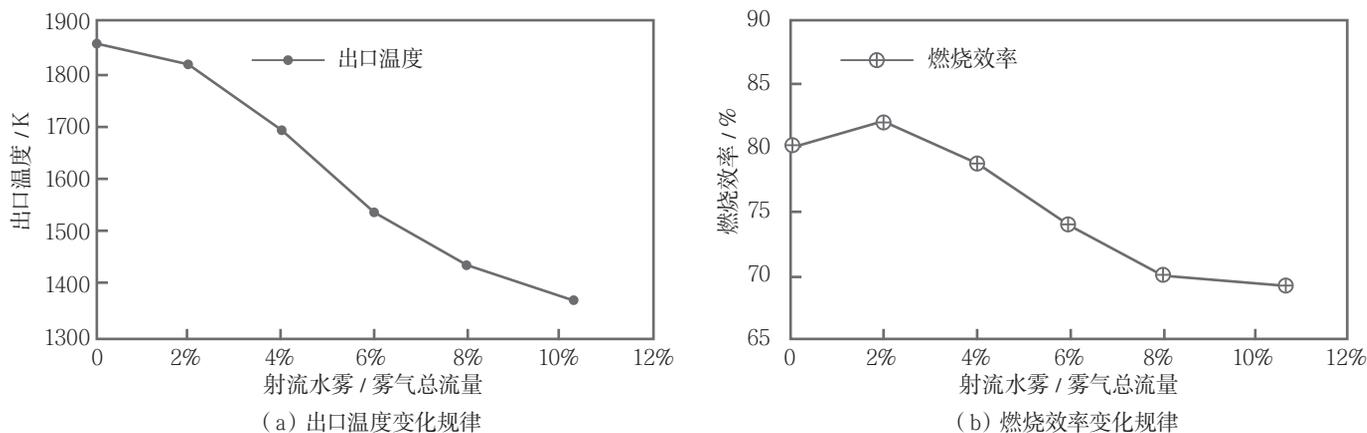


图5 加力燃烧出口温度及燃烧效率与喷水量关系

角度,适当提高火焰湍流强度,其加力/冲压燃烧过程燃烧特性能有所改善,射流预冷不仅能增加高飞行马赫数条件下的推力,提高涡扇模态工作上限马赫数,同时可提高过渡模态的加力燃烧效率,使得总体性能的改善大于效益的下降。高鹏举^[9]等通过试验研究表明,当适量水雾滴喷入加力燃烧室,一定粒径分布的水雾通过与油雾场以及燃烧火焰边界的相互干涉作用,能显著提高加力燃烧过程燃料转化效率。在固定来流烟气温度900 K和来流速度100 m/s的条件下,通过测量加力燃烧室进出口烟气温度,采用焓降法得到了如图5所示的喷水量与加力燃烧效率的关系。从图5(a)可以看到,由于水蒸发需要吸收大量的热量,出口温度随着喷水量的增加呈不断下降的趋势,喷水量的变化对燃油的雾化蒸发、掺混以及加力燃烧过程会产生重要影响。图5(b)表明在射流水雾量低于空气总流量的4%时,尽管射流水雾蒸发吸收了热量,降低了来流空气中的氧气浓度,加力燃烧出口温度有所下降,但适当浓度和粒径分布的水雾滴促进了燃油的雾化蒸发,增强了加力燃烧火

焰湍流化程度,综合效果使得加力燃烧效率较不喷水的情况有所提升。

结束语

加力/冲压燃烧室低阻、高效燃烧组织技术是扩展TBCC发动机工作包线和提高性能的关键。针对不同TBCC发动机应用场景,开展新型加力/冲压燃烧室燃烧组织技术研究,有助于实现全工况范围内燃烧室合理的油气分布,获得高效、低阻的燃烧特性和耐久的结构安全性。该技术的持续发展不仅有利于提高宽域TBCC发动机多模态稳定运行的可靠性,对于提高TBCC发动机整体技术经济性、加速性和持续大推力等具有显著优势。

航空动力

(岳晨,南京航空航天大学,副教授,主要从事新型动力循环、射流预冷加力燃烧组织技术研究)

参考文献

- [1] 刘大响,金捷. 21世纪世界航空动力技术发展趋势与展望[J]. 中国工程科学,2004(9):1-8.
- [2] 程秋芳. 涡扇发动机加力燃烧室的软点火[J]. 航空发动机,1994(4):22-27.
- [3] 程晓军. 串联式TBCC超级燃烧室

燃烧组织及性能研究[D]. 南京:南京航空航天大学,2015.

- [4] 陈玉乾,范育新,赵世龙,等. 冷气射流对壁式火焰稳定器流场特性及壁温分布影响数值研究[J]. 推进技术,2022,43(3):276-284.
- [5] SMITH C, NICKOLAUS D, LEACH T, et al. LES blowout analysis of premixed flow past V-gutter flameholder[C]. In 45th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, AIAA 2007-170, 2007.
- [6] LOVETT J, BROGAN T, PHILIPPONA D, et al. Development needs for advanced afterburner designs[C]. In 40th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, AIAA 2004-4192, 2004.
- [7] 赵世龙. 一体化设计的火焰稳定和高效燃烧技术研究[D]. 南京:南京航空航天大学,2020.
- [8] 毕亚宁. 部分旋流提高加力燃烧室流动和燃烧性能研究[D]. 南京:南京航空航天大学,2023.
- [9] 高鹏举. 射流预冷对加力燃烧特性的影响研究[D]. 南京:南京航空航天大学,2022.