

先进军用航空发动机燃烧室关键设计技术

丁伟^{1,*}, 于向财², 唐岩辉²

1. 海军驻西安地区航空军事代表室, 陕西 西安 710038

2. 海军航空兵学院, 辽宁 葫芦岛 125001

摘 要: 随着未来先进军用航空发动机向着更高推重比、更低耗油率、更高机动性等方向发展, 燃烧室则向着更高温升和热容方向发展, 为燃烧室的燃烧稳定性、可靠性、耐久性的提高和寿命期成本的降低提出挑战。先进的燃烧组织技术和火焰筒冷却、结构技术是保证高性能航空发动机燃烧室能够满足设计要求的關鍵。目前主要的燃烧室关键技术包括驻涡燃烧组织技术, 多斜孔气膜冷却火焰筒、浮动壁火焰筒、多孔层板冷却火焰筒等火焰筒冷却与结构技术。本文综述了这些技术的研究现状及未来发展。

关键词: 发动机; 驻涡燃烧室; 多斜孔气膜冷却; 浮动壁火焰筒; 多孔层板冷却

中图分类号: V23 文献标识码: A 文章编号: 1007-5453 (2014) 04-0001-06

目前, 军用航空发动机中每1000飞行小时停车率达0.2~0.4, 热端部件寿命达2000h, 且正往更高推重比、更低耗油率、更高机动性、更高可靠性、耐久性和维修性的方向发展。

燃烧室是航空发动机三大核心部件之一, 其性能直接影响整个发动机性能。由于航空发动机在空中工作时会发生高功率和低功率状态的反复变化, 因此, 燃烧室将在很短时间内交替出现贫、富油的工作状态, 导致燃烧稳定性变差、出口温度场变化剧烈等问题。而未来军用小涵道比航空发动机的高机动性对燃烧室的稳定性提出了更高的要求, 所以发展先进的燃烧组织技术以获得稳定的燃烧非常重要。

分析发现, 推重比为10的发动机, 其总增压比比推重比为8的发动机略有提高, 而涡轮前燃气温度从1600K提高到1800~1900K, 即燃烧室的工作压力没有太大的变化, 但燃烧室温度提高200~300K。所以, 随着推重比的提高, 发动机燃烧室将向高温升、高热容方向发展, 为航空发动机的可靠性、耐久性的提高和寿命期成本的降低提出了更大的挑战, 需要进一步发展先进的耐温材料、火焰筒冷却和结构设计技术。

20世纪80年代以来, 欧美等航空发动机先进国家先后开展了诸如高效节能发动机(E³)计划、综合高性能涡轮发动机技术(IHPTET)计划、通用经济可承受的先进涡轮发动机(VAATE)计划、先进核心军用发动机(ACME)计划等, 研究和验证了一批先进技术, 有些技术已经用于现役发动机的改进改型和新研发动机, 如F110、F100、F414和F119。随着这些推进系统发展计划的实施和完成, 驻涡燃烧组织技术以及多斜孔气膜冷却火焰筒、浮动壁火焰筒、多孔层板火焰筒、复合材料火焰筒等冷却和材料技术得到不断发展。未来, 这些技术必然对燃烧室温升的提高、稳定工作范围的扩展、燃烧室耐久性的提高和排放的降低等方面产生巨大推动, 以满足未来军用小涵道比发动机更高推重比、更低耗油率、更高机动性等要求。

1 驻涡燃烧组织技术

驻涡燃烧室(Trapped Vortex Combustor, TVC)是一种利用燃烧室内驻涡腔实现火焰稳定的创新型燃烧组织方案, 具有在宽广的工作范围内性能稳定、地面/空中点火能量强、燃烧效率高、长度短、结构简单等特点。它主要由两部分组成:

收稿日期: 2013-11-25; 录用日期: 2013-12-20

*通讯作者. Tel.: 13572213938 E-mail: dingweiplasma@163.com

引用格式: DING Wei, YU Xiangcai, TANG Yanhui. Key design techniques of advanced military aircraft engine combustor[J]. Aeronautical Science & Technology, 2014, 25(04): 1-6. 丁伟, 于向财, 唐岩辉. 先进军用航空发动机燃烧室关键设计技术[J]. 航空科学技术, 2014, 25(04): 1-6.

一个用于稳定火焰的驻涡值班级燃烧室和一个提供动力的主燃烧室,如图1所示^[1]。

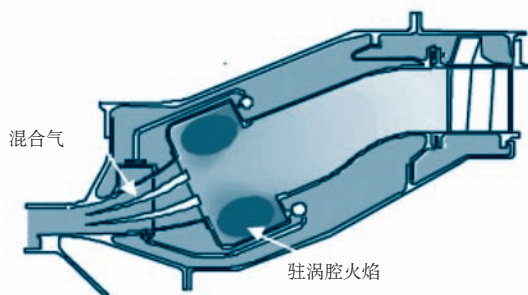


图1 驻涡燃烧室结构

Fig. 1 Structure of trapped vortex combustor

驻涡燃烧室是美国空军研究实验室在20世纪90年代初提出的设想,至今,在二十多年时间里经过三代发展,已越来越接近实际应用。1995年,由Dayton大学的K.Y.Hsu^[2]教授等人设计出了应用驻涡稳定火焰的第一代驻涡燃烧室,并持续进行了大量实验和数值模拟研究工作^[3-5],初步创立并发展了驻涡燃烧室概念。与常规燃烧室相比,第一代驻涡燃烧室具有相当低的贫油熄火极限(LBO),且能稳定地在多种主流风速和燃料/空气比条件下运行。第一代驻涡燃烧室的研究提出,发展和验证了利用驻涡腔形成驻涡来达到稳定火焰的开创性思想。

随后,美国空军研究实验室和GE公司又在此基础上开发了单管轴对称结构的第二代驻涡燃烧室,并进行了常压下气态燃料试验^[6],试验表明第二代驻涡燃烧室具有较好的贫油熄火特性、宽广的动态工作范围、较好的燃烧稳定性。但以上研究使用的燃料均是气态燃料,且是在常压下进行的。

一般燃烧室使用的都是液态燃料,为了更好地适应液态燃料,美国空军研究实验室和GE公司又联合开发了环形燃烧室结构的第三代驻涡燃烧室^[7]。GE的研究结果表明第三代驻涡燃烧室结构简单紧凑;在点火、熄火、高空再点火性能方面比常规旋流稳定燃烧室的技术水平提高了50%;在低负荷工作时(此时只有驻涡腔喷油),进口压力为3.4atm(0.34MPa),主流总温533K,最大温升1489K;高负荷工作时(此时驻涡腔和主流都喷油),进口压力为14.6atm(1.46MPa)个大气压,主流总温811K,最大温升为1669K;NO_x排放量比1996年的国际民航组织标准(ICAO)规定量低40%~60%。第三代驻涡燃烧室的研究结果验证了使用液态燃料的可能性,同时开发了低污染和宽工作油气当量比范围等性能。

1996年,美国空军研究实验室和GE公司开始使用HS-188材料设计原型驻涡燃烧室试验装置工作,并且试验装置的物理尺寸是按典型的飞机燃气涡轮发动机燃烧室的比例选定的。1998年,GE开始使用JP-8X燃油对其进行模拟试验。在军用及民用燃气轮机的典型工作状态下,模拟了燃烧室性能和适用性的各个方面,包括地面起动点火、贫油熄火、高空点火、排放、燃烧效率、出口燃气温度分布以及结构件金属温度等。经过对验证性能进行评定发现,原型驻涡燃烧室试验装置超过了全部初始期望值,获得了良好的效果。

由于试验获得成功,美国空军、海军、能源部、NASA等都在探索将驻涡燃烧室(TVC)技术移植到可能的军用小涵道比涡扇发动机、商用大涵道比涡扇发动机、工业和舰船用燃气轮机中。NASA对驻涡燃烧室高速进气条件下工作状态进行了测试,目标是将驻涡燃烧技术应用于冲压发动机中^[8]。美国能源部在第三代驻涡燃烧室的基础上,领导开发了富油-快速淬熄-贫油(RQL)工作模式下驻涡燃烧室(TVC)^[7],以降低NO_x的排放。GE公司则在IHPTET研究计划的支持下,于2005~2006年在XTE-77/SE发动机上进行了驻涡燃烧室的评估。

随着先进燃烧室向着高温升、高热容方向的发展,一方面参与燃烧的空气量增加,使得用于火焰筒壁面冷却的空气量减少;另一方面压气机出口温度的提高又使得冷却空气的冷却能力降低。这必然使火焰筒壁面温度问题越来越突出,从而影响燃烧室的工作可靠性和工作寿命。要解决这个问题,提高燃烧室的工作可靠性,延长工作寿命,可以采用高效的冷却方式和可靠的结构形式,提高材料的许用温度,使用隔热涂层等。

2 先进冷却方式和结构设计技术

2.1 多斜孔气膜冷却火焰筒

多斜孔气膜冷却(又称全覆盖气膜冷却、致密微孔壁冷却、开孔壁冷却等)^[9-11],其原理是模仿发汗冷却的方法在火焰筒壁面上打出大量的发散小孔,通过小孔的冷却气流在形成气膜前,与壁面发生热交换使壁面冷却,而冷却气体受热形成“气膜毯”连续覆盖在火焰筒热侧壁面,隔离高温燃气与火焰筒壁面^[9],如图2所示。

这种冷却方式和纯气膜冷却方式相比,冷却效率明显提高,火焰筒壁面温度梯度沿轴向明显减小。与常规缝槽气膜冷却形式相比,多斜孔气膜冷却可节约40%的冷却气量,综合冷却效率可达0.9。H.C.mongia^[12]通过实验对比多斜孔气膜冷却和Lamilloy层板冷却性能结果表明:Lamilloy层板

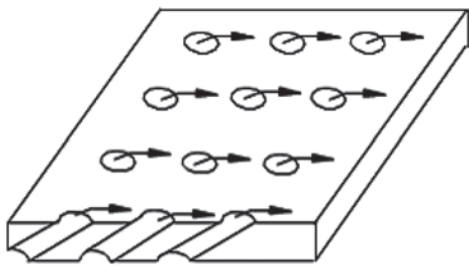


图2 多斜孔气膜冷却

Fig. 2 Inclined multi-hole film cooling

冷却结构的冷热边温差达 107°C ,而多斜孔气膜冷却仅为 50°C ,所以其壁面径向温度梯度较小,这能延长火焰筒寿命。

国外对此项技术的研究开展较早,目前已经得到实际应用。如美国GE公司的GE90发动机燃烧室上就采用了多斜孔气膜冷却技术^[13],在保证壁温控制在材料的许用温度之内的前提下大大减少所需的冷却空气量。F414发动机燃烧室是由F412和F404发动机燃烧室发展而来,采用了先进的多孔气膜冷却方案^[14],多斜孔冷却改进了气膜和核心流冷却,降低了火焰筒的温度,减少了热梯度和裂纹。M88发动机的燃烧室与加力燃烧室也都采用了多斜孔气膜冷却结构^[14],主燃烧室内外火焰筒采用多斜孔气膜冷却结构,减少了冷却空气量,降低了火焰筒温度,延长了燃烧室寿命。

2.2 浮动壁火焰筒

浮动壁火焰筒又称为分块式火焰筒^[15-17],由美国在20世纪80年代首先提出,其特点是将承力件和承热件分开,外层为整体环件,承受气动和机械负荷;内层轴向和周向分成单独的瓦块,安装在外层承力结构上,承受热负荷,这种结构可明显改善火焰筒壁面的受力状况,大幅延长使用寿命。同时,浮动壁的分层结构给先进的复合冷却技术带来便利和可行性,所以浮动壁结构出现以来,基本上都是采用复合冷却结构形式,比较典型的有冲击+致密微孔壁冷却、冲击+逆向对流+气膜冷却等。因此,浮动壁结构的燃烧室可以有效改善火焰筒壁温结构和提高空气冷却效率。同时,瓦块结构还具有拆卸简单方面、维修费用低等优点。

国外对此项技术开展了大量深入细致的工作,美国在“发动机热端部件技术(HOST)计划”、“高效节能发动机(E³)计划”、“综合高性能涡轮发动机技术IHPTET)计划”等研究计划中均对浮动壁火焰筒的结构可靠性、使用寿命、冷却结构形式等技术进行了研究。目前浮动壁燃烧室已经发展了三代,达到了成熟阶段,并已应用于现役军、民用航空发动机上。普惠(PW)公司在E³项目的支持下发展了第一代弧形

片浮动壁燃烧室。这种燃烧室的火焰筒由若干长方形的铸造弧形片构成,相邻弧形片靠其端部的安装钩相联,并固定到内、外格形承力框架上,以形成火焰筒壁面。火焰筒壁面采用对流+气膜复合冷却方式进行冷却。试验结果表明,燃烧室性能得到显著改善。但由于存在加工昂贵、构件复杂、重量大等缺点,第一代浮动壁燃烧室不具备工程应用价值。

为了解决这些问题,PW公司发展了第二代弧形片浮动壁燃烧室。构成这种燃烧室火焰筒壁面的弧形片在高温下能够沿轴向和周向自由膨胀,有助于壁面产生应力并消除低周循环疲劳,可延长燃烧室部件的寿命。

20世纪80年代中期,PW公司在第二代浮动壁燃烧室设计方案的基础上,改进了火焰筒壁面的冷却技术,发展了第三代浮动壁燃烧室。这种浮动壁结构的每个瓦块由五个螺钉固定在外层壁上,瓦块冷却应用冲击+双向对流+气膜冷却技术。这种高效的复合冷却方式使冷却效率进一步提高,冷却性能优良,且结构形式紧凑。

20世纪90年代初,PW公司首先将其应用到V2500发动机上,并取得成功。之后,PW公司又将浮动壁燃烧室应用到PW4084、PW6000、F119等发动机上,也都取得了很好的效果。

随着IHPTET研究计划的实施,PW公司又在环形燃烧室试验件上验证了涂有Si/SiC陶瓷基复合材料涂层的浮动瓦片和冲击气膜冷却技术。Si/SiC陶瓷基复合材料涂层是一种强化技术,能防止浮动瓦片腐蚀,提高浮动瓦片承受高温的能力,延长浮动瓦片寿命;冲击气膜冷却技术可使浮动壁燃烧室在高温、高油气比下工作,产生小的温度分布系数和好的温度剖面。

2.3 多孔层板冷却火焰筒

层板冷却又称为准发散冷却,是目前冷却效率最高的复合冷却技术方案之一。层板冷却结构的火焰筒壁温比较均匀,温度应力较小,可以有效提高燃烧室火焰筒的结构强度和寿命;层板冷却需要的冷却空气量少,能够有效缓解高温升燃烧室冷却空气量少的矛盾,大幅提高涡轮前温度和改善出口温度分布,从而提高航空发动机的推重比。典型的有美国AADC公司的Lamilloy层板结构(如图3所示)^[18,19]和英国RR公司的Transply层板结构^[20]。

AADC公司的Lamilloy层板冷却结构研究工作始于20世纪60年代,最初主要应用于涡轮叶片上,只是近期才研究在燃烧室火焰筒上的应用。研究结果表明,采用这种材料的火焰筒可承受 $2200\sim 2477\text{K}$ 的燃气温度,同时冷却气流量减少40%。RR公司也在20世纪60年代末开始进行层板冷却结构的研究,开发了Transply型专利层板结构,并在20世纪80

年代初成功将此技术应用到Spey燃烧室上,使用结果表明在相同的情况下采用Transply层板冷却结构的燃烧室所需冷气流量比通常的波纹条冷却(Wiggle Strip Cooling)减少2/3。

AADC公司的Lamilloy层板是由数层经过光刻或化学腐蚀的金属板再扩散焊接而成的,层板间通道中布满许多基柱,以增强换热面积和加强冷却气的冷却效果,如图3所示。通过选择进口板厚、进气孔大小、数目以及孔的排列方式,内部扰流柱高度、间距、类型(方形或圆形等)、出口板厚、出气孔大小、数目以及排列方式等可调参数,就可以在一定范围内优化参数而得到流阻、传热、加工工艺等综合性能较佳的层板来。RR公司的Transply多层壁也是由数层电化学加工的金属板焊接而成,但它未采用Lamilloy基柱形式来形成通道,而是直接在每层层板上加工出内部流通通道。由进气孔进来的冷却气先冲击到层板壁上然后沿着通道流向出气孔。

这两种多孔层板冷却结构具有冲击+内部强化换热+燃气侧全气膜冷却的特点,其具体传热过程如图4所示,具有如下特点:进气侧抽吸附面层使冷气侧换热加强,小孔进气后冲击到下一层板是冲击冷却,然后在通道内的对流冷却,这两部分冷却大大增强了壁内换热。在燃气层冷气形成全气膜

冷却,使气膜对热侧保护更为有效。这种高效冷却方式的结构优点在于:它不仅接近于发汗冷却的效果,而且充分利用了冲击冷却换热系数高的特点,同时又发挥了内部扩展面积强化传热的效果,从强化换热的角度讲,可谓集全气膜、冲击、扰动和内表面强化换热于一体,因此理所当然地成为新一代的先进冷却方式。层板冷却之所以优于全气膜冷却是因为在形成气膜之前采取主动强化换热的方法,充分发挥冷却空气的冷却潜力,因而大大减少了冷却空气的用量。其冷气流量可比常规冷却减少30%。

20世纪90年代,为了满足IHPTET研究计划的目标,AADC公司实施了提高性能且延长寿命的燃烧室分研究计划,研制一种长寿命的燃烧室火焰筒,以满足火焰筒能够承受得起IHPTET第二阶段的燃烧室进口温度(T_3)和出口温度(T_4)目标,且具有很好的结构完整性。结构方案研制阶段,在研究了Lamilloy材料系统、Lamilloy几何结构、燃烧室结构的几何形式等几个方面后,最后选用一种有圆形横截面的2层、无涂层的MA754弯曲的Lamilloy火焰筒。据分析,该火焰筒能够满足IHPTET研究计划第2阶段部件的所有质量、 T_4 和寿命目标,同时能够满足耐久性、可维护性和可购买性要求。

比较采用层板冷却结构的TF41涡扇发动机环管燃烧室出口温度场试验发现:火焰筒的冷却气量减少了约60%,温度场不均匀程度也得到了改善。F-22动力装置F119发动机的加力燃烧室和喷口隔热板采用了Icoloy MA956合金多孔层板冷却结构。F-35备选动力装置F136发动机的主燃烧室采用了多孔层板冷却火焰筒,耐热能力得到极大提高。

虽然,目前层板冷却结构已经进行了工程应用,但更深入的研究仍在继续。目前的研究集中在层板内部结构的传热优化设计及冷却有效性的提高上。Sweeney等^[22]对2种绕流形式的雪花型层板结构进行了冷却有效性的实验,研究了绕流形式和出气孔喷射角度对冷却有效性的影响。Funazaki等^[23]研究了层板内部通道的强化换热,并对不同内部几何参数的层板结构进行了数值模拟和传热优化分析。

3 结论

(1) 驻涡燃烧组织技术显示了在宽广的工作范围内稳定燃烧能力,在IHPTET等计划的支持下已经进行了原型燃烧室的验证试验,并取得良好的效果。随后又有人提出综合利用驻涡燃烧、旋流燃烧等技术的超紧凑燃烧室,该燃烧室可有效减小发动机重量和尺寸,是下一代燃烧室技术的有力竞争者;

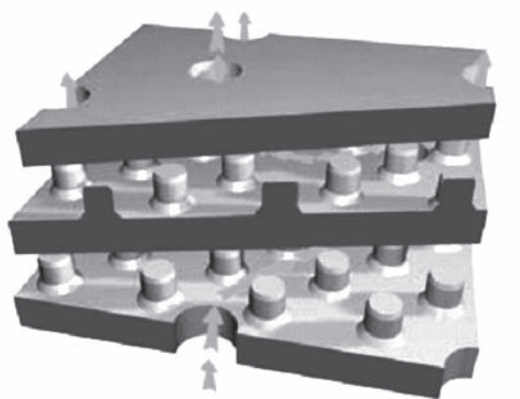


图3 Lamilloy层板冷却结构

Fig. 3 Structure of Lamilloy cooling

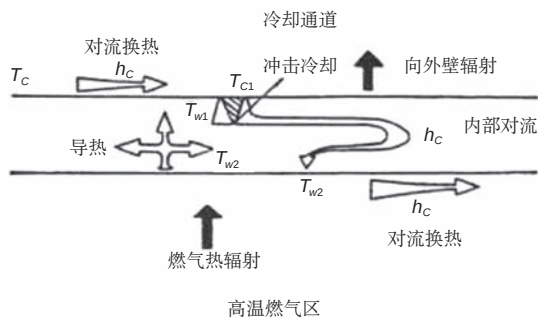


图4 层板冷却结构传热过程

Fig. 4 Heat-transfer process of Lamilloy / Transply cooling

(2)为了使燃烧室在高温升、高热容条件下同时具有较高可靠性、耐久性和较低寿命期成本,一方面可以采用先进的火焰筒复合冷却和结构设计技术,另一方面可以开发耐温更高的材料。近年来各航空发动机公司主要通过第一种途径来提高火焰筒的耐温能力。火焰筒的冷却技术已经从原来的单一冷却技术发展到现在复合冷却技术,火焰筒结构也从单层结构发展成双层甚至是多层,比较先进的有斜孔气膜冷却、浮动壁火焰筒、层板冷却火焰筒等火焰筒冷却与结构技术,目前已经投入使用并获得良好的效果。但是由于陶瓷基复合材料、碳-碳复合材料的耐高温能力,它们仍然被视为未来发动机燃烧室最具潜力的关键候选技术。

AST

参考文献

- [1] Dale T. Shouse. Trapped Vortex Combustion Technology[EB/OLR]. [2013-05-02]. http://soliton.ae.gatech.edu/people/lsankar/MITE_Workshop_2000/presentations/Shouse.pdf.
- [2] K.Y.Hsu, L.P.Goss, D.D.Trump, et al. Performance of a Trapped Vortex Combustor[R].The 33rd Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, AIAA-95-0810, Reno, NV, U.S. : 1995.
- [3] K.Y.Hsu, C.D.Carter, V.R.Katta, et al. Characteristics of Combustion Instability Associated With Trapped Vortex Burner[R]. The 37th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, AIAA-99-0488Reno, NV, U.S.:1999.
- [4] K.Y.Hsu, G.L.P, W.M.Roquemore, Characteristics of a trapped vortex combustor[J]. Journal of Propulsion and Power, 1998, 14(1):57-65.
- [5] Ramgen Power Systems. Advanced Vortex Combustion [EB/OL]. [2013-05-02]. http://www.ramgen.com/tech_vortex_conventional.html.
- [6] W. M.Roquemore, Dale Shouse, Dave Burrus, et al. Trapped Vortex Combustor Concept for Gas Turbine Engines[R]. The 39th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, AIAA-2001-0483, Reno, NV, U.S.: 2001
- [7] Robert Charles Steele. Trapped Vortex Combustion[EB/OL]. [2013-06-12]. <http://www.netl.doe.gov/File%20Library/Research/Coal/energy%20systems/turbines/handbook/3-2-1-4-1.pdf>.
- [8] Andreja Brankovic, R.C.R., Jr., Robert C.Hendricks, et al. Measurement and computation of supersonic flow in a lobed diffuser-mixer for trapped vortex combustors[EB/OL]. [2013-02-01]. http://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/20020080901_2002137176.pdf
- [9] R.S.Colladay. Importance of Combining Convection With Film Cooling[R]. The 10th Aerospace Sciences Meeting, AIAA-72-8, San Diego, California, U.S.: 1972.
- [10] F.Bazdidi Tehrani, G.E.Andrews. Full coverage discrete hole film cooling, investigation of the effect of variable density ratio[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 1994,116:587-596.
- [11] J.L.Champion, B.Deshaies. Experiment Investigation of the Wall Flow and Cooling of Combustion Chamber Walls[R]. The 31st AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, AIAA-95-2498, San Diego, California, U.S.:1995.
- [12] H.C.Mongia, S.B.Reider. Allison Combustion Research and Development Activities[R]. The 21st AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, AIAA-85-1402, Monterey, California, U.S.:1985.
- [13] G.E.Andrews, M.Alikhanpadeh, A.A.Asere, et al. Small Diameter Film Cooling Holes: Wall Convection Heat Transfer[R]. ASME 86-GT-225, New York, U.S.: ASME, 1986.
- [14] 方昌德. 航空发动机的发展研究[M]. 北京:航空工业出版社, 2009.
FANG Changde. Development of Aircraft Engines[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2009. (in Chinese)
- [15] S.Tanrikut, R.L.Marashall, D.E.Sokolowski. Improved Combustor Durability Segmented Approach With Advanced Cooling Techniques[R]. 17th AIAA/SAE/ASME Joint Propulsion Conference, AIAA-81-1354, Colorado Springs, Colorado, U.S.:1981.
- [16] D.E.Sokolowski, J.E.Rohde. The E³ Combustor Status and Challenges[R]. NASA-TM-82684, Washington, U.S.: NASA, 1981.
- [17] T.L.DuBell, J.J.LeTourneau, R.M.Kplam. Advanced Floatwall Combustor Liner Technology Eliminates TF30-P-100 Transition Duct Fatigue Cracking[R]. 21st AIAA/SAE/ASME/ASEE Joint Propulsion Conference, AIAA-85-1288, Monterey California, U.S.:1985,.
- [18] D.A.Nealy, S.B.Reider. Evaluation of Laminated Porous Wall Materials for Combustor Liner Cooling[R]. ASME 79-GT-100, New York, U.S.: ASME, 1979 .
- [19] T.P.Auyeung, R.Cohn, E.Coy, et al. Experimental and Numerical Analysis Of Transpiration Cooling Of A Rocket Engine Using Lamilloy Plates(POSTPRINT)[EB/OL]. [2013-1-12]. <http://oai>.

- dtic.mil/oai/oai?verb=getRecord&metadataPrefix=html&identifier=ADA445014
- [20] A.B.Wassell, J.K.Bhanga. The Development and Application of Improved Combustion Wall Cooling Techniques[R].ASME 80-GE-66, New York, U.S.: ASME, 1980.
- [21] 何立明. 飞机推进系统原理[M]. 北京:国防工业出版社, 2009.
HE Liming. Aircraft Propulsion Systems Principles[M]. Beijing: Defense Industry Press, 2009. (in Chinese)
- [22] P.C.Sweeney, J.F.Rhodes. An infrared technique for evaluating turbine airfoil cooling designs[J]. ASME J. of Tribomachinery-transactions, 2000, 122(1):170-177.
- [23] K.Funazaki, Y.Tarukawa, T.Kudo, et al. Heat Transfer Characteristics of an Integrated Cooling Configuration for Ultra-high Temperature Turbine Blades:Experimental and Numerical Investigations[R]. ASME 2001-GT-148, New York, U.S.: ASME, 2001.
- 作者简介**
丁伟(1982—) 男,博士,工程师,主要研究方向:航空发动机性能。
Tel:13572213938
E-mail:dingweiplasma@163.com
于向财(1978—) 男,副教授,教研室主任,主要研究方向:发动机性能、燃烧技术。
唐岩辉(1982—) 男,博士研究生,讲师,主要研究方向:航空发动机先进冷却技术。

Key Design Techniques of Advanced Military Aircraft Engine Combustor

DING Wei^{1,*}, YU Xiangcai², TANG Yanhui²

1. Military Representative officer of Navy in Xi'an, Xi'an 710038, China

2. Naval Aviation Academy, Liaoning 125001, China

Abstract: As the future advanced military aircraft engine develops toward a higher thrust to weight ratio, lower fuel consumption, higher mobility, the combustor develops toward a higher temperature rise and heat capacity, which are more difficult to improve combustion stability, reliability, durability and reduce life-cycle costs. Advanced organization combustion technology, cooling and structure technologies of the flame tube are the key, which are to ensure that current and future high performance aircraft engine combustor can meet the design requirements. At present, the main combustion chamber key technologies are trapped vortex organization combustion technology and some flame tube cooling and construction technologies, which are including the inclined multi-hole film cooling flame tube, float wall liner and Lamilloy/Transply cooling flame tube. This article reviewed the research status of these technologies and future development.

Key Words: aero-engine; trapped vortex combustor; inclined multi-hole film cooling; float wall liner; Lamilloy/Transply

Received: 2013-11-25; Accepted: 2013-12-20

* Corresponding author. Tel.: 13572213938 E-mail: dingweiplasma@163.com