

航空动力技术的研究热点 及发展趋势*

State and Developing Trend for Aeronautics Propulsion Technology

中航工业沈阳发动机设计研究所 尚守堂 程 明 刘殿春
北京航空航天大学能源动力学院 谢鹏福 李 锋



尚守堂

自然科学研究员, 硕士研究生导师, 中航工业动力所副总师兼总体一部部长。在航空发动机燃烧、排气装置、隐身及总体等技术研究方面有一定经验, 并取得了一定成果。获国防科技成果奖、集团公司科技成果奖各 2 项, 所级科技成果十余项; 发表各类学术论文 18 篇, 编写科研报告 15 份, 合著出版 2 部专业书籍, 获 1 项专利。

当前世界新军事变革, 对航空飞行器的发展产生着极大影响。随着大批关键技术的突破, 航空飞行器向

随着飞行平台对高推重比、高隐身、宽马赫动力技术需求的日趋紧迫, 一些新的推进技术, 如级间燃烧室、加力燃烧室火焰稳定器与涡轮后整流支板及带气膜冷却的加力内锥一体化设计、磁流体涡轮冲压组合发动机等可望为解决高推重比、高隐身、宽马赫动力技术需求提供新的思路和研究方向。国内应积极投入人力、物力开展一些前期基础和预先研究工作, 以满足航空飞机器可持续发展的需求。

信息化、隐身化、智能化、机动化、空天一体化、经济化等方向发展。其中主要有以下 6 个发展方向: (1) 注重联合作战能力, 各种飞机的信息化改造和升级, 使航空飞行器的信息化程度空前提高; (2) 突出隐身能力, 使航空飞行器的防护能力全面提高; (3) 自动化程度不断提高, 使航空飞行器逐步走向智能化、无人化; (4) 采用短距起飞/垂直着陆 (STOVL) 的升力风扇和推力矢量技术, 将普通作战飞机和直升机二者的优点结合起来, 使航空飞行器的机动性进一步得到加强; (5) 强调对近空间飞行器的开发和验证, 使航空飞行器更趋于空天一体化; (6) 强调经济可承受性,

使航空飞行器进一步向多功能、低能耗方向发展, 在高油价、高成本的压力下, 航空飞行器对节能和低排放也提出了新的要求^[1]。

我国航空动力技术与航空发达国家的主要差距

20 世纪 90 年代以来, 美国、英国、法国和俄罗斯等航空发动机技术先进的国家已经或正在研制 F119、YF120、F135、F136、EJ200、M88、117S 等第 4 代军用小涵道比涡扇发动机。与此同时, 这些国家倾注了巨大的人力、物力、财力, 实施了综合高性能涡轮发动机技术 (IHPTET)、通用的经济可承受的先进涡轮发动

* 航空基金项目 (2010ZB06) 资助。

机(VAATE)、先进的军用核心发动机(ACME)、先进的军用发动机技术(AMET)等多项发动机技术研究计划。这些基础研究计划都在型号研制前15~20年就已经启动,并开发、验证和突破了很多关键技术,为各种先进军、民用发动机的型号研制提供了坚实的技术基础。

由于种种原因,我国长期以来对航空发动机研制重视不够、投入不足,基础研究工作不够系统深入,在航空发动机部件、系统及整机设计、制造、试验、使用维护等方面与国际先进水平都存在很大差距,需要有重点、有针对性地开展一些关键技术的研究工作。

航空动力技术的研究热点及发展趋势

1 短距/垂直起降(STOVL)升力风扇及推力矢量技术

随着飞机速度和性能的提高,起飞和着陆距离也随之不断加长,这会给飞机使用带来不利影响。直升机具有垂直起降能力,但其速度低、升限不高,不适合空战和大规模轰炸一类的任务。垂直/短距起降飞机(STOVL)能将普通作战飞机和直升机二者的优点结合起来,形成一种既能垂直或短距离起降,又可以实现高速飞行的航空器,军用价值大大增强。因此,国外一些研究机构对短距/垂直起降(STOVL)升力风扇及推力矢量技术发动机的一些关键技术进行分解研究,这些技术主要包括:(1)升力风扇技术;(2)发动机的尾喷流效应技术;(3)强劲的发动机动力系统;(4)减重技术;(5)飞行控制系统;(6)发动机尾喷流推力矢量控制技术;(7)全数字设计技术研究。

2 带级间燃烧室(ITB)的涡扇发动机技术

航空发动机的设计总是朝着高效率、高推重比和低污染方向发展。常规发动机燃烧室出口温度受涡轮

导向器材料耐温极限的限制,但是随着气流通过高压涡轮做功,燃气的温度要下降300~500℃,进入低压涡轮的燃气温度较低,相对于低压涡轮材料,气流温度还有提高的裕度,如果能供油燃烧,即采用所谓的涡轮级间燃烧室(ITB)技术,可提高低压涡轮进口温度,使发动机的循环功加大,而且此处压力较高,燃烧效率也就高,因而既提高了推力又使耗油率保持较低的水平,对降低污染物排放、减少发动机冷却气量、提高发动机安全性十分有利。因此,国外一些研究机构对高、低压涡轮级间燃烧室(ITB)^[2-6]和低压涡轮整流支板和加力燃烧室稳定器一体化设计的级间燃烧室(TIB)两种方案的一些关键技术进行研究。这些技术主要包

究表明,双环预混旋流燃烧室与单环腔(SAC)、双环腔燃烧室(DAC)对比,双环预混旋流燃烧(TAPS)技术的优势十分明显。

双环预混旋流燃烧(TAPS)的关键技术主要包括:(1)双环预混旋流燃烧室的优化设计;(2)双环预混旋流燃烧室流量分配和燃烧组织;(3)双环预混旋流燃烧室污染物排放的基本过程及其控制因素。

4 磁流体(MHD)推进技术

磁流体(MHD)推进技术可大幅提高发动机非设计状态的性能,完成飞行马赫数从亚声速、跨声速、超声速扩展到高超声速飞行,实现发动机的推力矢量控制(如图1所示)、流动分离控制和隐身,为机载设备提供强大的电力。

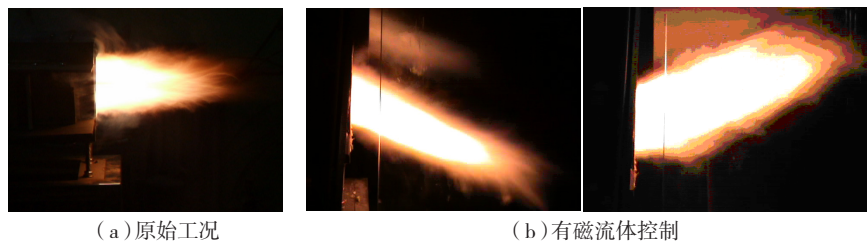


图1 磁控等离子推力矢量初步试验

括:(1)级间燃烧室(ITB)的整体方案和燃烧室参数的选择;(2)燃烧组织方案研究;(3)高压涡轮出口涡旋气流对燃烧稳定性的影响;(4)低压涡轮冷却系统设计;(5)低压涡轮整流支板和加力燃烧室稳定器一体化设计。

3 高效节能的双环预混旋流燃烧低排放燃烧技术

由于航空发动机的燃油消耗量很大,其排放具有污染严重且排放局部危害大等特点,对人类和环境造成严重的危害。军用航空飞行器从增加航程和强化隐身等角度出发,对其配装的航空发动机也提出了低排放要求。双环预混旋流燃烧(TAPS)技术是目前国际公认的最有可能满足国际最严格的排放要求CAEP7的低污染燃烧技术,国内开展的相关研

究表明,双环预混旋流燃烧室与单环腔(SAC)、双环腔燃烧室(DAC)对比,双环预混旋流燃烧(TAPS)技术的优势十分明显。磁流体推进技术(MHD)卓越的性能及应用前景引起了国内外的广泛关注,1993年俄罗斯提出涡喷+MHD推进的AJAX方案;1997年美国ASRT计划研究结果表明,磁流体涡轮冲压组合发动机方案具有很多优越性;2005年,美国航空航天局将磁流体与等离子体动力学列为未来几十年内保持技术领先的6大基础研究课题之一;2008年6月,美国航空航天局提出超声速飞行器电力系统(HVEPS)计划,为飞行器提供兆瓦级的辅助电力,成功推动了MHD技术从理念变为现实的可能性。

磁流体推进技术的关键技术主要包括:(1)燃气在不同工况下的电特性及等离子产生方法;(2)磁流体发电的机理及应用;(3)等离子射流推力矢量及流动分离控制;(4)磁流

5 加力燃烧室与涡轮后整流支板的一体化设计技术

新一代的歼击机具有高机动性和敏捷性;具有高隐身能力;能实施超音速巡航;具有良好的可操纵及可维护性。为此,对其配装的航空发动机提出了更高的要求,即具有高的推重比、具有隐身能力和推力矢量功能。对于加力燃烧室来说,要求加力燃烧室具有更高的内涵进口气流温度和低的耗油率,在非加力时有较低的流阻损失和较高的推进效率,同时还需降低红外辐射和雷达散射,降低航空发动机的可探测性^[7]。

加力燃烧室是提高发动机推重比的重要手段,但是传统的加力燃烧室喷油装置和火焰稳定器直接被安置在加力燃烧室主气流流路中,不可避免地的主流产生堵塞,造成明显的总压损失,尤其是不开加力室的“冷态”流阻损失,传统的加力燃烧室的耗油率较高,不能长期使用。

如图2所示,将加力燃烧室火焰稳定器与涡轮后整流支板及带气膜冷却的加力内锥进行一体化设计,可取消传统的加力燃烧室火焰稳定器,大大降低非加力“冷态”流阻损失,缩短加力燃烧室长度,减少附加重

量,提高发动机的推重比;引外涵空气冷却整流支板及加力内锥,可降低整流支板及加力内锥的壁温,从而降低加力燃烧室的红外辐射强度,该方案的突出优点是在加力时有利于稳定燃烧,在非加力时有较低的流阻损失和较高推进效率,同时还能降低红外辐射及雷达散射,有效缩短加力燃烧室长度。该方案是未来高推重比、高隐身航空发动机加力燃烧室发展的重要方向之一。

6 近空间飞艇螺旋桨电推进系统及跨音速组合动力技术

近空间一般指距地面约20~100km的空域,处于现有飞机的最高飞行高度和卫星的最低轨道高度之间,既不属于传统的航空范畴,也不属于传统的航天范畴。由于空气太稀薄,一般航空发动机难以支持;对于卫星,重力加速度又太大,不能持久保持轨道运行。飞艇利用浮力原理升空、具有长期驻空能力、大范围定点能力,可用于情报收集以及对空、对地甚至太空作战等。螺旋桨电推进系统是高空飞艇的一种比较理想的推进系统,应积极开展飞艇的矢量推进系统的布局及推力分配等相关技术的研究。组合动力是实现近空间跨音速飞行的有效技术手段,应对火箭冲压(RBCC)、涡

轮冲压(TBCC)和磁控冲压(MHD-Scramjet)等组合动力的关键技术开展研究。

结束语

随着飞行平台对高推重比、高隐身、宽马赫动力技术需求的日趋紧迫,一些新的推进技术,如级间燃烧室、加力燃烧室火焰稳定器与涡轮后整流支板及带气膜冷却的加力内锥一体化设计、磁流体涡轮冲压组合发动机等可望为解决高推重比、高隐身、宽马赫动力技术需求提供新的思路和研究方向。国内应积极投入人力、物力开展一些前期基础和预先研究工作,以满足航空飞机器可持续发展的需求。

参考文献

- [1] Sirignano. Selected challenges in jet and rocket engine combustion research. 33rd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, WA AIAA-97-2701, 1997.
- [2] Sirignano. Performance increases for gas-turbine engines through combustion inside the turbine. Journal of Propulsion and Power, 1999,15(1): 111-118.
- [3] Nanhoff H. GT24 and GT26 gas-turbine, sequential combustion: the key to high efficiencies. ABB Review, 1994.
- [4] Joos F. Development of the sequential-combustion system for the ABB GT24/GT26 gas-turbine family. Birmingham ASME International Gas Turbine and Aeroengine Congress and Exhibition, 1996: 10-13.
- [5] Mayer A. GT24/26 Advanced cycle system power-plant progress for the new millenium. ASME International Gas Turbine and Aeroengine Congress and Exhibition, USA Indianapolis. 1999: 7-10.
- [6] Liu F, Sirignano W A. Turbojet and turbofan engine performance increases through turbine burners. Journal of Propulsion and Power, 2001,17(3): 695-705.
- [7] Jeffery A, Lovett, Torrence P, et al. Development needs for advanced afterburner designs. AIAA-2004-4192, 2004.

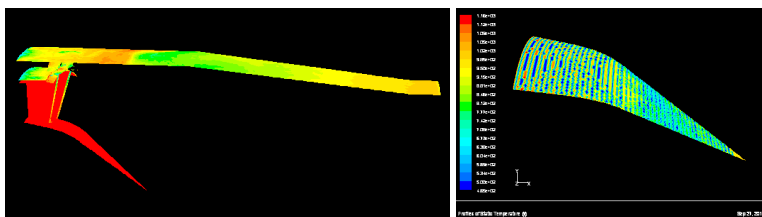
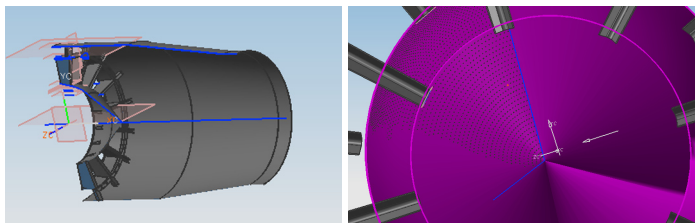


图2 一体化加力燃烧室方案

(责编 深蓝)