

短距起飞 / 垂直降落战斗机发动机 发展及关键技术分析

叶代勇¹ 滕 健² 郭 捷¹ 贾东兵¹ 王飞鸣¹

(1.中航工业沈阳发动机设计研究所,沈阳 110015;2.中国人民解放军第五七一九工厂,成都 611937)



叶代勇(1978),男,工程师,主要从事航空发动机总体设计工作。
收稿日期 2011-10-24

摘要 短距起飞 / 垂直降落战斗机具有独特的技术特点和较好的环境适应性,生存力强,推进系统尤其带升力风扇的发动机是其关键技术之一。综合分析了短距起飞 / 垂直降落战斗机发动机的发展历程,总结了升力风扇 + 常规发动机型短距起飞 / 垂直降落战斗机发动机的 4 项主要关键技术:发动机总体设计技术、升力风扇设计技术、3 轴承偏转喷管设计技术和升力风扇机械系统设计技术。经分析认为,通过一定技术途径突破上述 4 项关键技术是掌握短距起飞 / 垂直降落战斗机发动机技术的关键。

关键词 短距起飞 / 垂直降落战斗机;航空发动机;升力风扇;3 轴承偏转喷管;机械系统

Analysis of Development and Key Technique for Short Takeoff and Vertical Landing (STOVL) Fighter Engine

YE Dai-yong¹, TENG Jian², GUO Jie¹, JIA Dong-bing¹, WANG Fei-ming¹

1. AVIC Shenyang Engine Design and Research Institute, Shenyang 110015, China; 2. PLA No.5719 Factory, Chengdu 611937, China

Abstract: STOVL fighter has unique technique, better accommodation and survivable. The propulsion system is one of key technique, especially in the engine with lifftan. The development course of STOVL version engine was comprehensively analyzed. Many key techniques of STOVL fighter engine composed with lifftan and conventional engine were analyzed, which involved engine, lifftan, 3-bearing deflection nozzle, mechanical system of lifftan design technique. The four techniques are key of mastering the techniques of STOVL fighter engine.

Key words: STOVL fighter; aeroengine; lifftan; 3-bearing deflection nozzle; mechanical system

0 引言

短距起飞 / 垂直降落 (STOVL, Short Takeoff and Vertical Landing) 战斗机结合了固定翼和旋翼飞机的优点,具备较强攻击能力和传统战斗机无法比拟的短距起飞 / 垂直降落能力,使得 STOVL 战斗机应用于航空母舰和大型舰艇时,有效增加其舰载机数量,提高其战斗力,因而受到各国军方和航空企业的重视。国外主要航空大国都在谋求发展该类型战斗机,但目前世界上只有美、英、俄 3 国拥有独立研发 STOVL 战斗机的能力。英国是最早研制 STOVL 战斗机及其发动机的国家,其典型代表作是“鹞”式系列战斗机;前苏联结合本国国情研制了雅克-36 技术验证机,美国

先是从英国购买了 AV-8 系列飞机,在意识到该类型战斗机的重要性之后,转而开始自行研制,推出了著名的联合轰炸战斗机 (JSF) 计划, F-35B 战斗机正是该计划的重要研制任务之一,由于该计划所需研制费用十分庞大,美国无法独自承担,先后接纳了英国、意大利、加拿大和澳大利亚等盟国参与^[1]。

STOVL 战斗机的发动机是实现短距起飞 / 垂直降落的关键,能否设计出具有良好升力和推力性能的发动机,直接影响战斗机研制的成败。与常规涡扇、涡喷发动机不同,STOVL 战斗机发动机除需要飞机的巡航、加速、格斗、盘旋等任务提供相应推力外,还要为飞机的短距起飞和垂直降落提供足够大的升力,其复杂性大大增加,研制难度也大幅提高。

本文综述了国外 STOVL 战斗机发动机技术发展, 对比分析了 4 型 STOVL 战斗机发动机所采用的不同技术及其优缺点, 详细分解升力风扇 + 常规发动机型短距起飞 / 垂直降落战斗机发动机等主要关键技术。

1 国外 STOVL 战斗机发展情况

STOVL 战斗机的出现使得舰载机摆脱了对航母弹射器和拦阻索的依赖, 大幅度降低了航空母舰的技术难度, 很好地解决了经济和技术实力不强的海军对舰载航空兵的需求和大型航母高成本之间的矛盾, 在过去的 40 年间不断发展, 受到世界各国关注。目前国外在役、在研 STOVL 战斗机发动机主要有英国“鹞”式战斗机的“飞马”发动机、前苏联的雅克 - 141 发动机和美国的 F135 发动机^[2]。

1.1 英国的“飞马”发动机

英国是最早研制 STOVL 战斗机及其发动机的国家。1957 年, 英国原霍克飞机公司和布里斯托尔航空发动机公司开始研制 P.1127 垂直 / 短距起降飞机, 配装 1 台 RR 公司的“飞马”推力转向涡扇发动机。RR 公司针对垂直 / 短距起降的特殊要求, 采用了排气喷管可旋转的推力换向方案, 使该发动机既能提供升力又能提供推力, 结构简单、紧凑, 垂直 / 短距起降性能好。1962 年, “飞马”-5 发动机研制成功; 1966 年 8 月, 装有 1 台“飞马”-6 发动机(第 1 台生产型发动机)的“鹞”式战斗机原型机首次试飞, 如图 1 所示; 1975 年, “飞马”-11 发动机开始研制, 额定推力与“飞马”-6 发动机的相同, 但风扇机匣和中介机匣材料由钛合金改为锻造铝合金, 提高了抗腐蚀性能, 以适应海上环境。



图 1 “鹞”式战斗机与“飞马”发动机

在 ACME 计划下, RR 公司还发展了带稳流室燃烧(PCB, Plenum-chamber Burning, 又称为集气室加力燃烧)系统的外涵加力型超声速“飞马”发动机, 其前转动喷口上游处有 1 个环形稳流室, 风扇气流可在其中燃烧, 以增大推力, 提高发动机推重比(可达 8), 使飞机的飞行马赫数达到 1.6。但其 PCB 系统存在难以

克服的问题:(1)由于前喷管喷出的是热燃气, 排气再吸入问题严重;(2)发动机横截面大, 超声速飞行阻力大;(3)PCB 型发动机的喷口面积和加力比均可调, 转动喷口时推力中心变化范围大, 使控制系统更为复杂。RR 公司还尝试了在“飞马”发动机上增装常规加力燃烧室以加大推力, 以使飞机的飞行速度进一步提高。

1.2 前苏联的雅克 - 141 发动机

1967 年 12 月, 前苏联开始研制垂直 / 短距起降多用途战斗机雅克 - 36 技术验证机。在对几种发动机进行论证后, 决定采用 1 台专供常规飞行的推力发动机(R-27V-300)和 2 台垂直 / 短距起降专用的升力发动机(RD36-35FV), 这与“飞马”发动机既可提供推力又可提供升力的设计方案截然不同。由于主发动机是利用现有的发动机改造而来的, 不是专用的升力 / 巡航发动机, 其推力不足造成雅克 - 38 战斗机始终没有达到预期的目标, 主要是速度性能较差, 无法进行超声速飞行, 因此未能满足军方的要求。

1975 年, 雅克 - 141 战斗机(如图 2 所示)的研制正式开展。该发动机沿用雅克 - 38 战斗机的组合式动力方案, 安装了喷口可调的升力发动机和推力发动机, 用大推力、高推重比发动机提供超声速性能, 用升力发动机提供垂直起降性能; 1987 年初, 制造了 4 架原型机进入试飞阶段; 1989 年夏, 首次突破声速, 达到的速度是 1400km/h, 不过没有进行最大设计速度(1800 km/h)的试验; 1991 年 6 月, 2 架飞行试验用原型机总飞行时间达到 200h, 此后, 陆续进行了约 100h 的试验, 主要进行短距起飞试验, 共 120 次左右, 起飞滑行距离达到 30 ~ 120m, 着陆滑行距离达到 240m。该发动机研制工作原计划于 1995 年结束, 但由于前苏联在解体前经济急剧恶化, 该发动机研制经费严重欠缺, 1991 年 11 月停止拨款, 研制计划也就完全停顿。



图 2 雅克 - 141 飞机及其发动机

1.3 美国的 F135 发动机

美国曾从英国购买了 AV-8 系列飞机。鉴于 AV-8 系列飞机及其“飞马”发动机是按亚声速飞行要求设计的, 为了提高垂直 / 短距起降战斗机的战术

性能,美国国防科学委员会于 1979 年末提出了发展超声速垂直/短距起降或 STOVL 战斗机的建议,美国海军则具体地确定了该飞机飞行验证机的战术技术要求。为此,美国大力开展了超声速垂直/短距起降战斗机推进系统的研制,取得了大量成果。其方案主要有引射器方案、串列式风扇方案、远距增升系统方案和常规推进系统+升力系统组合推进方案。从发展超声速垂直/短距起降技术的过程来看,美国更加关注短距起飞/垂直降落技术。但采用“完全”垂直起降技术将使发动机承受飞机机身、燃油和弹药等所有质量,因此,载弹量不能大,航程也不能远。1993 年,美国启动了联合先进攻击技术(JAST)研究计划,开发可用于下一代战术战斗机的技术,其中包括先进的短距起飞/垂直降落技术。经过方案探索研究,决定研制 1 种陆海空通用的战斗机,以取代美国空军的 F-16C 和 A-10、海军的 F/A-18E/F、以及海军陆战队的 F/A-18、AV-8B 等战斗机。PW 公司为满足这种通用战斗机的不同功能,为 STOVL 型选择了 F135 常规推进系统+升力系统的组合推进方案,如图 3、4 所示。常规推进系统采用由 F119 发动机发展的涡扇发动机,升力系统包括轴驱动的升力风扇、3 轴承偏转喷管和滚转控制喷管,由推进系统主喷管和升力风扇共同产生升力。F135 发动机成为世界上第 1 种超声速 STOVL 战斗机发动机。



图 3 F-35B 战斗机与 F135-PW-600 发动机

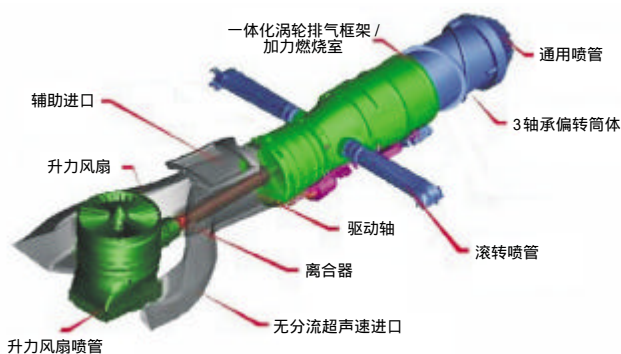


图 4 STOVL 战斗机 F-35B 的升力推进系统

美国采用的上述组合推进方案与前苏联的垂直/短距起降发动机研制方法相似,不同的是用升力风扇

取代了专用的升力发动机,既避免了升力发动机寿命短、成本高的弊端,又规避了其对高温喷气回吸的问题。在升力风扇的驱动方式上采用了技术上比较成熟的轴驱动,配以强大的离合器;在不用垂直升力时,离合器将驱动轴和升力风扇脱开。PW 公司曾欲采用喷气驱动升力风扇的远距增升系统方案,即将低压压气机后的压缩空气引出 1 股,折向前面以驱动升力风扇,其优点是省去沉重且复杂的驱动轴和离合器,可靠性高,但实现喷气驱动需要在机体内布置能通过很大流量的高压空气管路,占用空间太大,经多年研究后最终放弃。

2 STOVL 战斗机发动机关键技术分析

经过多年的研制与使用,航空动力先进国家已掌握了 STOVL 战斗机发动机的工作机理和关键部件技术。从上述各国的 STOVL 战斗机发动机的特点来看,美国的 F135 升力风扇+常规发动机方案布局方式代表了该类发动机的发展方向 and 主流。为此下文分析了升力风扇+常规发动机组合推进系统设计需要突破的主要关键技术。

2.1 发动机总体设计技术

2.1.1 基于多设计点的发动机性能模拟技术

STOVL 战斗机发动机有 2 个不同设计点,即起飞设计点和垂直降落设计点,难以采用传统涡扇发动机的单设计点设计技术,必须建立新型的、基于多设计点的发动机性能设计方法。为此,需对 STOVL 战斗机发动机各种新型部件的典型特征及其工作过程进行分析,将部件抽象成由不同状态的工质、部件及系统构成的数学模型。另外,该类发动机调节参数多、状态多(如地面带不带升力风扇工作点变化大等),有必要以部件模型为基础,分析发动机各部件结构的相互关系,将各部件模块按照逻辑关系搭建发动机整机数学模型,建立发动机各性能参数的数值求解模型模块,进而开发发动机性能模拟软件。

2.1.2 发动机工作模态转换技术

STOVL 战斗机具有多种飞行模式,所涉及的工作模态转换技术特别复杂。其中以战斗机在降落过程中由水平飞行模式到垂直降落模式的转换尤为突出,在该过程中涉及到打开主发动机辅助进气口、打开壳体门、连通联轴器、调整涡轮导向器和调节喷口(3 轴承偏转喷管、升力风扇喷管和滚转控制喷管)等一

系列操作。由于控制变量多、过程变化复杂,研究难度很大。需分析升力风扇与发动机之间的转速、功率匹配等对发动机性能的影响,以及模态转换时滚转喷管引气对发动机性能的影响。对发动机不同工作模态转换区间、原则和控制方法等进行深入探讨,才能确定发动机工作模态转换时的控制规律设计方法和方案。

2.1.3 发动机复杂多部件多变量控制技术

STOVL 战斗机发动机比常规涡扇发动机多 2 种典型工作模式,即短距起飞与垂直降落模式,在这 2 种工作模式下,由于发动机升力风扇的打开及其与主机的匹配,使其控制规律设计与常规起飞降落控制规律设计存在很大差别,有必要开展多部件多变量控制规律研究,掌握适用于 STOVL 战斗机发动机的多变量控制规律,以便于对 STOVL 战斗机发动机的非设计点性能进行更深入地研究。

2.1.4 发动机总体结构布局和部件匹配设计技术

STOVL 战斗机发动机工作模式多,发动机总体布局需考虑更多影响因素:(1)综合考虑升力风扇、大功率传动系统和主发动机结构设计,保证部件间的功能匹配和协调;(2)特殊考虑发动机支撑方式、传力结构和外部作用力;(3)由于使用升力风扇,需考虑发动机质量问题;(4)在垂直降落状态下,动力装置的转子系统要带动升力风扇,转子动力学设计更加复杂,需深入分析。

2.2 升力风扇设计技术

F135-PW-600 发动机升力风扇采用 2 级对转结构,可减小转子陀螺力矩,便于动力系统的功率输出。下文对对转升力风扇设计所涉及的气动设计、非设计点调节和抗进气畸变设计与评估 3 项主要关键技术进行分析。

2.2.1 对转气动设计技术

对转设计的气动方案可采用常规结构,即转子-静子级的结构,也可去掉 2 排转子间的静子,形成对转结构。对转结构的风扇气动设计,需考虑级间参数匹配,还要考虑气动布局、结构形式和动力传输等因素。

2.2.2 非设计点调节技术

与对转升力风扇设计点下和传统非对转多级风扇的工作不同,在非设计点下,对转升力风扇第 1 级静子出口气流角偏离设计点后,对后排造成的影响与传统非对转结构的结果相反。

2.2.3 抗进气畸变设计与评估技术

在升力风扇工作条件下,由于所处位置特殊,以及飞行姿态对其工作条件的影响,使升力风扇的进气畸变情况非常严重,容易产生侧风和温度畸变等。这对升力风扇的抗畸变能力提出了更高要求。

2.3 3 轴承偏转喷管设计技术

F135-PW-600 发动机尾喷管采用 3 轴承偏转喷管,可实现大于 90°的偏转动作,适应飞机的不同飞行姿态。下文对 3 轴承偏转喷管设计所涉及的运动机构设计、轴承密封和液压驱动系统设计 3 项主要关键技术进行分析。

2.3.1 运动机构设计技术

3 轴承偏转喷管可实现大于 90°的偏转动作,主要得益于其采用了 1 套巧妙的运动机构,该运动机构对 3 轴承偏转喷管及其控制规律的设计至关重要。有必要从原理上理解该机构的设计特点,进而运用机构运动学理论建立简化的运动机构数学模型,以初步掌握该技术。

2.3.2 轴承密封技术

3 轴承偏转喷管有 3 个与喷管筒体直径相当的大尺寸轴承,其内环和外环在结构上与相邻的 2 段筒体分别联接为一体,内环处于高温高压的燃气环境中,应尽最大可能限制燃气向轴承滚子和外环泄露。可参考涡轮发动机转、静子之间的密封技术,尝试将该技术应用到 3 轴承喷管的轴承密封上。

2.3.3 液压驱动系统设计技术

在 3 轴承偏转喷管运动时,3 个直径与筒体相当的轴承要分别旋转 90°或 180°。液压驱动系统面临与传统可调/矢量喷管完全不同的参数要求,由于构件相对位移较大,还要求供油管路有相应的运动自由度,是传统喷管管路设置从未遇到过的问题。可根据运动机构设计技术研究得到的喷管运动规律,研究 3 轴承偏转喷管液压驱动系统的设计需求。

2.4 升力风扇机械系统设计技术

F135-PW-600 发动机升力风扇机械系统在飞机垂直降落要传递约 20MW 的功率,空间和质量的限制大大增加了其功率密度,同时还要具备高可靠性。下文对升力风扇机械系统设计所涉及的超大功率螺旋锥齿轮设计和大功率离合器设计 2 项主要关键技术进行分析。

2.4.1 超大功率螺旋锥齿轮设计技术

升力风扇机械系统的 2 个主从动齿轮啮合副各需传递约 20MW 的功率,比当前航空发动机机械系统中螺旋锥齿轮的设计功率高 1 个数量级。在空间尺寸、质量以及可靠性的严格限制条件下,该齿轮系统的设计面临着巨大挑战。

2.4.2 大功率离合器设计技术

升力风扇机械系统是 1 个全新的设计概念,离合器在航空领域中的应用本身就很少,而升力风扇机械系统中离合器传递的功率又远大于一般离合器的。

3 结束语

随着航空动力技术的发展,STOVL 技术凭借其显著的优点,再次成为研究热点。目前,国外通过对 STOVL 技术的探索和应用研究已经建立了比较成熟和可靠的标准,先进航空动力装置的发展使 STOVL 战斗机取代常规战斗机的趋势日趋明显。但发动机技术仍然是 STOVL 战斗机发展的瓶颈,是直接关系到飞机能否在战斗力上满足与常规战斗机对抗需求的关键,需要重点研究并予以突破,而突破本文阐述的发动机总体设计、升力风扇设计、3 轴承偏转喷管设计和升力风扇机械系统设计 4 项主要关键技术是重中之重。

参考文献:

- [1] 叶代勇. 垂直起降动力装置技术探索研究[R]. 沈阳:中航工业沈阳发动机设计研究所,2010.
YE Daiyong. Advanced technique of STOVL powerplants[R]. Shenyang:AVIC Shenyang Engine Design and Research Insititute, 2010. (in Chinese)
- [2] 孙广华. 垂直/短距起降飞机发动机发展历史与现状研究[R]. 沈阳:中航工业沈阳发动机设计研究所,2009.

- SUN Guanghua. Developing history and state research of STOVL fighter powerplants [R]. Shenyang:AVIC Shenyang EngineDesignandResearchInsititute,2009. (in Chinese)
- [3] 田宝林. 世界垂直起降动力装置的演进和展望[J]. 航空发动机 2003,29(1):50-55.
TIAN Baolin. Evolation and forecast of STOVL fighter powerplants [J]. Aeroengine, 2003, 29 (1): 50-55. (in Chinese)
- [4] Varelis A G. Variable cycle engine for combat STOVL aircraft [D]. Master 'sthesis, Cranfield University, 2007.
- [5] Herrero J L. Performance of modern STOVL fighter powerplants[R]. ISABE 2001-1128.
- [6] 林左鸣. 战斗机发动机的研制现状和发展趋势[J]. 航空发动机 2006,32(1):1-8.
LIN Zuoming. Development state and trend of fighter engine[J]. Aeroengine, 2006, 32(1):1-8. (in Chinese)
- [7] 梁春华. IHPTET 计划的最新进展 [J]. 国际航空, 2004(2): 58-60.
LIANG Chunhua. Progress update of IHPTET programme[J]. International Aviation, 2004(2): 58-60. (in Chinese)
- [8] 梁春华. 未来的航空涡扇发动机技术[J]. 航空发动机 2005, 31(4):54-58.
LIANG Chunhua. Technique of future generation aero turbofan engine[J]. Aeroengine, 2005, 31(4): 54-58. (in Chinese)
- [9] 陈光. 航空发动机发展综述 [J]. 航空制造技术 2000(6): 24-34.
CHENG Guang. Trend overview of aeroengine [J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2000(6): 24-34. (in Chinese)
- [10] 王占学, 刘增文, 蔡元虎, 等. 推重比 15 一级发动机关键技术及分析[J]. 航空发动机, 2010, 36(1): 58-62.
WANG Zhanxue, LIU Zengwen, CAI Yuanhu, et al. Key technologies and analysis of aeroengine with thrust to weight ratio upto level of 15 [J]. Aeroengine, 2010, 36(1): 58-62. (in Chinese)

(上接第 5 页)

- LUO Yangxin. Aviation jet engine autocontrol design manual [M]. Beijing: National Defence Industry Publishing Company, 1982: 170-191. (in Chinese)
- [10] 苏志善, 王大迪. 某型航空发动机落压比调节器性能与故

- 障分析[J]. 航空发动机 2011, 37(4): 37-39.
SU Zhishan, WANG Dadi. Performance and failure analysis of an aeroengine nozzle pressure ratio regulator [J]. Aeroengine, 2011, 37(4): 37-39. (in Chinese)