

短距起飞 / 垂直降落飞机动力装置 特点及关键技术分析

吴 雄

(海军研究院, 上海 200436)

摘要: 动力装置是短距和垂直起落(STOVL)飞机设计的关键,直接影响其研制的成败。对国外 3 种典型的 STOVL 飞机进行分析,结合不同 STOVL 飞机需求对 4 类动力装置特征、结构特点、工作原理及发展状况进行归纳及总结。详细提出 STOVL 飞机动力装置的 6 类关键技术并进行了技术评价,对发展装备和开展技术研究提出建议,综合分析认为动力装置技术是中国发展 STOVL 飞机的瓶颈,需要重点研究并予以突破。

关键词: 短距起飞;垂直降落;航空发动机;升力风扇;推力矢量

中图分类号: V231

文献标识码: A

doi: 10.13477/j.cnki.aeroengine.2019.02.017

Analysis on the Characteristics and Key Technologies of the Propulsion System of the Short Takeoff / Vertical Landing Aircraft

WU Xiong

(Naval Academy, Shanghai 200436, China)

Abstract: Propulsion system was the key to the design of STOVL aircraft, which directly affected the success or failure of its development. Three kinds of typical STOVL aircraft in foreign countries were analysed. Combined with different STOVL aircraft requirements, the characteristics, structural characteristics, working principles and development of four types of propulsion system were concluded and summarized. Six types of key technologies of STOVL aircraft propulsion system were presented in detail and the technical evaluation was carried out. The suggestion was presented for the development of propulsion system and the research of key technologies. Comprehensive analysis shows that propulsion system technology is the bottleneck of the development of STOVL aircraft in China, which needs to be studied and broken through.

Key words: short takeoff; vertical landing; aeroengine; lift fan; thrust vector

0 引言

短距起飞 / 垂直降落(Short Takeoff and Vertical Landing, STOVL)飞机兼有固定翼飞机和直升机的使用特点^[1],既可以在狭小场地上垂直起降,又可以实现快速飞行,对起降场地要求低,可在两栖攻击舰或小型航母上起降,具有部署灵活、机动性强等特点,并可携带武器载荷执行精确打击任务。

目前,只有英国、俄罗斯和美国等少数西方国家掌握先进短距起飞 / 垂直降落战斗机研制关键技术^[2]。在诸多短距起飞 / 垂直降落战斗机中,较为典型^[3-9]的

是英国的鹞式、前苏联的雅克-141 和美国的 F-35B 战斗机。美国主导研制的 F-35B 战斗机^[6,10-11]也已具备初始作战能力,随着试验的持续进行,其性能将趋于稳定,并逐步开始军事部署。中国尚未有大中型短距起飞 / 垂直降落战斗机或其推进系统在研或在役。动力装置是实现短距起飞 / 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。

本文对 STOVL 飞机需求动力装置的特征、结构特点、工作原理及发展状况进行了归纳及总结。

收稿日期:2018-03-11

作者简介:吴雄(1977),男,博士,高级工程师,主要从事航空发动机装备论证;E-mail:1226197692@qq.com。

引用格式:吴雄.短距起飞 / 垂直降落飞机动力装置特点及关键技术分析[J].航空发动机,2019,45(2):91-96.WU Xiong. Analysis on the characteristics and key technologies of the propulsion system of the short takeoff / vertical landing aircraft[J]. Aeroengine, 2019, 45(2): 91-96.

1 STOVL 飞机动力装置分类与特点

与常规涡扇和涡喷动力装置不同,STOVL 战斗机动力装置除需要为飞机的巡航、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,这就使其复杂性大大增加,研制难度也大幅提高。STOVL 飞机的动力装置^[12-13]可分为:(1)共用型,即起降/巡航共同使用 1 台或多台发动机;(2)组合型,即起降用专门升力发动机,巡航用常规发动机;(3)复合型,即起降用专门升力发动机和升力/巡航发动机,巡航用升力/巡航发动机;(4)增强型,即起降用专门的升力部件和升力/巡航发动机,巡航用升力/巡航发动机。各类动力装置发展年代、配装飞机和技术特点详见表 1、2。

2 国外典型 STOVL 动力装置

2.1 鹞式战斗机动力装置

鹞式战斗机是英国研制的第 1 种实用型固定翼

垂直起降飞机,其主要任务是近距空中支援和战术侦察。鹞式海军舰载型被称为海鹞。海鹞式飞机在英阿马岛战争中战斗出动达 1500 多架次。美国与英国在鹞式基础上合作生产了 AV-8 型攻击机,在美国海军陆战队服役。该系列战机的动力装置是 RR 公司的飞马系列推力转向喷口涡扇发动机。飞马发动机通过 4 个排气喷管产生升力和推力。前面 2 个排气喷管在机身腹部,排放风扇冷气流;后面 2 个构成尾喷管,排放的是涡轮喷出的全部热气流。为控制悬停时的姿态,在机首、机尾及翼尖安装了控制喷管和高压空气导管。鹞式战斗机及飞马系列发动机如图 1 所示。

2.2 雅克-141 战斗机动力装置

雅克-141 战斗机是俄罗斯雅克夫列夫实验设计局研制的舰载超声速垂直/短距起降飞机,主要用于中小型航空母舰执行舰队护航任务,也可用于近距空中支援、近距格斗和攻击地面或海面目标。雅克-141 战斗机及其发动机如图 2 所示。该飞机于 1975 年开

表 1 STOVL 飞机及其动力装置

动力装置	1950	1955	1960	1965	1970	1975	1980	1985	1990	1995	2000	现在	
共用型 (升力/巡航发动机)	发动机转向	1955 (首飞)		美国贝尔公司: 65 ATV (2台“仙童”J-44)									
		1957							贝尔: X-14 (2台 ASV8)				
		1960		英国霍克公司: P.1127 “茶隼”(1台“飞马”2)									
	推力转向			1963	苏俄雅克夫列夫设计局: “雅克”-36 (2台 R27-300)								
		MDA/BAE: “鹞”(“飞马”)		1966		波音: X-32 (1台 JSF119-614)						2001	
飞机转向		1955	美国瑞安公司: X-13 Vertijet (1台“埃汶”)										
		1959	法国斯奈克玛: C450 Col é opt è re (1台 Atar 101E)										
组合型	升力发动机+	1957			英国肖特公司: SC.1 (4台 RB108+1台 RB108)								
	巡航发动机	1962		法国达索: 幻影“巴尔扎克”-V (8台 RB108+1台“奥菲斯”)									
		1965		达索: “幻影”III-V (8台 RB162+1台 P&W TF30)									
复合型	升力发动机+升力/巡航发动机	1963		德国 EWR: VJ-101C (2台 RB145+4台 RB145)									
		1967		德国: “多尼尔”Do31 (8台 RB162+2台“飞马”5)									
		1969		洛·马: XV-4B (4台 J85-GE-19+2台 J85-GE-19)									
		2台 RD 36-35+1台 R-27V-300		1971		雅克设计局: “雅克”-38							
				1971		德/意: VAK-191B (2台 RB162+1台 RB193)							
增强型 (增强升力/巡航)	引射	雅克设计局: “雅克”-141 (2台 RD41+1台 R-79V)		1987									
		1962		洛·马: XV-4A (引射器+2台 P&W JT12)									
				美国麦道: C-17 (双缝襟翼+4台 F117)						1991			
风扇		美国罗克韦尔: XFV-12A		1978		(引射器+1台 P&W F401)							
		通用/瑞安 XV-5A		1964		(2台涡轮叶尖风扇+2台 J85-GE-5)							
						洛·马: F-35B (1台轴驱动风扇+F135)						2001	

表2 STOVL 飞机动力装置形式及特点

推进系统	特点	问题
共用型(升力/巡航发动机)	<p>发动机旋转: 能量利用率高, 发动机质量大, 安装于翼尖</p> <p>推力转向: 利用改变喷口方向产生矢量推力, 喷口多, 发动机需安装在重心附近, 飞机设计接近常规, 难度相对下降</p> <p>飞机转向: 起降方式特殊, 或飞机带垂直尾座, 或利用可调台架</p>	<p>机翼设计受限, 机翼结构需加强, 发动机转动惯量大, 控制困难</p> <p>使得发动机进气道短, 特别是有超音速要求时, 设计变难</p> <p>可操作性、实用性不强、航程短、载荷小</p>
组合型	<p>升力发动机 + 巡航发动机: 设计思想简单, 2 发动机系统相互独立, 容易实现; 升力发动机数量多, 增加了全机质量、占用空间大</p>	<p>多发不利于维护, 飞机可靠性下降; 发动机能量利用率最低, 起降、巡航都有“死重”; 载荷、航程降低</p>
复合型	<p>升力发动机 + 升力/巡航发动机: 巡航发动机具有推力矢量喷管, 一定程度上缓解了“死重”问题, 对飞机气动外形影响小, 可用于超声速飞机</p>	<p>热燃气回吸、地面烧蚀、载荷、航程低</p>
增强型(增强升力/巡航发动机)	<p>引射: 比升力发动机效率高; 排气速度、温度降低; 飞机、发动机设计难度降低; 但优点仍停留在理论上, 难度在引气、引射系统</p> <p>风扇: 叶尖涡轮驱动风扇, 轴驱动升力风扇, 技术较成熟, 实用性强</p>	<p>引射产生复杂的地面效应及干扰问题; 飞行过渡操纵困难</p> <p>风扇占用空间大, “死重”问题明显, 需大推力发动机</p>



图1 鹞式战斗机及飞马系列发动机

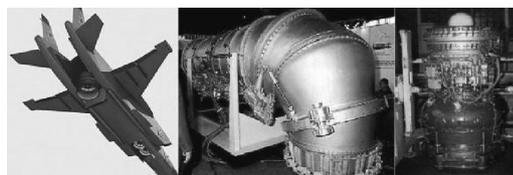


图2 雅克-141 战斗机及其发动机

始设计, 1989 年开始飞行试验, 原计划于 1995 年完成全部研制工作, 但 1991 年 1 架原型机在试飞时坠毁, 该计划中止, 此时试飞已超过 200 h。该机曾打破多项短距起飞/垂直降落飞机的世界记录。

2.3 F-35B 战斗机动力装置

F-35B 为美国 F-35 系列飞机中的短距起降型战斗机, 主要装备海军陆战队, 执行近距离空中支援、空中遮断、武装侦察、防空作战及防空系统压制等任务。F-35B 战斗机及其推进系统如图 3 所示。



图3 F-35B 战斗机及其推进系统

F-35B 飞机动力装置 (F135-PW-600)^[15] 由 F119-614 发动机、轴驱动升力风扇、3 轴承旋转轴对称主喷管和滚转喷管组成。升力风扇垂直安装在座舱后, 由主发动机前延伸出驱动轴通过离合器驱动。3 轴承旋转轴对称主喷管可在 2.5 s 内从 0° 旋转到 95°, 并可左右偏转 10°。滚转喷管从主发动机外涵引气。在飞机起降时, 尾部的 3 轴承旋转喷管偏转至垂直向下, 产生 83100 N 的向上推力, 同时升力风扇也产生 83100 N 的向上推力; 二者互相合成来抬升飞机。两侧机翼上的滚转姿态控制的喷管还可提供 14600 N 额外升力。在巡航状态时, 风扇停止工作, 3 轴承旋转喷管转为水平, 主发动机提供水平推力。

3 STOVL 飞机动力装置关键技术分析

对 STOVL 飞机动力装置各项关键技术按照瓶颈技术、关键技术、前沿技术及新兴技术进行分类, 并按照各项关键技术对装备发展的贡献度, 综合评价各项关键技术重要性, 结果见表 3。

3.1 动力装置总体设计

STOVL 飞机动力装置不仅需要满足飞机巡航状态的推力和耗油率等性能指标要求, 而且还需满足飞机短距/垂直起飞状态的升力要求, 飞机动力装置决定了发动机的宽工作特性, 因此, 在进行发动机循环参数匹配和确定发动机设计点循环参数时, 必须兼顾

表 3 STOVL 飞机动力装置技术体系及技术重要度分析

技术体系	关键技术	前沿技术	新兴技术	瓶颈技术	对装备贡献度
动力装置总体设计	●		●		重要
升力系统	●			●	非常重要
超大功率传动离合系统	●			●	非常重要
大转角推力矢量喷管	●			●	非常重要
飞 / 推综合控制	●			●	非常重要
动力装置及其矢量特性试验	●				重要

巡航状态推力要求和短距 / 垂直起降状态升力系统工作对发动机循环参数的影响^[6], 即需关注 STOVL 飞机动力装置多设计点循环参数匹配问题。

3.2 升力系统

升力系统主要有升力发动机和升力风扇 2 种技术路线。

升力发动机基本思想是短距垂直起降的升力通过专门的升力发动机提供, 在巡航时, 升力发动机关闭。对该技术的研究重点是高推重比、轻质量、小体积等, 突出其“短小精悍”。该类型发动机的推重比高达 16。然而其具有“天生缺陷”, 例如耗油量高、巡航时无用、地面烧蚀等, 限制了该技术的应用及发展, 逐步被升力风扇所取代。

升力风扇技术分为涡轮驱动和轴驱动 2 条技术路线。涡轮驱动升力风扇技术是在短垂态, 将发动机喷口燃气引入垂直安装的升力风扇系统, 通过一系列风扇叶尖小涡轮来驱动风扇叶片旋转, 从而产生升力。轴驱动升力风扇技术是从发动机提取轴功率驱动风扇, 加速气体喷出, 把轴向功率转化为垂向升力, 既牵涉到风扇本身还涉及到大功率的轴承技术。综合比较, 轴驱动升力风扇技术效率较高, 且便于实现, 在 F-35B 战斗机上得到应用, 是当前升力风扇技术的主要发展方向。

3.3 大转角推力矢量喷管

通过增加推力矢量喷管将常规发动机转化为升力 / 巡航发动机。在飞机起降时, 通过调节推力矢量喷管将发动机的喷气转向下, 即将轴向推力转为垂直升力; 在飞机巡航时, 喷管转为正常向后, 保持推力向后。根据其功能的复杂程度, 推力矢量喷管可设计成不同形式^[7], 3 轴承旋转喷管偏转角度大, 能够满足垂直 / 短距起降战斗机对推力方向调整要求, 在 F-35B 战斗机上得到应用, 是当前大转角推力矢量喷管技术

的主要发展方向。

3.4 超大功率传动离合系统

垂直起降战机升力风扇传动系统由双膜盘联轴器、动力传动轴、多片式离合器和对转齿轮减速器组成。在飞机起飞和降落时, 需利用风扇传动系统将发动机的一部分功率可靠传递至升力风扇, 在战机升空后, 通过多片离合器将发动机动力断开。在高空飞行过程中, 多片离合器将产生大量热量, 对摩擦片和多片离合器润滑系统的设计提出了更高要求。高速重载锥齿轮、双膜盘联轴器、大功率多片离合器的设计等是新的关键技术。

3.5 飞 / 推综合控制

STOVL 飞机动力学模型为约束非线性系统, 且作动器冗余异构, 过渡过程控制要求飞机终端状态满足约束, 飞机和动力装置综合控制复杂。英国针对鹞式战斗机开展多种线性鲁棒控制器的应用研究, 仿真效果较好。但增益预置方法的设计复杂, 需在飞行包线内选取几百个点设计控制器增益, 且不适合应用于强耦合非线性系统。先进垂直 / 短距起降飞机动力系统及喷射气流效应相对于传统战斗机的更加复杂, 操纵模式也更加多样, 线性控制器很难适用。

美国和德国合作开展的 X-31 验证机计划, 研究了反馈线性化(动态逆)方法, 利用非线性系统的逆抵消系统非线性项, 得到针对预控变量的线性系统, 然后对该线性系统设计控制器, 再转换为原控制变量输入。该方法在 F-35B 战斗机飞 / 推综合控制中得到应用。X-31 验证机动态逆控制器结构如图 4 所示。

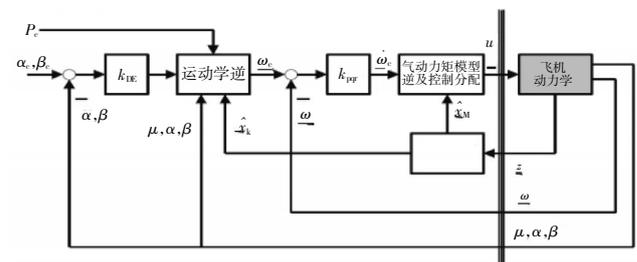


图 4 X-31 验证机动态逆控制器结构

3.6 动力装置及其矢量特性试验

除常规航空发动机试验以外, 主要包括升力风扇、全尺寸升力特性和排气喷流等试验。

升力风扇进气畸变试验是测试与验证升力风扇进气门的角速度与形状、进气口的形状、进口可调导向叶片的角度与叶型等对侧风进气畸变产生的影响。试验用的侧风由 1 个涡轮螺旋桨发动机产生。PW 公司

在 C14 试验台上开展了全尺寸侧向进气畸变试验。为测试 F135-PW-600 推进系统总体性能, PW 公司针对短距垂直起降性能特点, 新建了 C12 整机试验露天悬挂式台架^[8]。C14 和 C12 试验台如图 5 所示。



图 5 C14 和 C12 试验台

由于总升力特别大, 较小测量误差所对应的升力都对整机有较大影响, 为提高测量精度, C12 试验台除了垂直地面的主支撑钢臂以外, 还搭了 4 根大钢管, 与主支撑臂一起支撑起中央吊臂。为衡量在短距起飞、垂直降落和悬停过程中推进系统出口气流经过地面反射作用的影响, 需进行地面反射效应试验, 以获得反射气流对升力风扇及主发动机的干涉作用。对 F-35B 推进系统前期进行了整机排气喷流试验和整机气流下洗试验。整机气流下洗试验的目的是为了确认带升力风扇推进系统流场特性, 并与缩比模型试验进行对比, 获得气流下洗影响, 为飞机飞行稳定性提供评估。PW 公司在 C14 试验台上进行了整机气流下洗试验。

4 结束语

STOVL 飞机与常规飞机不同, 主要体现在动力装置及飞机-动力装置深度耦合一体化领域。这些领域涉及到较新的基础理论、试验技术方法等, 国外经过几十年的理论研究、原理验证及工程实践, 突破了所涉及的关键技术, 掌握了试验方法, 建立了成熟设计及标准体系。国内在 STOVL 飞机动力装置技术领域开展了理论研究和原理试验, 但研究领域零星分散、技术成熟度低, 其研究深度与系统集成程度还难以满足短距起飞/垂直降落战斗机研制需求。总的来说, 动力装置技术仍然是中国发展 STOVL 飞机的瓶颈, 需要重点研究并突破。为加快 STOVL 飞机动力装置的发展, 建议在国内飞机、发动机的设计制造、材料工艺等技术基础上, 顶层策划 STOVL 飞机动力装置的技术发展路线图, 加强飞机对发动机的需求和能力牵引, 重点研究制约动力发展的总体、核心部件和系统设计技术, 实现关键技术集成突破。

参考文献:

- [1] 杜朝平. 垂直起降战斗机回顾与展望 [J]. 舰载武器, 2004(3): 60-66.
DU Chaoping. Retrospect and prospect of strike VTOL [J]. Shipborne Weapon, 2004(3):60-66. (in Chinese)
- [2] 索德军, 梁春华, 张世福, 等. S/VTOL 战斗机及其推进系统的技术研究 [J]. 航空发动机, 2014, 40(4):7-13.
SUO Dejun, LIANG Chunhua, ZHANG Shifu. Technology of short/vertical takeoff and landing fighter and propulsion system [J]. Aeroengine, 2014, 40(4):7-13. (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. Evolution and development of world VTOL power plant [J]. Aeroengine, 2003, 29(1): 50-55. (in Chinese)
- [4] 杨国才. JSF 的 STOVL 型别推进系统的设计竞争 [J]. 飞机设计, 2003 (1):53-57.
YANG Guocai. Final completion of the version design of propulsion system for the JSF STOVL variant [J]. Aircraft Design, 2003(1): 53-57. (in Chinese)
- [5] 王健, 郭锁凤. 先进的短距起飞垂直着陆技术发展综述 [J]. 航空科学技术, 1999(2):24-26.
WANG Jian, GUO Suofeng. Developing status of advanced STOVL technology [J]. Aeronautical Science and Technology, 1999 (2): 24-26. (in Chinese)
- [6] Bevilacqua P M. Investing the F-35 joint strike fighter [R]. A-IAA-2009-1650.
- [7] 云飞. 世界上第一种超声速 VSTOL 战斗机 - 雅克 141 [J]. 国际航空, 1991(12):28-30.
YUN Fei. Yak141-the first supersonic VSTOL fighter in world [J]. International Aviation, 1991(12):28-30. (in Chinese)
- [8] Herrero J L, Myzithras D. Performance of modern STOVL fighter power plants [R]. ISABE-2001-1128.
- [9] Luca A, Pilidis P. Assessment of remote lift fan inlet development [R]. ASME 2000-GT-6940.
- [10] Thomas G S, Robert J B, Colin F. F-35B lift fan inlet development [R]. AIAA-2011-6940.
- [11] Maddock I A, Hirschberg M J. The quest for stable jet borne vertical lift: A STOVL to F-35 STOVL [R]. AIAA-2011-6999.
- [12] 方昌德, 马春燕. 航空发动机的发展历程 [M]. 北京: 航空工业出版社, 2007: 127-133
FANG Changde, MA Chunyan. Development of aero-engine [M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2007: 127-133. (in Chinese)
- [13] 张伟. 航空发动机 [M]. 北京: 航空工业出版社, 2008: 303-304
ZHANG Wei. Aero-engine manual [M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2008: 303-304 (in Chinese)
- [14] 彭友梅. 苏联/俄罗斯/乌克兰航空发动机的发展 [M]. 北京: 航空工业出版社, 2015: 319-321
PENG Youmei. A history of Soviet UNION/Russian/Ukrainian

- aero-engine [M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2015: 319-321. (in Chinese)
- [15] 方昌德. 航空发动机的发展研究 [M]. 北京: 航空工业出版社, 2009: 348-354
FANG Changde. Development research of aero-engine[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2009: 348-354. (in Chinese)
- [16] 李瑞军, 袁长龙. 基于某型发动机发展 STOVL 动力性能方案研究 [J]. 沈阳航空航天大学学报, 2014, 31(5): 29-33.
LI Ruijun, YUAN Changlong. Performance study of developing STOVL engine based on a certain aeroengine [J]. Journal of Shenyang Aerospace University, 2014, 31 (10): 29-33. (in Chinese)
- [17] 王占学, 刘帅, 周莉. S/VTOL 战斗机用推力矢量喷管技术的发展及关键技术分析[J]. 航空发动机, 2014, 40(4): 1-6.
WANG Zhanxue, LIU Shuai, ZHOU Li. Development and critical technology analysis on thrust vector nozzles for STOVL Fighter[J]. Aeroengine, 2014, 40(4): 1-6. (in Chinese)
- [18] 焦天佑, 陆宝富. 建设满足大型飞机发动机试验需求的露天试车台区技术论证[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2008, 21(1): 1-9.
JIAO Tianyou, LU Baofu. Technical demonstration of constructing open-air test bed for large transport aircraft engine [J]. Gas Turbine Experiment and Reserach, 2008, 21(1): 1-9. (in Chinese)

(编辑: 刘 亮)