

引文格式: 查萌, 晁聪聪, 张璋, 等. 高性能热塑性复合材料的应用技术发展——MFFD 计划材料及制造技术体系分析[J]. 航空制造技术, 2026, 69(17): 25020338.

ZHA Meng, CHAO Congcong, ZHANG Zhang, et al. Development of application technologies for high-performance thermoplastic composites—Analysis of material and manufacturing technology system under the MFFD program[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2026, 69(17): 25020338.

高性能热塑性复合材料的应用技术发展——MFFD 计划材料及制造技术体系分析

查 萌^{1,2}, 晁聪聪¹, 张 璋², 高 澎², 张新全², 叶 璐³, 张代军³, 刘 刚¹

(1. 北京化工大学, 先进技术与装备研究院, 北京 100029;

2. 航空工业第一飞机设计研究院, 西安 710089;

3. 中国航发北京航空材料研究院, 北京 100095)

[摘要] 相较于传统的热固性复合材料, 高性能热塑性复合材料具有更优异的抗冲击损伤能力、耐环境及介质、易修复及可回收等特性, 且适配高效规模化生产。近年来, 在航空制造技术领域的应用优势愈发显著。面对我国航空复合材料技术向着高效化、绿色化、低成本化的转型需求, 本文对欧盟“清洁天空 2”计划项目进行了技术分解, 围绕该计划下的“多功能机身验证计划”(MFFD)项目展开综述, 系统分析该项目的材料体系选择与制造工艺集成技术体系。旨在通过梳理 MFFD 项目的材料与制造技术实践, 为航空及相关应用领域的高性能热塑性复合材料材料选型、工艺优化与技术创新提供理论参考和应用借鉴, 推动高性能热塑性复合材料在航空制造技术领域中的进一步应用。

关键词: 热塑性复合材料; 低熔融温度聚芳醚酮; 自动纤维铺放; 原位固结; 焊接

中图分类号: V2 文献标志码: A DOI: 10.16080/j.issn1671-833x.25020338

Development of Application Technologies for High-Performance Thermoplastic Composites— Analysis of Material and Manufacturing Technology System Under the MFFD Program

ZHA Meng^{1,2}, CHAO Congcong¹, ZHANG Zhang², GAO Peng², ZHANG Xinquan²,
YE Lu³, ZHANG Daijun³, LIU Gang¹

(1. Institute of Advanced Technology and Equipment, Beijing University of Chemical Technology, Beijing 100029, China;

2. AVIC The First Aircraft Institute, Xi'an 710089, China;

3. AECC Beijing Institute of Aeronautical Materials, Beijing 100095, China)

[ABSTRACT] Compared with traditional thermosetting composites, high-performance thermoplastic composites possess superior properties such as better impact damage resistance, environmental and medium resistance, easy repairability, and recyclability. Additionally, they are compatible with efficient and large-scale production. In recent years, their application advantages in the field of aviation manufacturing technology have become increasingly prominent. In response to China's transformation demands for aviation composite material technology towards high efficiency, green development, and low cost, this paper conducts a technical decomposition of the EU's "Clean Sky 2" program projects, focuses on reviewing the "Multifunctional Fuselage Demonstrator" (MFFD) project under this program, and systematically analyzes the material system selection and manufacturing process integration technology system of the project. The aim is to, by sorting out the material and manufacturing technology practices of the MFFD project, provide theoretical references and application

收稿日期: 2025-10-11; 退修日期: 2025-12-12; 录用日期: 2026-03-12

基金项目: 中央高校基本科研业务费专项资金(buctrc202509)

通信作者: 刘刚, 研究员, 博士, 研究方向为高性能树脂基复合材料。

insights for material selection, process optimization, and technological innovation of high-performance thermoplastic composites in aviation and related application fields, thereby promoting the further application of high-performance thermoplastic composites in the field of aviation manufacturing technology.

Keywords: Thermoplastic composites; Low-melting-point polyaryletherketone (LM PAEK); Automated fiber placement (AFP); In-situ consolidation; Welding

在全球航空、航天工业向高效化、绿色化、低成本化快速发展的背景下,材料技术的创新升级成为驱动产业发展的核心动力之一。与传统的热固性复合材料相比,热塑性复合材料,尤其是以聚芳醚酮类特种工程塑料为基体的高性能热塑性复合材料,凭借其抗冲击性能优异^[1]、成型周期短、可焊接^[2-3]、可修复及可回收利用^[4-6]等独特优势,更能满足现代航空装备对轻量化、长寿命及环境适应性的严苛要求的特点^[7-9],已逐渐成为航空结构材料领域的研究热点与发展重点。

近年来,围绕高性能热塑性复合材料相关技术领域的研究取得了一系列突破性进展。在成型制造技术层面,自动纤维铺放(Automated fiber placement, AFP)、原位固结(In situ consolidation)等先进工艺的应用,不仅大幅提高了热塑性复合材料结构件的成型效率,还降低了生产过程中的废料率,为其规模化应用提供了技术支撑。与此同时,热塑性复合材料独有焊接技术的快速发展,对大型整体结构的无紧固件连接,提供了有效的技术解决途径,对实现飞行器的进一步减重具有重要作用。

随着波音新中程飞机的筹备以及欧洲航空业通过“清洁天空 2 (Clean Sky 2)”等计划取得显著进展,高性能热塑性复合材料有望迎来新一波应用^[10]。“Clean

Sky 2”^[11]计划是近年来欧盟大力推进的航空高技术开发合作项目,旨在通过更符合空气动力学的机翼、更高效的发动机等技术,来减少飞机噪音、污染排放和碳足迹。其中,“多功能机身综合验证”计划(Multifunctional fuselage demonstrator, MFFD)^[12]项目是“Clean Sky 2”计划下的重要项目,其重要目标在于通过高性能热塑性复合材料的技术集成,推动飞机机身制造技术创新,实现更环保、高效的航空制造技术体系。MFFD 项目于 2014 年正式启动,是“Clean Sky 2”计划中 3 个大型飞机验证项目之一——“创新物理集成机舱-系统-结构内”(图 1^[13])。其目标是制造长约 8 m、直径约 4 m 的碳纤维增强热塑性复合材料(Carbon fiber reinforced thermoplastics,CFRTP)机身筒段,将机身质量减轻≥10%,实现每月生产 60~100 架飞机,成本降低 20%,并推进技术创新、提高航空产业可持续性发展,增强欧洲在航空领域供应链的竞争力。到项目结束时,将此类 CFRTP 机身整体技术成熟度提高到 5 级,为未来飞机的设计和制造提供坚实的技术基础。

基于以上背景,本文详细综述了 MFFD 计划技术体系的组成,涵盖材料体系选择及各大部件的制造工艺集成等,并分析了各种成型及装配工艺选用思路,为后续研究提供理论及应用参考。

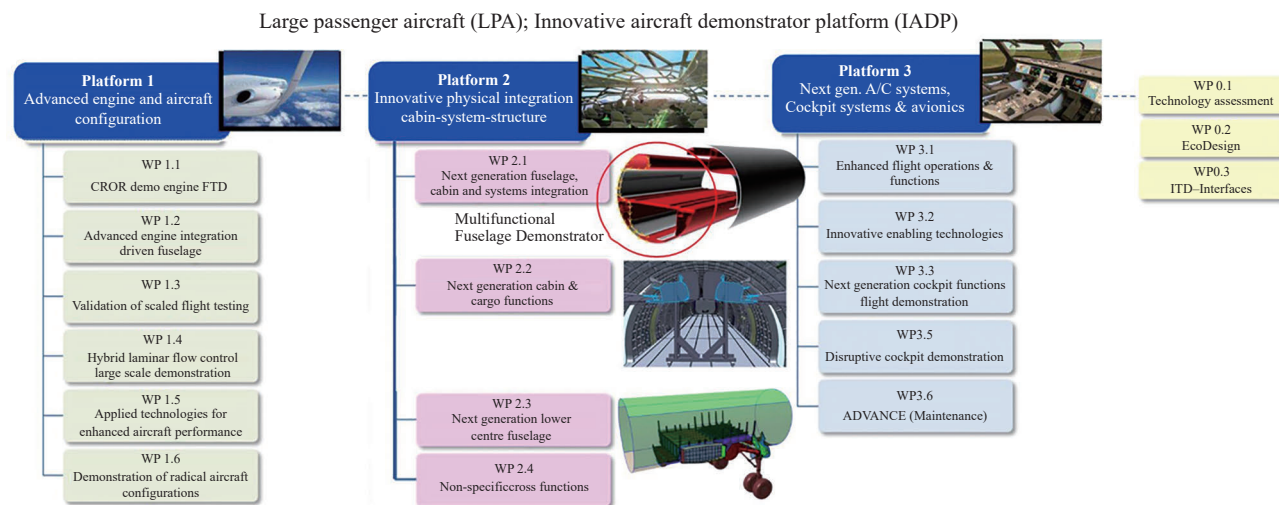


图 1 “Clean Sky 2”飞机验证计划^[13]

Fig.1 “Clean Sky 2” aircraft demonstrator program^[13]

1 材料体系选择

MFFD 项目中的主要材料为东丽公司的 TC1225 单向带预浸料^[14],该预浸料由 T700 级碳纤维和 Victrex 公司的低熔融温度聚芳醚酮树脂(Low melting temperature poly aryl ether ketone, LM PAEK)组成,用于制造机身复合材料制件,如机身上部蒙皮、机身下部蒙皮、Ω 型长桁、Z 型长桁、C 型框等,通过 AFP、连续模压等工艺成型,并通过多种焊接技术进行连接组装。

东丽公司系列预浸料及材料牌号如图 2 所示^[15],以

LM PAEK 树脂为基体的 TC1225 预浸料为东丽公司最新推出的材料体系,与 TC1200 和 TC1320 同属于航空级高性能热塑性复合材料,这些材料均具有良好的热机械性能和耐溶剂性,其中 TC1225 是针对自动化工艺开发的高性能热塑性预浸料材料。

根据资料显示^[15],分别以聚醚醚酮(Poly etherether ketone, PEEK)、聚醚酮酮(Poly ether ketone ketone, PEKK)和聚芳醚酮(poly aryl ether ketone, PAEK)为树脂基体的 3 种预浸料 TC1200、TC1225 和 TC1320,其性能如图 3 所示。其中, LM PAEK 具有最低的熔融温度,而机

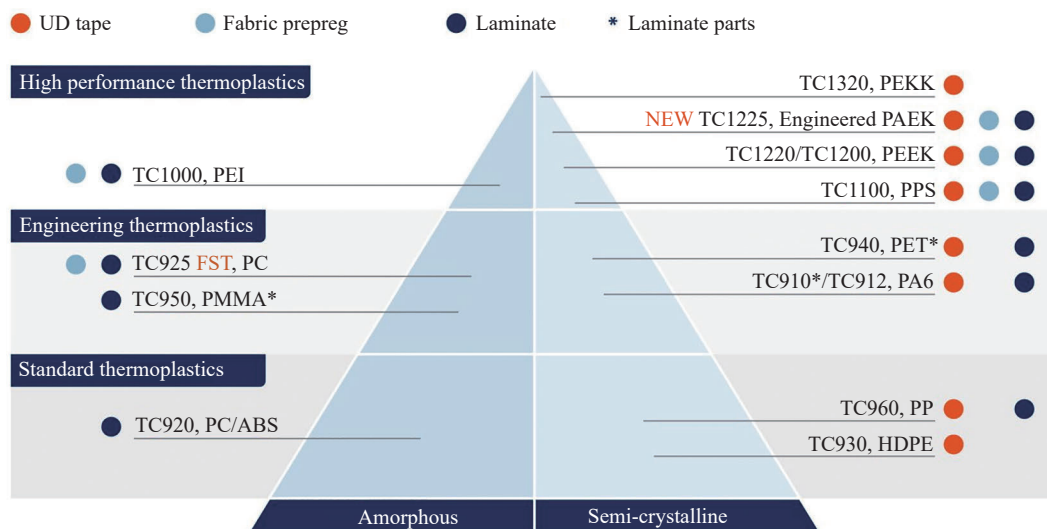


图2 Toray 公司典型热塑性复合材料牌号^[15]

Fig.2 Toray's typical thermoplastic composite grades^[15]

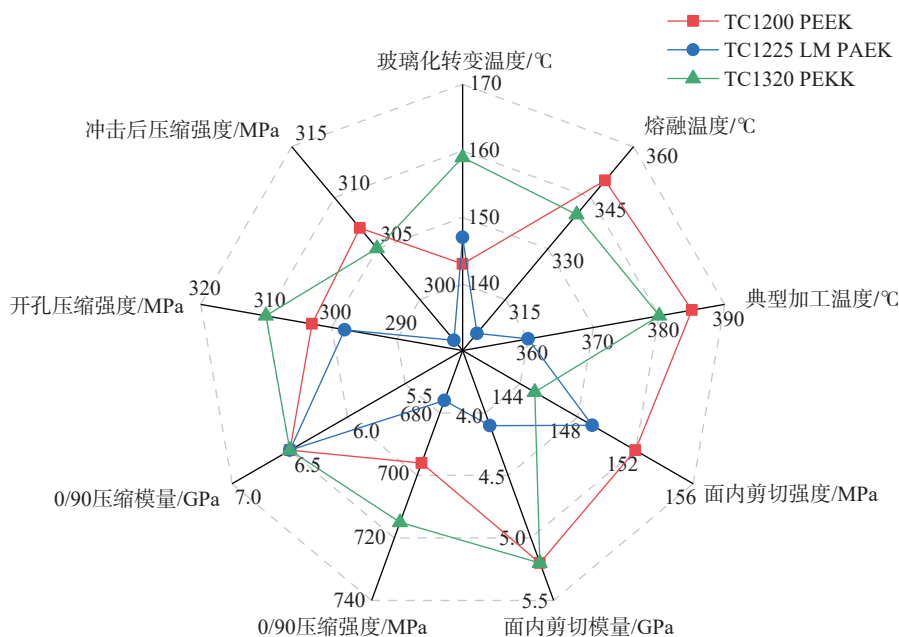


图3 TC1200、TC1225 和 TC1320 材料性能^[15]

Fig.3 Properties of TC1200, TC1320 and TC1225 prepreps^[15]

械性能与 PEKK 和 PEEK 基本相当;在玻璃化转变温度、面内剪切强度、压缩强度、弯曲强度等关键性能指标上, LM PAEK 与 PEKK、PEEK 差异不大,能够满足大多数应用场景对材料力学性能的要求。但 LM PAEK 更低的熔融温度,在应用于航空结构制造时,可以在保证结构强度和稳定性的同时,发挥其加工性能和成本方面的优势。

东丽公司在热固性复合材料领域已居全球领先地位,但在热塑性复合材料这一新兴领域存在明显短板。基于热塑性复合材料的战略潜力,同时还包含完善产品线、强化航空航天市场布局、获取技术与客户资源等多重战略考量,2018 年 7 月东丽公司完成了对 TenCate Advanced Composites (TCAC) 的收购, TCAC 成为东丽公司旗下企业,后续更名为 Toray Advanced Composites (TAC)。此后,材料性能数据也进行了更新,根据 TAC 数据^[16-18]显示, TC1225 LM PAEK、TC1200 PEEK 和 TC1320 PEKK 3 种材料冲击后的压缩强度分别达到 310 MPa、303 MPa 和 303 MPa,表现出优异的抗冲击性能。

在工艺性方面, TC1225 LM PAEK、TC1200 PEEK 和 TC1320 PEKK^[15, 19-20]3 种材料,因基体树脂的本征性能差异,在加工适应性、效率及工艺要求上呈现明显区别,具体如下。

(1) 加工温度与能耗。

TC1225 LM PAEK 的熔融温度最低(305 ℃),相比 TC1200 PEEK (熔融温度 350 ℃)和 TC1320 PEKK (熔融温度 340 ℃),其对设备耐温性要求更低,能源消耗更少,有助于降低加工过程中的能耗成本^[21]。TC1200 PEEK 和 TC1320 PEKK 因熔融温度较高,加工时需更高的热量输入,对设备的耐热性能要求更严格,可能增加设备投资和维护成本。

(2) 成型与固结工艺。

TC1225 LM PAEK 流动性显著优于另外两种材料,在 AFP 中表现突出,可实现高速原位固结^[15, 22]。例如,以 200 mm/s 的 AFP 速度铺设时,无需二次固结即可达到与 TC1320 PEKK 快速 AFP 和烘箱固结两步法工艺相同的固结质量,且层间无孔隙,大幅提升了生产效率。TC1320 PEKK 在快速 AFP (如 600 mm/s) 时,层间易因树脂流动不足产生孔隙,需通过二次烘箱固结消除缺陷。即使降低铺设速度(200 mm/s),仍无法避免孔隙问题,必须依赖后续固结步骤,因此增加了工艺复杂度和生产周期。TC1200 PEEK 的原位固结需以极低的 AFP 速度进行,否则难以保证固结质量,实际应用中更依赖二次固结工艺,加工效率相对较低^[23-24]。

(3) 焊接与后续加工。

TC1225 LM PAEK 的低熔融温度和良好流动性使其适用于多种焊接工艺,且预浸料厚度一致性高(空隙

率 $\leq 0.5\%$),能保证焊接过程的稳定性和接头质量,在集成加强筋等结构件的焊接中表现优异^[15]。TC1200 PEEK 和 TC1320 PEKK 因熔融温度高、流动性较差,焊接时需更精确的温度控制和压力调节,对工艺参数敏感度更高,可能增加焊接过程中的调试难度。

(4) 工艺兼容性。

TC1225 LM PAEK 兼容 AFP、冲压成型、焊接等多种工艺,且在原位固结中展现出的高效性使其成为批量生产的理想选择,尤其适合对生产效率要求较高的航空航天结构件的制造。TC1320 PEKK 虽可用于 AFP 和冲压成型,但需配合二次固结工艺,更适合对零件性能要求高但产量中等的场景; TC1200 PEEK 的工艺兼容性与 PEKK 类似,但因加工温度更高,在部分低耐温设备上的应用受限。

(5) 加工窗口。

TC1225 LM PAEK 因具有更宽的成型工艺窗口,能够在更广泛的温度范围内进行加工操作,而不会损害材料的机械性能。这为加工过程提供了更高的灵活性,降低了加工难度,减少了因温度控制不当导致的产品质量问题。在实际生产中,不同的设备和工艺可能会导致加工温度存在一定的波动,较宽的加工窗口可以更好地适应这种波动,保证产品质量的稳定性。

综上,可见 TC1225 LM PAEK 在工艺性上具有显著优势,其低能耗、高流动性和高效固结特性大幅提升了加工效率;而 TC1320 PEKK 和 TC1200 PEEK 工艺复杂度更高,效率相对较低。

在热塑性复合材料的应用中,成本也是影响材料选择的关键因素之一。TC1225 LM PAEK、TC1200 PEEK 和 TC1320 PEKK^[21, 25]3 种材料在成本层面呈现出明显的差异化特征,具体对比如下。

从市场定位来看, TC1225 LM PAEK 在成本上具有显著优势。这种成本优势的形成,一方面源于其较低的熔融温度(305 ℃)带来的加工经济性——在 AFP、冲压成型等工艺中,更低的加工温度可减少能源消耗,且能适配更简化的设备,降低生产过程中的隐性成本;另一方面,其良好的流动性允许更高的加工速度,在批量生产中可显著提升单位时间的产出效率,从而摊薄单位产品的制造成本。

TC1200 PEEK 作为经典的高性能热塑性复合材料,尽管其机械性能优异,但其熔融温度高达 350 ℃,加工过程中对设备耐温性、能源投入的要求更高,一定程度上增加了加工成本,而凭借成熟的生产工艺和稳定的供应链,其综合成本仍低于 TC1320 PEKK,在对材料性能有较高要求且成本敏感度适中的场景中具有平衡优势。

TC1320 PEKK 的成本相对最高,这与其材料特性

和加工难度密切相关,其熔融温度为 340 ℃,加工温度区间 330~360 ℃,虽略低 PEEK,但在快速 AFP 铺层后易出现层间孔隙,通常需要二次固结工艺(如烘箱真空袋固结),额外的加工步骤不仅延长了生产周期,也增加了设备、能源和人工成本。此外,PEKK 树脂本身的合成工艺复杂度较高,原材料成本相对昂贵,进一步推高了 TC1320 PEKK 的整体成本。

综合而言,3 种材料的成本排序大致为: TC1320 PEKK>TC1200 PEEK>TC1225 LM PAEK。这种成本差异使得 TC1225 LM PAEK 在追求性价比和高效生产的航空航天领域及工业应用中更具潜力。因此,在热塑性复合材料领域,LM PAEK 与 PEKK 和 PEEK 相比,在综合性能、工艺性能和成本方面展现出显著优势,为其在航空航天、汽车、电子等多领域的广泛应用提供了有力支持,也推动了相关产业的技术进步和成本优化。

2 工艺集成

MFFD 项目由空中客车研究与技术部(Airbus research & technology, ART)主导,其中机身下部通过 AFP、共固

结、焊接等工艺实现制造,机身上部采用 AFP 原位固结及焊接等技术进行制造,上下两部分纵向机身接头通过激光原位焊接和超声波连续焊接完成组装。为实现以上过程,ART 在 2017—2019 年期间,发布了 13 个“Clean Sky 2”提案征集,涉及的工作主题包括热塑性机身自动化装配工厂、焊接接头的微观力学、新型工装及工具、多功能焊接末端执行器、创新测试方法与检测技术、纵向机身接头、数字孪生、CFRTP 机身修复等。多方联合体对这些提案做出了响应,形成众多单个项目和工作包(表 1^[26]),这些工作包由 40 多家企业和组织共同完成,形成了多学科、国际化的合作模式。这体现了 MFFD 项目在推进过程中对多方协作的重视,以及通过整合各方力量来推动航空领域技术创新和可持续发展的目标。

MFFD 机身下部于 2022 年底通过 STUNNING 项目完成研发生产,包含机身蒙皮、长桁、框、客舱及货舱地板结构等,其目标是推动自动化装配工艺、热塑性制造和焊接等技术的成熟度提升。制造涉及模块化装配,其中蒙皮采用激光加热的 AFP 工艺完成预成型体制造,再经热压罐工艺固结;长桁、框、地板等结构与蒙皮

表 1 MFFD 项目工作包及合作伙伴^[26]
Table 1 MFFD projects, sub-projects and partners^[26]

工作包	主要交付成果	主要负责单位	合作方
STUNNING	机身下部蒙皮	GKN Fokker	Diehl, NLR, SAM XL, TU Delft
ECO-CLIP	采用热塑性复合材料再生料注塑成型的卡箍、支架	GKN Fokker	Aimen, Altiip
EMOTION	蒙皮固结工装	NLR	Alpex, Ostseestaal, TU Munich
MECATESTERS	焊接接头、表面及成形工艺性能表征	GKN Fokker	KVE, Rescoll
MISSION	简化机载硬件、布线系统	GKN Fokker	Aeromechs, HSLU
TCTool	装配托架、多焊接末端执行器、数字孪生系统	GKN Fokker	Acroflight, Brunel Univ. London, FADA - Catec, LSBU, TWI
TORNADO	分层止裂结构	GKN Fokker	KVE, Rescoll, UPAT
	采用 CCM 制造的 Ω 型长桁与货舱地板梁	Xelis	
	货舱门周边承力结构	Aernnova	CETMA, Techni-Modul
Upper fuselage shell	机身上部蒙皮	DLR ZLP Augsburg	Premium Aerotec
	模压成型 Z 型长桁	Aernnova	CETMA, Techni - Modul
	机身 C 型隔框、客舱门周边承力结构、切边精加工工艺	Premium Aerotec	
MultiFAL	总装生产线、下部装配托架、上部六自由度并联工装平台	Fraunhofer	Aimen, FFT, CT Engineering Group
BUSTI	左侧纵向机身接头结构	Airbus	Aernnova, Aimen, CTI Systems, FFT, Fraunhofer IFAM, IGCV and IWS
WELDER	右侧纵向机身接头结构	Airbus	Aimen, FFT
MAYA	热塑性复合材料内衬板	Diehl Aviation	Alpex, CT-IPC, Leitai, Univ. de Girona
INTELLICONT	集成多功能复合材料航空货箱	Airbus	Acciona, Avionics Greece, Prisma Electronics, NTUA, Univ. Manchester, UPAT

的连接采用传导焊接(Conduction welding)和超声焊接(Ultrasonic welding)等技术。STUNNING 项目合作方包括福克公司(Guest, Keen & Nettelfolds Fokker Technologies Group B.V. (GKN Fokker), 主导并负责自动化组装与系统集成)、Diehl Aviation (负责内部结构, 包括子系统、地板等及其连接方式等)、德国航空航天中心(Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V. (DLR), 负责机身蒙皮与长桁制造)和 TU Delft (协助组装)等, 核心技术方向包括自动化组装、热塑性材料制造与焊接、集成化设计等。

MFFD 机身上部制造于 2020 年初开始, 蒙皮采用先进 AFP 原位固结成型工艺, 长桁、框等部件与蒙皮集成采用连续超声焊接和电阻焊接(Resistance welding)等技术, 于 2023 年 7 月完成。机身上部参与方包括 DLR (负责蒙皮铺层和焊接技术开发)、Premium aerotec (负责工业和结构设计、框制造)和 Aernnova (负责长桁制造)等。

MFFD 项目中, 机身上下部连接最初设计为偏置接头, 2018 年 9 月更改为更为传统的纵向接头, 原因是偏置接头实现难度较大, 地板结构安装实施困难(图 4^[13])。左侧纵向机身接头在 BUSTI 项目中开发, 采用 Fraunhofer IWS 开发的激光连续连接(Continuous join, CONTIjoin)工艺, 通过 CFRTP 对接带与对接机身蒙皮连续共固结, 无需对连接区域进行预处理; 右侧纵向机身接头采用搭接方式, 由 FFT 和 Aimen 通过 WELDER 项目使用超声连续焊接完成, 上下机身的框通过电阻焊接的框架筋条连接; 装配夹具由 MultiFAL 项目开发, 包括机身下部固定台架和 10 个协作六轴机器人系统, 用于定位和调整上机身位置。

2024 年底项目结束时, 超额完成了减重目标, 热塑性复合材料焊接工艺的应用(图 5^[14])使得机身质量较原有设计减轻了 10%^[27]左右。通过对材料物理特性的研究和焊接过程中温度和压力的精确控制^[28], 保证了电阻焊接^[29]、感应焊接^[30]及超声波焊接^[31-32]等焊接工艺的质量一致性。项目将相关技术的成熟度提高到 5 级,

超过 40 项关键技术完成了测试和实施应用, 涵盖了从复合材料性能研究到工装创新、先进焊接技术等多个方面(表 2^[26]), 为技术的进一步商业化应用奠定了基础。MFFD 项目展示了热塑性复合材料在航空制造中的潜力, 通过采用创新制造工艺和材料, 使得 CFRTP 复合材料机身构建速度达到每月 100 个单位, 有助于降低生命周期排放, 符合“Clean Sky 2”计划目标。MFFD 项目因其对实现未来高效生产和可持续飞行目标的贡献, 荣获 2025 年 JEC 复合材料创新奖“航空航天——部件”类别奖项, 这是对该项目技术创新和行业推动作用的高度认可。

2.1 机身下部制造

2.1.1 机身下部蒙皮制造

荷兰航空航天中心(Netherlands aerospace centre, NLR)使用 Coriolis composites 的 C1 机器人 AFP 设备, 在室温下完成了两个单独的 90° 机身下部蒙皮铺贴, 且在最外层铺覆了雷击防护(Lightning strike protection, LSP)材料^[26]。两半部分在龙骨处连接方式为斜接接头, 借助 EMOTION 子项目生产的模具进行组装, 并在高温热压罐中共固结成型。AFP 设备具有极高的铺放精度, 能够精确控制预浸料的铺放位置和角度, 保证纤维铺贴角度准确无误, 且每次铺放的重复性良好。这使得采用该工艺制造的机身下部蒙皮各部分性能得到质量一致性保证, 减少了因人为操作因素导致的质量波动。在热压成型固结过程中, 热压罐内压力均匀, 通过压缩空气或惰性气体等向罐内充气加压, 作用在真空袋表面各点法线上的压力均保持一致, 使蒙皮在均匀压力下成型、固结。并且罐内空气温度均匀, 加热或冷却气体在罐内循环, 在合理的模具结构前提下, 能保证蒙皮在升降温过程中各点温差极小, 从而制造出孔隙率较低、树脂含量均匀的高质量构件, 其力学性能稳定可靠。但热压罐作为大型的压力容器, 结构复杂, 制造和安装要求严格, 建设一套大型热压罐的投资费用高昂。且每次热压固结成型过程中, 除需要耗费大量的辅助材料外, 高温热

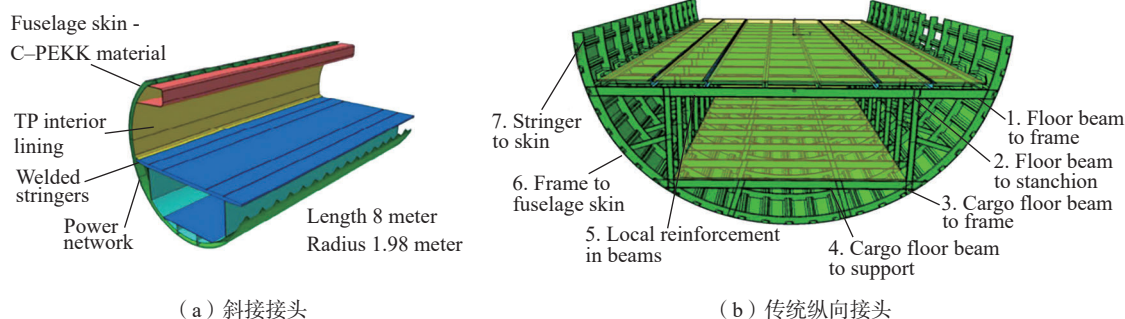
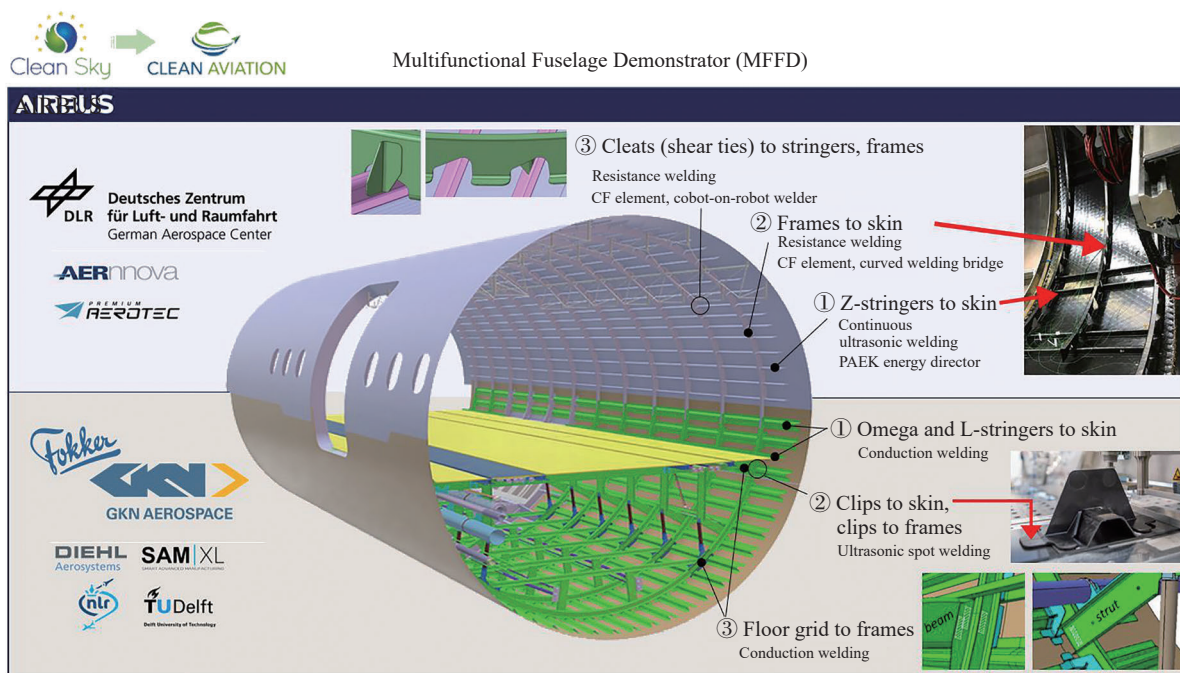


图 4 MFFD 上下机身接头设计变更^[13]

Fig.4 MFFD design changed from a bias joint design to a more conventional longitudinal joints^[13]

图5 MFFD 集成焊接工艺^[14]Fig.5 Multiple welding technologies demonstrated^[14]表2 MFFD 项目制造工艺^[26]Table 2 MFFD program manufacturing processes^[26]

制造工艺		应用场景
材料铺放与固结工艺	AFP	机身下部蒙皮、机身上部蒙皮、地板梁预成型件、对接搭板层压板
	原位固结	机身上部蒙皮
	高温热压罐共固结	机身下部蒙皮与龙骨接头、框预成型件
	连续模压成形	Ω 型长桁、Z 型长桁
	真空袋固结与双带压机固结	对接搭板层压板（前 4 层由 Aernnova 制造）、最宽对接搭板层压板（IGCV 制造）
焊接技术	传导焊接	Ω 型长桁与机身下部蒙皮连接、支柱与框 / 地板梁连接
	超声焊接	角片与长桁 / 下蒙皮连接、Z 型长桁与机身上部蒙皮连接、右侧机身纵向搭接接头
	电阻焊接	机身下部 C 型框与蒙皮连接、角片（抗剪连接件）与长桁 / 框连接
	CONTIjoin	左侧机身纵向对接接头
组装与辅助工艺	装配夹具	机身上下部分对接
	冲压成型	支柱、型材、C 型框
	无损检测	机身下部蒙皮质量验证

压罐在运行过程中需要消耗大量的水、电、气等能源,使得每批次产品的生产成本居高不下。因此 MFFD 项目在机身上部蒙皮尝试了生产流程更为简化的 AFP 激光加热原位固结工艺成型^[11]。

随后,使用热成像技术仅用 2 h 即可完成对机身下部蒙皮的扫描,这种快速无损检测方法与局部 C 扫和截面分析结果一致,显示蒙皮达到了航空制件质量要求。机身下部蒙皮制造过程如图 6 所示^[26]。

2.1.2 长桁制造与焊接

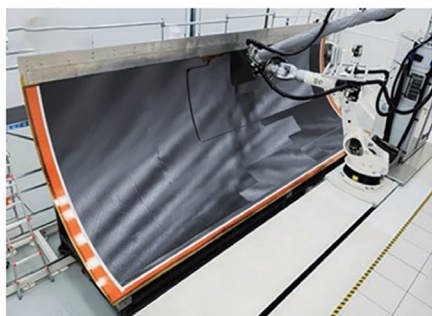
机身下部蒙皮固定在 TC Tool 子项目开发的台架工装上,该工装配有 34 个支撑底座,可支持各种焊接工艺。机身下部长桁除支撑客舱地板处的 2 根为 L 型外,其余均为 Ω 型,所有长桁均由连续模压成型工艺制备。相比于 Ω 型, T 型长桁虽减重效果更佳,但是成型工艺复杂,会降低生产效率。长桁通过大型龙门式焊接机器人实施传导焊接与机身下部蒙皮连接。该机器人末端执行器配备有吸盘和超声焊接设备,吸盘首先将长桁精确放置在蒙皮上,再通过超声点焊将其固定在蒙皮上。传导焊接工具长 1 m,该金属工具通过感应加热,热量及时且均匀的传导至焊接界面处,使长桁与蒙皮焊接界面处的基体发生熔融,同时施加压力,完成局部焊接。对 Ω 形长桁而言,其底部两侧都需焊接,焊接工具每次沿着一侧移动 1 m,焊缝约有 1~2 cm 重叠,再以同样方式完成另一侧焊接。因存在所加热量损坏焊缝周围基体的风险,该工具配有一个散热器控制长桁表面温

度。传导焊接技术相对简单,焊接区不需要额外材料,与超声焊接等方法相比焊接速度较慢,且由于受热量传导的限制,不适用于较厚截面制件。

而后,超声焊接设备将注塑成型的热塑性角片点焊到长桁与蒙皮上。机身下部长桁、蒙皮与角片集成过程如图 7 所示^[26]。随后,框通过这些角片,采用相同的超声点焊技术连接到机身上。

2.1.3 框、地板格栅制造与焊接

GKN Fokker 利用“对接接头”技术生产了 12 套三



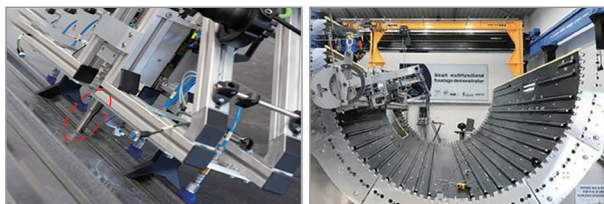
(a) AFP 90°机身下部



(b) 热压罐固结机身下部

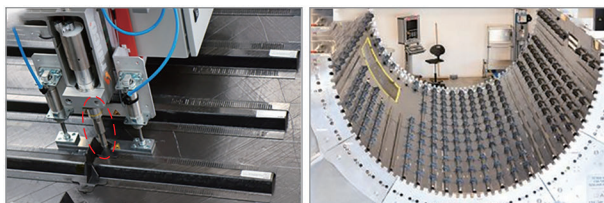
图 6 机身下部蒙皮制造过程^[26]

Fig.6 Manufacturing process of lower fuselage skin^[26]



(a) 超声点焊定位长桁

(b) 传导焊接长桁



(c) 超声电焊角片

(d) 长桁、角片集成后的机身下部

图 7 机身下部长桁、角片与蒙皮集成^[26]

Fig.7 Integration of the lower fuselage stringers, gussets and skin^[26]

件式(右缘条、腹板和左缘条)弯曲机身框(图 8^[26])。通过使用条状填充物将一件腹板预成型件和两件缘条预成型件固定于带凹槽的殷钢模具中,在高温热压罐内共固结,形成机身框。该技术在结构强度、装配精度等方面有显著优势,适用于机身框架这类对结构稳定性要求较高的部件制造。

MFFD 下半部分安装有客舱地板格栅结构,包括 12 根地板梁及其他组件。地板梁为 C 型截面,腹板高度和厚度沿梁长度方向变化。这种形状与波音 787 的地板梁十分相似,梁上存在凹槽结构,以便为电路系统和其他系统留出安装空间。由于几何形状和铺层的复杂性,地板梁由 GKN Fokker 和米克罗萨姆公司合作开发的机器人 AFP 设备铺放成型,再经由高温热压罐完成固结。这种 AFP 过程涉及两项工艺创新,包括双预成型件同步铺放技术(图 9^[29])和纤维转向的铺层策略(图 10^[34])。

GKN Fokker 公司开发了一种成型钢芯轴,中间设切割通道,便于将单个 AFP 成型的材料切割成两个地板梁预成型件^[33]。AFP 系统通过丝束转向技术,实现非传统角度(偏离 0°、90°、45°)的纤维铺放,优化双曲面板的结构性能,减少褶皱、间隙和重叠。地板梁铺层从径向的第一层开始,与典型的 90° 角略有偏差,此方

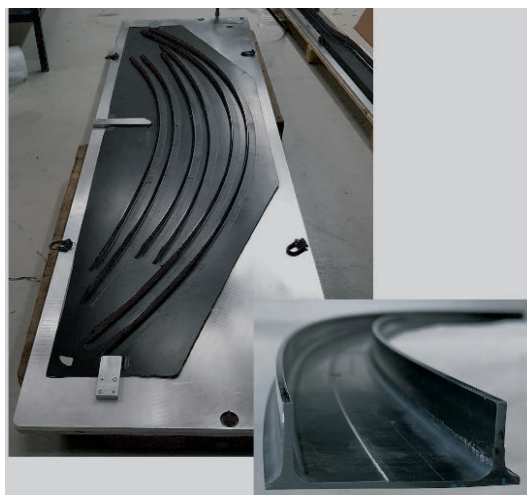
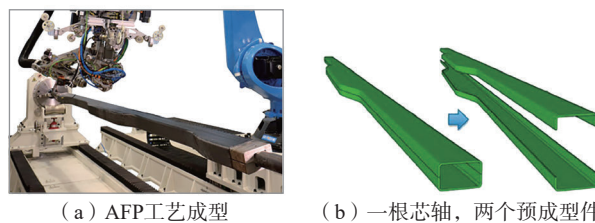


图 8 机身框^[26]

Fig.8 Lower fuselage frame^[26]



(a) AFP工艺成型

(b) 一根芯轴,两个预成型件

图 9 地板梁制造^[29]

Fig.9 Floor beam manufacturing process^[29]

式是为了实现纤维的连续性,并使之更好地固定在芯轴上。由于第一层下面没有其他铺层与之压实粘接,因此采用了较低的铺放温度。材料铺放在钢芯轴模具上后,在带有切割槽的成型钢芯轴上同时铺设成两件梁预成型件,待所有铺层完成后,将其切割成两个预成型件,如图9所示。而后,将所有12个预成型件在高温热压罐中固结成型。上述工艺为一种高效的制造方法,唯一需要完成的后处理工作是将梁缘条切割至所需宽度。与单独制作预成型件相比,减少了材料损耗。AFP系统的特点是采用模块化、多材料喷头和高温激光加热系统,

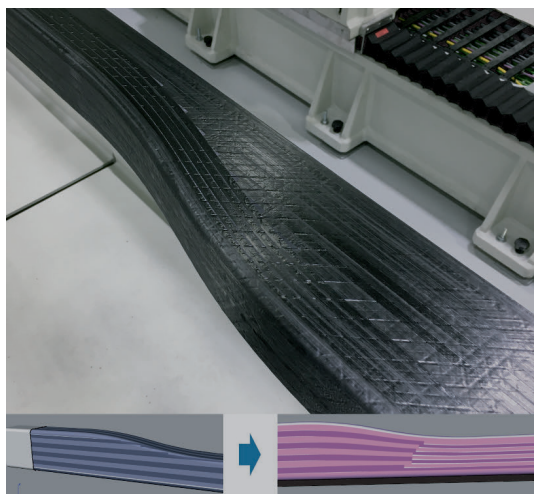
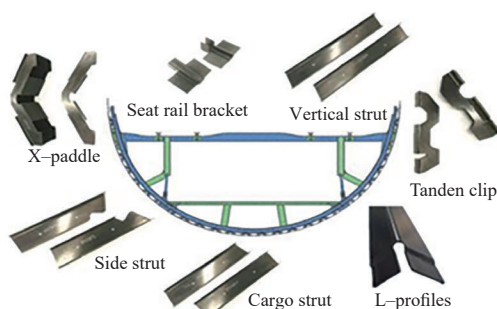
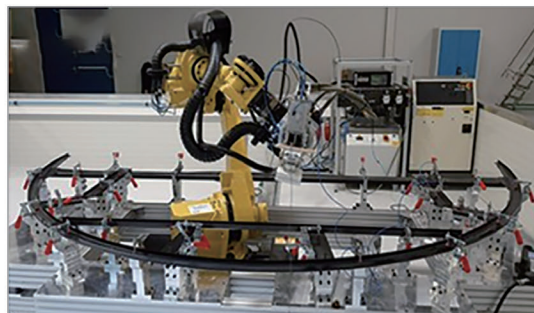


图10 纤维转向的铺层策略^[34]
Fig.10 Fiber steering for improved plies^[34]



(a) 地板格栅连接结构



(b) 传导焊接



(c) 地板梁组件

图11 传导焊接地板梁组件、框组件^[21]

Fig.11 Conduction-welded floor beam assembly and frame assembly^[21]

可将同一喷头连接到不同的铺放系统上,实现多材料兼容。

通过优化自动铺丝路径,将铺放时间降低至最短。随着芯轴旋转,实现了纤维束的连续铺放,最大限度减少了切割和重启的次数。同时,该技术还能使纤维保持良好的张力,有助于防止翘曲变形,铺层实现预压实,进而缩短后续压实步骤的周期。

制造商应用 MikroPlace 软件实现了地板梁铺层设计中 0° 和 45° 铺层的优化。地板梁在铺放时, 0° 方向与梁的方向一致,铺层是在弯曲的芯轴上构建的,纤维或者在梁的整个长度上连续,或者在梁的倾斜部分开始和停止。如图10左下角的铺层未经优化,而右侧优化后的 0° 铺层不再在圆角区域终止,而是在腹板更平缓区域的斜面上进一步延伸。优化后的铺层设计,使得纤维导向更为合理,减少了铺层在圆角区域的台阶、缝隙及重叠,提高了 AFP 工艺的效率。MikroPlace 软件能够针对每一层预浸料,分别对每一个 45° 铺层进行详细设定,对这些铺层进行微调,从而避免出现缝隙或重叠。

用于连接金属座椅导轨的支架以及连接到机身框的垂直支柱,通过传导焊接连接至地板梁。此外,机身框上也焊接有 X 型角片、侧向支柱、货物支柱、L 型材及串联角片等结构。这 7 种连接结构如图 11 (a) 所示,共约 100 余件均为热冲压成型工艺制备,结合传导焊接(图 11 (b)),完成地板梁组件及框组件的制造,如图 11 (c) 所示^[21]。

进一步,框通过超声焊接,实现与角片及机身下部连接(图 12^[26])。为使连接区域垂直于机身蒙皮,与图 7(c)^[26]中垂直的另一台超声点焊机配置于机器人手臂上在此处施工,对框腹板和角片进行焊接。

同时,12 根地板梁组件与 2 根铝合金座椅轨道、电气系统、空气系统管路等完成组装形成地板格栅。最后使用 GKN Fokker 新型传导焊接工艺,将地板格栅结构焊接到框和机身下部上,具体焊接部位包括地板梁与框、侧向支柱与框连接处。该新型工艺设备包括一个加热元件和一个用于提供反作用力的砧板(图 13^[26]),设备安装于机器人上可随龙门架移动并施工。组装完成后的机身下部如图 14 所示^[33]。

2.2 机身上部制造

2.2.1 机身上部蒙皮制造

机身上部蒙皮采用 AFP 激光加热原位固结工艺成型^[34](图 15^[23]),且在最外层铺覆了雷击防护(Lightning strike protection, LSP)材料。该自动铺丝末端执行器可同时铺放 3 根 0.5 英寸宽的丝束,每小时铺丝量可达 4.4 kg,蒙皮生产时间缩短至 32 h^[35]。原位固结工艺应用时一步完全固结,无需进一步的真空封装、高温热压罐固结,与热固性机身壁板相比,交付时间缩短 40%,且能保证层压板质量。对于工业化生产,还可以通过增加平行丝束的数量,实现每月生产 100 架飞机的目标。尽管 AFP 原位固结成型技术取得显著进展,但此技术依赖铺放头的局部加热系统,若加热区域与非加热区域温差过大,易导致树脂固化不均,出现局部未固化、孔隙率超标或纤维皱曲等缺陷。热压罐整体加热可通过均匀压力确保层间浸润,而原位固结的层间压力主要依赖铺放头碾压,底层压力易不足。尤其机身上蒙皮厚度较大或存在多层铺层时,热量难以渗透至底层,可能导致层间结合强度下降。图 16^[36]显示,原位固结成型构件孔隙率平均为 3%~5%,而热压罐和热压处理的构件可低于 0.5%^[36]。要满足航空航天领域构件孔隙率低于 1%的要求,仍需进一步优化工艺,提升产品质量和可靠性。

2.2.2 长桁制造与焊接

机身上部长桁均为 Z 型结构,采用连续模压成形工艺制备。Z 型长桁通过连续超声焊接工艺连接到蒙皮上(图 17^[26])。长桁几何形状及其接头可达性是选择连接工艺的关键因素。超声焊接的技术成熟度高、可产生细小焊缝的能力、可避免全厚度加热与变形等优点,是技术选择的重要依据。连续超声焊接过程非常快,对材料的热影响最小。但由于超声波衰减,不适用于厚截面。

该焊接工艺中,导能筋为 LM PAEK 树脂层,通过机器人末端执行器超声点焊集成到长桁底部,用于控制焊接界面的能量。同样的机器人末端执行器,经过微小改动后,

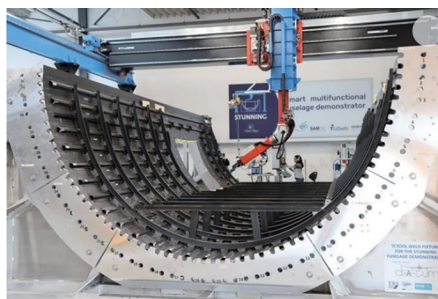


图 12 超声点焊连接框组件与机身下部^[26]

Fig.12 Frame subassemblies were ultrasonic welded to lower skin^[26]

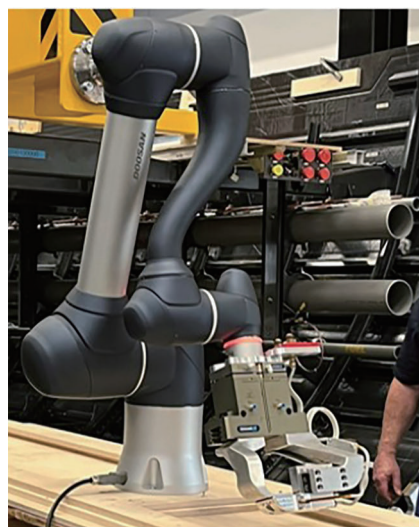


图 13 GKN Fokker 新型传导焊接设备^[26]

Fig.13 GKN Fokker's new conduction welding equipment^[26]



图 14 组装完成后的机身下部^[26]

Fig.14 Finished MFFD lower fuselage^[26]

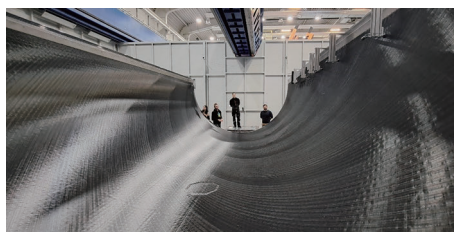
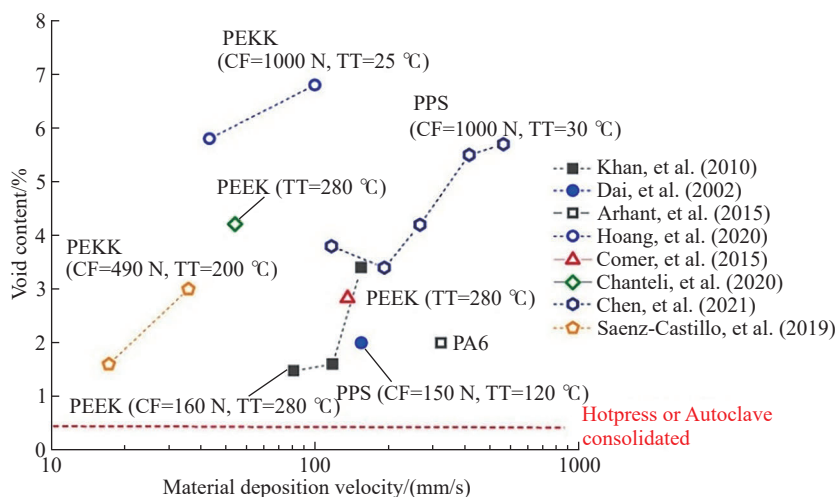


图 15 AFP 原位固结机身上部蒙皮^[23]

Fig.15 AFP in-situ consolidation of upper shell skin^[23]

图 16 原位固结成型孔隙率水平^[36]Fig.16 Porosity level of in-situ molding^[36]

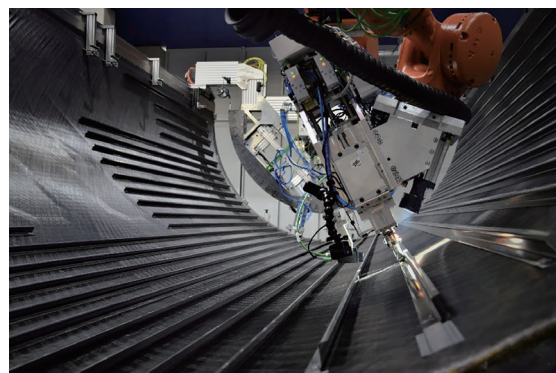
进行连续超声焊接将 46 根长桁连接到蒙皮上。这是全球首次采用基于摄像的路径修正技术,通过全自动连续超声焊接,以 1.4 m/min 的速度,将长桁焊接到原位固结的蒙皮上,多次试样级测试显示焊接强度稳定在 38 MPa。

2.2.3 框、角片制造与焊接

机身上部 24 根框均为 C 型结构,采用一次性冲压成形制造,通过焊接桥电阻焊接到蒙皮(图 18)。

电阻焊接凭借操作简便、焊接效率高的显著优势,且热量可直接在待连接区域生成,便于精准调控的特点,在材料连接领域被广泛应用。在电阻焊接过程中,焊接区域的温度均匀性是保障焊缝实现高强度、低性能离散性的核心前提,对焊接质量起着决定性作用。然而,当焊接长度增加时,系统易出现电压降问题,该现象在 CFRTP 等导电材料的焊接中表现尤为突出。由于 CFRTP 中的纤维具有导电性,焊接电流易沿纤维发生泄漏,导致电流在连接区域分布不均,最终引发焊缝质量的显著波动。同时,若焊接过程中施加的压力不足,会使材料界面处的孔隙率升高,进一步劣化焊缝力学性能与致密性。由此可见,焊接电压的稳定控制与温度场的均匀性调控是确保电阻焊接工艺稳定性与焊缝质量的关键技术要素。但对于机身长直焊缝这类特定焊接场景,如何实现压力的均匀施加与焊接电流的协同匹配,仍面临较大技术挑战,会导致电阻焊接在该类构件的连接应用中存在显著局限性。

C 型框焊接过程中,由电机驱动的焊接桥安装在蒙皮铺放模具上侧,可以将框自动传输并精确定位到蒙皮上的连接部位。焊接桥包含 14 个焊接模块,每个模块配备 1 个气压缸,这些模块沿着 C 型框可施加高达 1.2 MPa 的压力。焊接模块如图 18 (d)所示^[21]。随后,这些模块将电流(从红线流向黑线)施加到位于每个框

图 17 连续超声焊接 Z 型长桁^[26]Fig.17 Z-stringers joined to skin using continuous ultrasonic welding^[26]图 18 机身上部框、角片与蒙皮集成^[21]Fig.18 Integration of upper fuselage frame, gusset plate and skin^[21]

支脚与蒙皮之间的焊料上,焊料在焊缝处产生热量。电流停止后,焊缝在压力作用下冷却,整个框架可在 5 min 内完成焊接。焊料采用 CETEX TC1225 预浸料制成,该预浸料包括 T300JB 碳纤维预浸料(5 综缎纹织物、LM PAEK 树脂)和无碱玻璃纤维织物预浸料(4 综缎纹织物、LM PAEK 树脂),其中后者用于防止电流泄露。试样级测试表明该电阻焊接工艺焊接强度与模压固结的样品相当。

完成框焊接后,使用一种基于协作机器人(Collaborative robot)的电阻焊接系统将注塑成型的角片焊接到 Z 型长桁与 C 型框之间,作为抗剪连接件,具体操作如图 18(c)所示^[21]。此类机器人焊接系统具有柔性控制转向能力,无需进行任何预先的零件测量或机器人示教就能自行对准,适用于机身机构高度受限的空间。焊接压力通过末端执行器的闭合力通量设计施加,因此在安装角片时不会引入外部载荷。

2.3 机身组装

2.3.1 装配夹具

机身上下部分在 Fraunhofer IFAM 进行最终组装,装配夹具由 MultiFAL 项目开发,包括机身下部固定台架和 10 个六轴机器人协作系统,用于定位和调整上机身位置(图 19^[26])。带有六轴力和扭矩传感器的六轴机器人协作系统,在光学测量系统的引导下调整机身的位置和形状,控制装配公差,保证机身上下部分连接过程高精度进行。装配过程中,先放置机身下部,夹具收紧固定机身下部,然后使用桥式起重机放置机身上部。六轴机器人将机身上部调整到适合连接工艺的正确坐标轴位置,两部分机身以亚毫米级精度对接。在机身内部,形状与机身曲率匹配的大型铝块作为内部定位器,同时可作为支撑抵抗连接过程中焊接设备施加的固结压力。

2.3.2 左侧纵向机身接头

针对左侧纵向机身对接接头结构, Fraunhofer IWS 研发了一种名为 CONTIjoin 的工艺^[37],将 CFRTP 对接带

层压板与匹配的机身蒙皮进行连续共固结。CONTIjoin 工艺原理如图 20 所示^[26],对接带层压板固结于连接区域,由振荡激光束加热,并在固结辊的压力下,冷却后与基底共固结。与胶接接头不同,CONTIjoin 工艺中除了确保连接区域表面无加工粉尘等杂质外,无需对连接区域进行预处理。这与 AFP 原位固结工艺非常相似,无需进一步的后处理。

对接带层压板共 6 层,每层为厚度 1.2 mm(6 层预浸料)的多向层压板,宽度从内部第一层 60 mm 逐渐加宽到最后一层 360 mm,沿着舱门两侧从内层开始每次铺覆并固结一层,与上下机身相连接处的一组台阶匹配,共进行 12 道焊接工序。空壳将其称为台阶式接头结构,这种结构也用于 CFRTP 的粘接和焊接修理。因是在材料厚度方向上进行共固结或焊接,所以在接头的所有层都能获得更大的焊接表面积。

前 4 层对接带层压板采用 AFP 和真空袋固结工艺制造。这 4 层在上下边缘处厚度逐渐变小,形成“斜坡”与机身蒙皮相匹配。最后两层最宽的对接带层压板采用 AFP 工艺制造,在双带压机中固结。由于客舱门的存在削弱了机身结构的整体强度,需要更大的接头面积以提供更高的强度,因此对最外侧两层对接带层压板进行了加宽,且在门两侧都经过了倒角处理,加强区过渡到狭长焊缝处有一个 45° 的过渡。机身左侧对接带被客舱门切口打断,单条对接带的最大焊接长度为 4.5 m,而机身右侧的搭接接头将贯穿全长 8 m 长机身。对于每一块对接贴板层压板,都将额外铺设一层 LM PAEK 薄膜,这样能提供更多的基体材料,从而实现更好的焊接效果和焊接强度。通过分段式滚筒(图 21^[26])组成的固结工具施加压力,每个辊段的高度通过中心框架内的凸轮轴进行调节,每个辊段还配有一个柔软的弹性体套筒,以增加接触面积,确保在厚度变化的层压板和弯曲机身上施加一致的压力。施加压力的大小通过参数筛选得出。对于更宽的层压板需要更大的压力,但带子宽度与压力并非完全线性,压力过大会在加热过程中损坏层压板,因此需要评估最佳压力值。CONTIjoin 工艺过程及左侧机身对接接头如图 22 所示^[26]。

CONTIjoin 工艺过程需要吸收足够的能量去加热

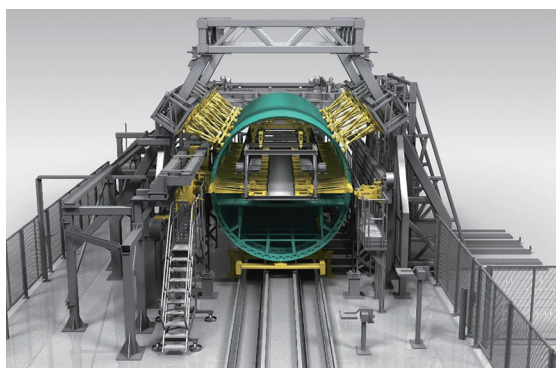


图 19 装配夹具^[26]

Fig.19 Assembly fixture^[26]

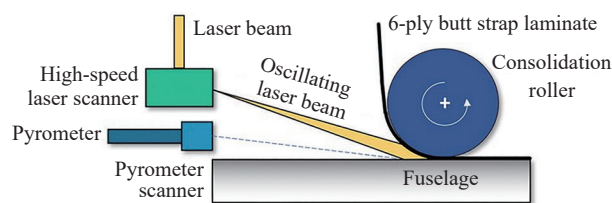


图 20 CONTIjoin 原理示意图^[26]

Fig.20 Schematic diagram of CONTIjoin^[26]

熔化表面树脂基体产生连接,同时减少层间树脂的迁移。LM PAEK 聚合物在使用波长为 1060 nm 的光纤时几乎没有能量吸收,因此选择使用波长为 10.6 μm 的 CO_2 激光。由于对接带层压板从最初的 60 mm 逐渐加宽到最终的 360 mm,仅激光束无法覆盖对接带的宽度,且激光束能量在其中心处最强,由中心向边缘衰减。 CO_2 激光器与高速扫描系统相结合使能量束在焊缝宽度上振荡,这种高度动态光束振荡使得整个焊缝宽度都能被均匀加热。除此之外,CONTIjoin 工艺还采用了另一种光学装置,由高温计和扫描仪组成,用于测量焊缝

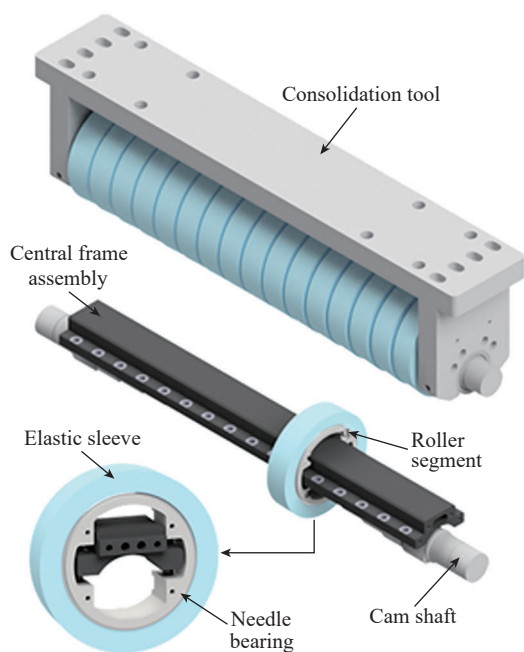


图 21 分段式滚筒示意图^[26]

Fig.21 CONTIjoin segmented roller for consolidation tool^[26]

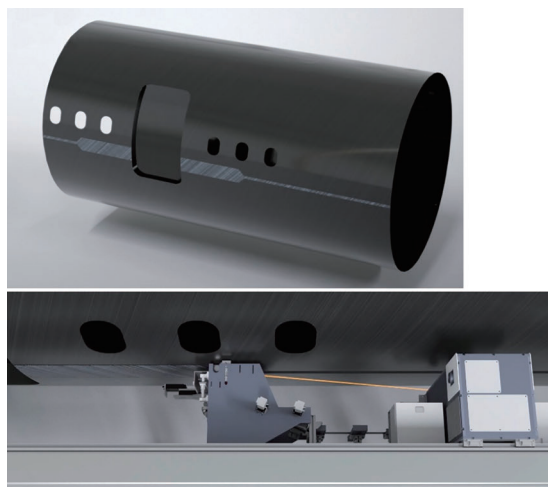


图 22 左侧机身 CONTIjoin 对接接头^[26]

Fig.22 Laser in-situ connection technology used in LH longitudinal fuselage joint^[26]

处的温度(图 20^[26])。高温计对准压合点,用于调节激光功率,以维持所需的工艺温度(350~370 $^{\circ}\text{C}$),该压合点实际上是一条横跨对接搭板宽度的线。将高温计与高速扫描仪结合使用,就可以调整高温计的测量目标位置。摆动的激光束加热连接区域的表面,扫描高温计装置会根据对接带层压板的宽度,测量设定的不同点的温度。研究发现,对于宽度 60 mm 的层压板,在中间设置一个测量点就足以均匀地控制整个过程,层压板宽度每增加 60 mm,就需要增设一个测量点。高温计会按照其数字控制系统在这些测量点之间跳跃,测量点间的距离和测量时间都可以单独设置。每次测量得到的温度信息输入到一个独立的控制电路中,以调节该点的激光功率。各个过程之间的协同对于最终的共固结质量至关重要。

实现高焊接强度的另一个必要条件是施加压力,以便使连接处的材料压实。CONTIjoin 工艺采用一种分段式滚筒(图 21^[26]),无论层压板厚度和机身曲面几何形状如何变化,都能施加均匀的压力。每个辊段的高度通过分段辊芯部框架内的凸轮轴进行调节,每个辊段还配有一个柔软的弹性体套筒,从而增大了最终的接触面积。施加压力的大小通过参数筛选得出。对于更宽的层压板需要更大的压力,但带子宽度与压力并非完全线性,压力过大会在加热过程中损坏层压板,因此需要评估最佳压力值。

由于不可避免的制造公差和定位过程所需的自由度,对接带和机身蒙皮的阶梯式连接区域仍然存在宽度不规则的小缝隙。这些缝隙会影响焊接接头质量,因此在焊接过程后必须用热塑性材料完全填充,同时需要保证表面质量良好。通过一台小型挤出机沿着连接缝隙移动,粒料形式的热塑性材料被挤出机加热后填充进缝隙(图 23^[27])。局部缝隙的体积先由 2D 传感器测量,该

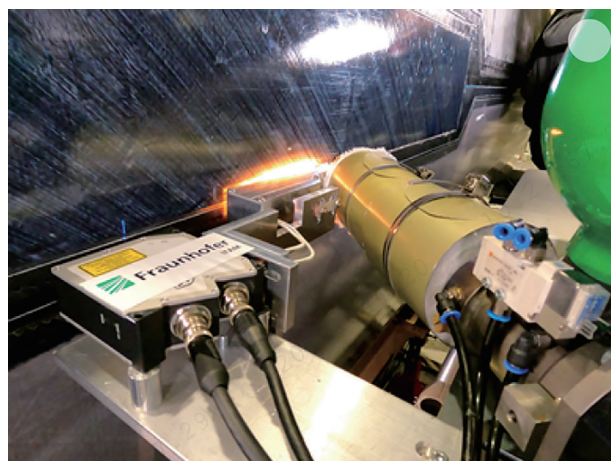


图 23 左侧机身接头缝隙填充^[27]

Fig.23 Thermoplastic gap filling onto the fuselage shells

传感器与小型挤出机集成在同一个间隙填充末端执行器中,以便精确计算填充材料数量。测量数据传输到挤出系统,从而实现动态计算局部所需的挤出速率,确保 3~20 mm 宽的不规则缝隙在每个点都能被热塑性材料精确填充。

2.3.3 右侧纵向机身接头

为了进一步提高工艺成熟度并扩大应用,右侧机身连接采用连续超声焊接工艺,连接接头为搭接结构。因连续超声焊接对制件厚度的要求,只有薄壁机身接缝部分才适合这种连接方式,过厚区域超声波能量受限,焊接接头强度无法满足设计要求。相比于激光焊接,这种焊接方式较安全,无需激光保护单元,且在设备工装模具等方面投资较少。与 CONTIjoin 相同,连续超声焊接工艺使用在线监测控制系统,该系统可以通过数字孪生同步数据交换,实现过程优化和质量保证。

左右侧纵向机身接头焊接完成后,采用电阻焊接将框连接件(图 24 顶角处^[26])与上下部分框及蒙皮集成。左侧纵向机身台阶式接头结构如图 24 右下角所示^[26];右侧纵向机身搭接式接头结构如图 24 左下角所示^[26]。

2.4 舱门门框

机身舱门门框结构均采用感应焊接技术制造,上、下部分别由 Premium Aerotec、Aernnova Aerospace 公司制造生产^[14]。通过将整个门框结构划分为不同的子组件,这些子组件使用简单的工具和线性焊接路径进行焊接,然后将这些焊接好的子组件进行焊接,制造成整体门框结构(图 25^[12])。新型感应焊接系统中开发了全自动感应焊接单元,其中机械臂的运动和感应焊接设备完全集成,并由单个可编程逻辑控制器进行控制。此外,还开发了模拟程序,不仅可以预测焊缝热行为,还能预测微裂纹等力学行为,有助于优化不同部件焊接工艺。

MFFD 热塑性复合材料机身部分于 2024 年 3 月完成,实物如图 26 所示^[27]。机身被运往应用航空研究中心,完成机舱顶部模块的集成。之后,它将用于进一步的测试和演示。

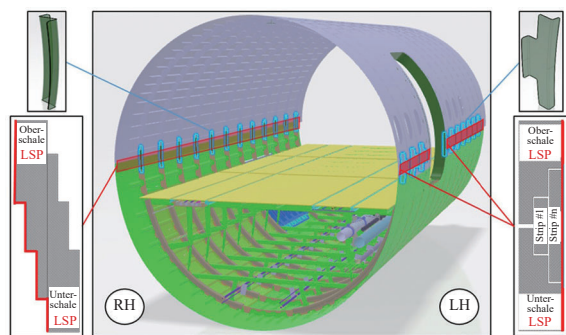


图 24 机身上下部分连接结构^[26]

Fig.24 Connection structure of the upper and lower fuselage sections^[26]

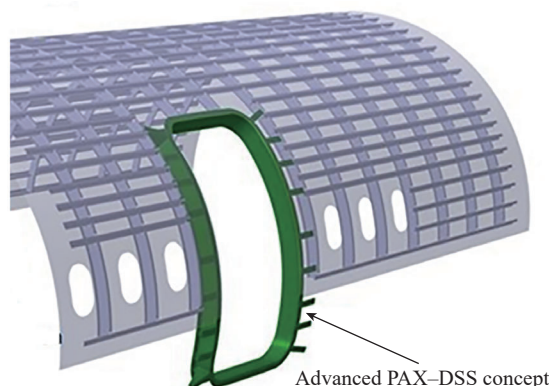


图 25 机身舱门门框结构^[12]

Fig.25 Fuselage door frame structure^[12]



图 26 完成的多功能机身^[27]

Fig.26 Finished MFFD^[27]

3 结论

MFFD 项目采用了多种创新制造技术,性能优势显著,得出以下具体结论。

(1) 轻量化与结构效率。

机身完全采用热塑性复合材料(以 T700 碳纤维匹配低熔融温度聚芳醚酮 LM PAEK 为核心),实现机身质量减轻约 10%,提升飞机燃油效率和续航能力。同时,通过台阶式接头、多向层压板设计,在接头厚度方向获得更大表面积,结合高焊接强度(如 CONTIjoin 工艺接头强度达约 30 MPa,超声焊接强度达约 38 MPa),确保结构可靠性,甚至出现“基材破坏”现象(表明接头强度高于材料本身)。

(2) 成本与生产效率提升。

实现重复性成本降低约 20%,且通过自动化工艺(如 AFP、原位固结、机器人焊接)大幅缩短生产周期。机身上部位固结工艺较传统热固性复合材料(A350 机身壁板)交付周期缩短约 40%,可支持每月 60~100 架飞机的规模化产能。

(3) 工艺灵活性与质量可控性。

热塑性复合材料可适应多样化的焊接技术应用(传

导焊接、超声焊接、电阻焊接、CONTIjoin 等),无需胶接处理,简化流程且连接质量稳定(如 CONTIjoin 仅需清洁表面)。

在线检测系统(如 AFP 末端执行器传感器)实时监控铺放质量,热成像无损检测(2 h 扫描 180° 蒙皮)快速验证层压板达标情况,确保航空航天级质量。

(4) 可持续性 & 可修复性。

支持材料回收利用: ECO-CLIP 项目通过 CFRTP 废料注塑生产角片、支架,减少废弃物。

可修复性: 后续项目将“CFRTP 机身修复”列为核心研究主题,热塑性复合材料的特性使其修复流程更简便,适配航空长期使用需求。

(5) 适配规模化生产。

自动化设备(如机器人 AFP 系统、多焊接末端执行器)和工艺(如连续模压成型)支持高效铺放(如 AFP 末端执行器每小时可铺放 4.4 kg 材料,丝束数量可灵活增加),结合数字孪生和精密工装(如 MultiFAL 项目组装夹具),确保批量化生产的一致性和公差控制。

这些优势共同支撑了“更轻便、更经济且更具可持续性的高速未来飞机”的目标,符合欧盟“清洁天空”倡议中气候中和与供应链竞争力的要求。

当然,新技术的应用与发展依然存在较多问题,尚需改进与完善。MFFD 项目需要攻克的难题可归纳为以下几点。

(1) 工艺要求严苛,容错率低。

机身上部采用的原位固结工艺,虽缩短了周期,但对材料及工艺一致性要求更高。由于缺少二次热压固结工艺的性能强化环节,铺放过程中出现的间隙、重叠等缺陷,可能直接导致结构质量问题,因此,原位固结工艺对铺放路径规划、温度/压力控制的精度要求极高。

(2) 工艺参数复杂,稳定性控制难度大。

AFP、激光焊接等工艺参数(如温度、压力、速度、激光功率)相互依存关系复杂,直接影响材料铺放质量及焊接强度。DLR 虽通过大量模拟和试验优化参数,但依然无法完全解析工艺参数之间的复杂相互作用关系。到目前为止,该项工作仍在继续,表明工艺参数稳定性控制仍是未完全解决的挑战,可能影响批量化生产的一致性。

(3) 操作限制多,易导致材料损伤。

在 CONTIjoin 工艺中,压实工具的压力控制需严格限制,其所需最大压力为 10 kN,且需根据对接搭板宽度进行调整(如 360 mm 宽的搭板无需 6 倍于 60 mm 宽搭板的压力),压力过大可能会在加热过程中损坏层压板。这些操作限制增加了工艺复杂性,也提升了对设备精度和操作经验的要求。

(4) 复杂曲面适配性不足,技术尚未成熟。

目前 MFFD 项目机身仅为单一曲率,而针对复杂曲面的激光原位固结技术仍在研发中(2022 年底启动新项目,计划 2026 年完成)。这意味着当前技术在复杂几何结构的机身制造中应用受限,需进一步突破转向装置、路径规划软件等技术瓶颈。

(5) 部分核心技术仍处于验证阶段。

如原位固结的质量评估,电阻焊接、激光共固结的长期可靠性仍需更多实践验证,表明技术成熟度尚未达到完全工业化应用的水平,可能存在潜在的性能波动风险。

这些挑战依然是高性能热塑性复合材料在航空大型结构应用中面临的主要技术限制,虽可通过持续研发改进,但在当前阶段构成了实际应用中的短板。

4 展望

虽然还存在挑战和短板,但未来高性能热塑性复合材料在性能提升、技术创新、应用领域拓展、可持续发展等方面将呈现出明显的快速发展趋势。这不仅源于技术的进步,也受到各行业需求变化以及环保要求的推动。

材料性能逐步提升: 研发新型高性能热塑性树脂,如进一步优化 PAEK 聚合物材料体系(包括 PEEK、PEKK、LM PAEK 等),提升其综合性能,使之在高温耐受性、机械强度、化学耐受性等方面表现更优,满足航空航天、汽车等高端领域对材料日益严苛的要求。探索更多新型纤维增强材料与热塑性树脂的组合,提升热塑性复合材料的强度质量比、刚度等性能,如开发更高性能的 CFRTP,拓展其在对材料性能要求极高的领域的应用。

技术创新不断升级: 持续优化原位固结技术,提高丝束铺放速度,在保证低空隙率和良好机械性能的前提下,实现更高效的生产,降低生产成本,使原位固结技术更加成熟并广泛应用于工业生产。连续压缩成型工艺将不断改进,能够生产更复杂形状、更大尺寸的制品,提高生产效率和产品质量,推动热塑性复合材料在大规模生产领域的应用,如在航空航天和汽车零部件制造中的应用将更加广泛。

应用领域深化拓展: 在航空航天领域,随着飞机制造技术的发展,热塑性复合材料将更多地应用于飞机的主结构部件,如机身、机翼等,提高飞机的性能和燃油效率。在汽车行业,随着电动汽车的快速发展,热塑性复合材料在汽车轻量化方面的优势将得到更充分的发挥,应用于更多汽车部件,如电池托盘、车身结构件等,降低汽车重量,提高续航里程。电子和科技行业对轻质、高

性能材料的需求持续增长,热塑性复合材料将在电子产品外壳、内部结构件等方面得到更广泛的应用,满足电子产品对轻薄化、高强度和电磁屏蔽性能的要求。

可持续性倍受重视:响应全球对环保和可持续发展的号召,热塑性复合材料行业将更加注重可持续制造实践和循环经济原则。制造商将加大对回收技术的投资,开发热塑性复合材料闭环回收系统,提高材料的回收利用率,减少对环境的影响,尤其是在包装和消费品领域,可回收和环保的热塑性复合材料材料需求将持续增长。

参考文献

- [1] ZEYREK B Y, AYDOGAN B, DILEKCAN E, et al. Review of thermoplastic composites in aerospace industry[J]. International Journal of Engineering Technology and Information, 2022, 3: 1-6.
- [2] LIU Z G, LI Y, LIU Z W, et al. Ultrasonic welding of metal to fiber-reinforced thermoplastic composites: A review[J]. Journal of Manufacturing Processes, 2023, 85: 702-712.
- [3] BRASSARD D, DUBÉ M, TAVARES J R. Modelling resistance welding of thermoplastic composites with a nanocomposite heating element[J]. Journal of Composite Materials, 2021, 55(5): 625-639.
- [4] CALADO E A, LEITE M, SILVA A. Selecting composite materials considering cost and environmental impact in the early phases of aircraft structure design[J]. Journal of Cleaner Production, 2018, 186: 113-122.
- [5] RapidDirect. Thermoset vs thermoplastic differences[EB/OL]. (2022-06-19)[2025-08-12]. <https://www.rapiddirect.com/blog/thermoset-vs-thermoplastic-differences/>.
- [6] YAO S S, JIN F L, RHEE K Y, et al. Recent advances in carbon-fiber-reinforced thermoplastic composites: A review[J]. Composites Part B: Engineering, 2018, 142: 241-250.
- [7] OZTURK F, COBANOGLU M, ECE R E. Recent advancements in thermoplastic composite materials in aerospace industry[J]. Journal of Thermoplastic Composite Materials, 2024, 37(9): 3084-3116.
- [8] SLOAN J. Inside a thermoplastic composites hotbed[EB/OL]. (2014-01-01)[2025-08-01]. <https://www.compositesworld.com/articles/inside-a-thermoplastic-composites-hotbed>.
- [9] HERMAN M, DUPUY E, PARIS C, et al. Thermoplastic Applications for Aerostructures: Towards Sustainable and Weight Efficient Applications[C]//International Council of the Aeronautical Sciences (ICAS). Shanghai: Proceedings of the International Council of the Aeronautical Sciences, 2021.
- [10] GARDINER G. Consolidating thermoplastic composite aerostructures in place, Part 1[EB/OL]. (2018-01-29)[2024-08-12]. <https://www.compositesworld.com/articles/consolidating-thermoplastic-composite-aerostructures-in-place-part-1>.
- [11] GARDINER G. Manufacturing the upper half of the Multifunctional Fuselage Demonstrator (MFFD)[EB/OL]. (2021-01-21)[2025-08-18]. [https://www.compositesworld.com/articles/Manufacturing the upper half of the Multifunctional Fuselage Demonstrator \(MFFD\)](https://www.compositesworld.com/articles/Manufacturing the upper half of the Multifunctional Fuselage Demonstrator (MFFD)).
- [12] GARDINER G. Moving forward on the Multifunctional Fuselage Demonstrator (MFFD)[EB/OL]. (2020-10-28)[2025-08-18]. [https://www.compositesworld.com/articles/Moving forward on the Multifunctional Fuselage Demonstrator \(MFFD\)](https://www.compositesworld.com/articles/Moving forward on the Multifunctional Fuselage Demonstrator (MFFD)).
- [13] GARDINER G. Proving out LMPAEC welding for Multifunctional Fuselage Demonstrator[EB/OL]. (2020-02-27)[2025-08-18]. <https://www.compositesworld.com/articles/Proving out LMPAEC welding for Multifunctional Fuselage Demonstrator>.
- [14] GARDINER G. Thermoplastic composites welding advances for more sustainable airframes[EB/OL]. (2022-09-28)[2025-08-18]. <https://www.compositesworld.com/articles/Thermoplastic composites welding advances for more sustainable airframes>.
- [15] GARDINER G. PEEK vs. PEKK vs. PAEK and continuous compression molding[EB/OL]. (2018-05-07)[2025-08-12]. <https://www.compositesworld.com/articles/peek-vs-pekk-vs-paek-and-continuous-compression-molding>.
- [16] Toray Advanced Composites. Toray Cetex® TC1225-Toray Advanced Composites[EB/OL]. [2025-06-17]. <https://www.toraytac.com/product-explorer/products/gXuK/Toray-Cetex-TC1225>.
- [17] Toray Advanced Composites. Toray Cetex® TC1200-Toray Advanced Composites[EB/OL]. [2025-06-17]. <https://www.toraytac.com/product-explorer/products/ovl4/Toray-Cetex-TC1200>.
- [18] Toray Advanced Composites. Toray Cetex® TC1320-Toray Advanced Composites[EB/OL]. [2025-06-17]. <https://www.toraytac.com/product-explorer/products/yljT/Toray-Cetex-TC1320>.
- [19] LI J, HUANG Q, YIN Y J, et al. The technology and current applications of continuous fiber-reinforced thermoplastic composites[J]. Polymer Composites, 2024, 45(15): 13480-13498.
- [20] WANG H H, HUO S Q, CHEVALI V, et al. Carbon fiber reinforced thermoplastics: From materials to manufacturing and applications[J]. Advanced Materials, 2025, 37(27): 2418709.
- [21] LUINGE H, HOWELL D D, STRAETKER J. Low melt paek (LM PAEK) prepreg for improved processing of thermoplastic composites[C]//SAMPE 2019. Charlotte: SAMPE, 2019.
- [22] HEATHMAN N, KOIRALA P, YAP T, et al. In situ consolidation of carbon fiber PAEK via laser-assisted automated fiber placement[J]. Composites Part B: Engineering, 2023, 249: 110405.
- [23] ZHANG C P, DUAN Y G, XIAO H, et al. Investigation on tempering process parameters of in-situ consolidation CF/PEEK thermoplastic composites[J]. Journal of Manufacturing Processes, 2023, 85: 345-355.
- [24] MARTIN I, SAENZ DEL CASTILLO D, FERNANDEZ A, et al. Advanced thermoplastic composite manufacturing by in-situ consolidation: A review[J]. Journal of Composites Science, 2020, 4(4): 149.
- [25] VICTREX. VICTREX AE™ 250 Unidirectional tape[EB/OL]. [2025-07-31]. <https://www.victrex.com/zh-Hans/udt>.
- [26] GARDINER G. Manufacturing the MFFD thermoplastic composite fuselage[EB/OL]. (2023-06-26)[2025-08-18]. <https://www.compositesworld.com/articles/Manufacturing the MFFD thermoplastic composite fuselage>.

- [27] GARDINER G. MFFD longitudinal seams welded, world's largest CFRTP fuselage successfully completed[EB/OL]. (2024-05-07)[2025-08-18]. [https://www.compositesworld.com/articles/MFFD-longitudinal-seams-welded, world_u0027s-largest-CFRTP-fuselage-successfully-completed](https://www.compositesworld.com/articles/MFFD-longitudinal-seams-welded-world_u0027s-largest-CFRTP-fuselage-successfully-completed).
- [28] RHODES P. Thermoset composite receives highest UL temperature rating[J]. Reinforced Plastics, 2009, 53(5): 44-45.
- [29] STAVROV D, BERSEE H E N. Resistance welding of thermoplastic composites-an overview[J]. Composites Part A: Applied Science and Manufacturing, 2005, 36(1): 39-54.
- [30] AHMED T J, STAVROV D, BERSEE H E N, et al. Induction welding of thermoplastic composites—an overview[J]. Composites Part A: Applied Science and Manufacturing, 2006, 37(10): 1638-1651.
- [31] SURESH K S, RANI M R, PRAKASAN K, et al. Modeling of temperature distribution in ultrasonic welding of thermoplastics for various joint designs[J]. Journal of Materials Processing Technology, 2007, 186(1-3): 138-146.
- [32] TAO W, SU X, WANG H H, et al. Influence mechanism of welding time and energy director to the thermoplastic composite joints by ultrasonic welding[J]. Journal of Manufacturing Processes, 2019, 37: 196-202.
- [33] GARDINER G. MFFD thermoplastic floor beams—OOA consolidation for next-gen TPC aerostructures[EB/OL]. (2023-03-24)[2025-08-18]. <https://www.compositesworld.com/articles/MFFD-thermoplastic-floor-beams—OOA-consolidation-for-next-gen-TPC-aerostructures>.
- [34] DLR. MFFD—using thermoplastics to replace aluminum in aircraft construction[EB/OL]. (2023-07-18)[2025-08-14]. <https://www.dlr.de/en/latest/news/2023/03/mffd-thermoplastics-instead-of-aluminium-in-aircraft-construction>.
- [35] GARDINER G. DLR completes MFFD upper shell skin layup[EB/OL]. (2023-02-07)[2025-08-18]. <https://www.compositesworld.com/articles/DLR-completes-MFFD-upper-shell-skin-layup>.
- [36] DONOUGH M J, SHAFaq, ST JOHN N A, et al. Process modelling of in-situ consolidated thermoplastic composite by automated fibre placement—A review[J]. Composites Part A: Applied Science and Manufacturing, 2022, 163: 107179.
- [37] GARDINER G. Fraunhofer IWS completes MFFD longitudinal fuselage joint using CONTIjoin technology[EB/OL]. (2024-03-08)[2025-08-18]. <https://www.compositesworld.com/articles/Fraunhofer-IWS-completes-MFFD-longitudinal-fuselage-joint-using-CONTIjoin-technology>.

(黄编 晓月)