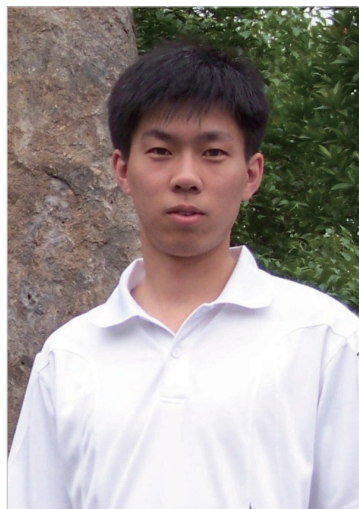


低成本真空辅助成型技术在民用飞机复合材料结构上的应用

Application of Low-Cost Vacuum Assisted Molding Process in Composites Structure of Civil Aircraft

上海飞机设计研究院 徐东明 刘兴宇 杨 慧



徐东明

工程师,在上海飞机设计研究院从事民机复合材料结构设计工作,主要研究方向为蜂窝夹层类结构及液体成型泡沫夹层类结构设计,2013年获上海飞机设计研究院科技成果一等奖1项。

复合材料具有比强度和比模量高,以及广泛的材料可设计性和易于整体成型等许多优异特性。将其用于飞机结构上,可比常规的金属结构减重20%~30%,并可明显改善飞机气动弹性特性,提高飞机性能。同时,由于复合材料具有更好的抗疲劳和抗腐蚀特性,合理的应用复合材料可提高飞机的寿命和安全性,改善飞机

研究复合材料真空辅助成型技术在国内民用飞机机体结构上的应用趋势,分析在民用飞机领域应用必须解决的关键技术问题,对提高我国民用飞机技术先进性和市场竞争力具有重要意义。

的维修性,降低飞机的全寿命使用成本。复合材料以其独特的性能在航空航天结构中获得越来越广泛的应用,将先进复合材料应用于飞机主承力结构,提高先进复合材料在飞机结构上的用量,现已成为衡量飞机结构先进性的重要指标。

但使用先进复合材料获得的重量优势及性能提升往往以大幅提升成本为代价。对于大型民用飞机,其成本降低必将使其更加具有市场竞争力。在残酷的市场竞争中,成本在某种程度上决定着民机项目成败。因此,成本也是民用飞机结构设计需要考虑的一大因素。在复合材料的成本中,制造成本通常占60%~70%。低成本的真空辅助成型工艺在此时成为可选对象。

真空辅助成型工艺是从RTM工艺中衍生出来的一种新型低成本复合材料液体成型工艺。经过多年的研究,目前已经形成了多种各具

特点的工艺方法:真空辅助树脂注射(Vacuum Assisted Resin Injection, VARI)、真空辅助树脂传递模塑(Vacuum-Assisted RTM, VARTM)、真空渗透工艺(Vacuum Infusion Processing, VIP)、真空辅助工艺(Vacuum Assisted Processing, VAP)、Seemann法成型工艺(Seemann Composites Resin Injection Molding Process, SCRIMP)等。首先,由于使用干态碳纤维纤维织物,真空辅助成型工艺避免了由于碳纤维预浸料的制造、运输和存储所带来的成本。其次,真空辅助成型工艺所用树脂固化温度较低,在烘箱中即可固化,可不进热压罐,既节约能源又降低成本。同时,树脂固化时可不需加压,即在真空压力下固化成型。此外,真空辅助成型工艺仅需单面的刚性模具(另一面为软模),且成型温度、压力相对较低,这样降低了对模具的要求,节省了模具的成本。真空辅助成型工

艺的一项突出优势是可以实现大尺寸整体化的复合材料结构的制造,由整体件取代若干个零件组装成的装配件是减轻结构重量、降低生产成本的一个有效途径。

从降低飞机研制成本角度考虑,必须对低成本的复合材料成型技术的应用格外重视。但民用飞机机体结构必须经过严格的适航审查,以保证飞机的安全性。研究复合材料真空辅助成型技术在国内外民用飞机机体结构上的应用趋势,分析在民用飞机领域应用必须解决的关键技术问题,对提高我国民用飞机技术先进性和市场竞争力具有重要意义。

真空辅助成型工艺在国内外民用飞机上的应用

由于真空辅助成型技术具有成本低、适合制造大型复杂整体结构等诸多特点,近年来受到了广泛的重视和研究。

在美国实施的低成本复合材料计划(CAI计划)第二阶段工作中,对真空辅助成型技术在航空复合材料结构应用可行性进行了验证和演示,并将其作为CAI复合材料低成本技术体系中的一项重要技术。

NASA为实现在2020年前将成本降低50%的目标,已针对未来

低成本、轻量化的商用飞机复合材料结构开展多项技术研究。其中,NASA与波音公司联合开展的AST(Advanced Subsonic Technology)计划中一项研究目标是:相对铝合金机翼结构,复材机翼减重25%,降低制造成本20%,降低航线运营成本4%。项目中以MD-90-40X飞机铝合金机翼为基本对比构型,使用“缝合+RFI”工艺制造了12.8m长的机翼半展长盒段,盒段由上下壁板、前后梁及18个肋构成。单侧壁板与梁凸缘、长桁、加强肋使用“缝合+RFI”工艺整体成型,如图1所示。盒段进行了一系列测试,最终在97%的2.5g极限载荷下破坏。最终该盒段实现重量降低29.6%,成本降低19.6%^[1]。

JAXA开展了“低成本复合材料机翼研发项目”,研究目标是:相对常规复材结构制造成本降低20%,相对铝合金结构减重20%。在前期使用VARTM工艺制造了展长2.1m、弦长1.4m的某小型客机机翼试验件的基础上,在2007~2008年研制了展长达6m的真空辅助成型复合材料机翼盒段,其中蒙皮、长桁和梁通过模具设计一次整体成型,如图2所示^[2]。

三菱重工采用VARTM工艺研制了MRJ垂直尾翼主盒段,通过测试,三菱重工认为Vartm工艺可以在



图2 JAXA研制的机翼盒段

飞机主结构上使用^[3]。

在A380、波音787球面框上应用VAP技术,纤维体积密度达到65%,孔隙率小于0.2%。波音787的机翼后缘缘线使用VARTM工艺,包括副翼、襟翼、扰流板、整流罩等。

国内中航工业北京航空制造工程研究所已开展了十几年相关研究工作。开发了液体成型工艺专用的BA9911和BA9912树脂体系。曾以1300mm×600mm×30mm的单件复合材料制件为对象,对比了VARI工艺和热压罐工艺的劳动力成本、能耗成本、材料费及设备折旧等费用,结果表明VARI工艺的成本仅为热压罐的25%。同时,成功进行了猎扫雷艇立体舱段模拟件的成型工艺研究,还将进行无人机、民机部分结构的验证试验研究^[4-5]。

国内民机开展了相关研究,具备相应的材料、设备及技术能力,但目前主要限于预研课题,尚未有民机型号应用的案例。

真空辅助成型技术应用难点

1 制造质量稳定性控制

真空辅助成型工艺的可重复性低于热压罐工艺。同时,由于仅使用真空压力,对于较厚的复合材料制件,真空辅助成型工艺制造的复合材料件的纤维含量一般低于热压罐工艺,所以其性能指标一般也要略低于热压罐工艺制造的复合材料件。真空辅助成型工艺的最大的难点是如何保证工艺的稳定性将真空辅助成

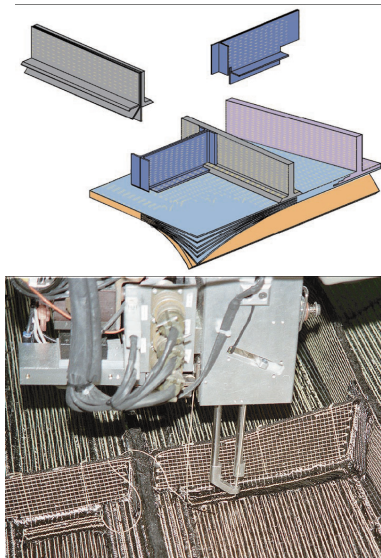


图1 AST计划中整体化的壁板组件



型技术的工艺可重复性提高到近似热压罐工艺的水平,同时保持接近热压罐工艺的性能指标。其中,树脂流动的控制、白斑的防止和树脂/纤维比例的一致是工艺控制的关键。

对于真空辅助成型技术在民机型号上的应用,为监控给定的材料和工艺,使得用该材料和工艺制造的飞机结构是稳定并可重复的,必须按适航相关要求建立材料规范、工艺规范及生产制造质量程序。全部试验、技术文件按照适航审查程序进行,经适航的批准。按照 CCAR25.603 的符合性验证思路,用符合经适航批准的标准来生产的材料,并保证这些材料具有设计资料中采用的强度和其他性能,考虑服役中预期的环境条件,如温度和湿度的影响。对于材料规范,必须进行材料批次稳定性试验、适航验证试验;对于工艺规范,需要完成成型工艺的试片级、元件级、典型件、全尺寸级试验,以完成“成型工艺规范”、“无损检测工艺规范”等。

2 整体化机体结构设计 / 制造方法

真空辅助成型工艺制造复合材料制件时,可以在干纤维阶段通过合理的铺层设计,结合缝合及三维编织等技术制备整体化的干纤维预成型体,通过真空辅助浸入树脂并固化成型,最终得到高度整体化的复合材料机体结构件。整体化的结构形式可减少装配数量,减低制造成本,国外主要真空辅助成型复合材料件也采用了高度整体化的结构形式。但整体化真空辅助成型的结构设计方案通常会受到工艺性和维修性等因素的限制,而工艺性的提高有时又会以重量和成本为代价。复合材料机体结构具有“设计/工艺一体化”的特点,因预制体制备、树脂流动控制、成型模具设计、成型工艺等与设计方案直接相关,因此对于真空辅助成型工艺设计与制造更应紧密结合。

整体化的真空辅助成型结构方案需综合考虑各方面因素,反复权衡

重量、成本、工艺性、维修性等,以制定合理的结构形式。整体化结构方案设计必须首先考虑预成型体设计、制造技术。对于由壁板、梁、肋构成的预成型体,需要进行合理的铺层设计及连接方式设计,可使用缝合代替机械连接,对于不开敞结构可采用单面缝合技术。整体化结构方案还必须考虑成型模具和流道的设计,以利于树脂充分浸润干纤维与成型体,减少空隙和干斑等制造缺陷的产生,提高产品生产效率。此外,在细节设计方面需要考虑壁板加强层布置、肋截面形式、丢层设计等,研究细节设计对制造缺陷的影响。

如波音在 AST 计划中研制的机翼盒段及 JAXA 的机翼盒段,均将单侧壁板与梁凸缘、长桁、肋等整体成型,保证了整体化程度,同时结构空间开敞便于工艺操作,在结合合理的流道设计的基础上制造出了整体化程度高、工艺性好的主承力复合材料结构件。

3 真空辅助成型机体结构件的验证

相对于常规热压罐固化工艺制造的飞机结构件,真空辅助成型复材制件的材料(增强纤维和树脂等)、制造工艺、结构形式均发生变化。对于真空辅助成型复合材料机体结构的静强度验证,按 CCAR25 部和 AC20-107B 相关要求,需要从复合材料积木式试验验证的所有受影响级别上进行。应制定从试样、元件、构件/组合件,直到全尺寸结构的试验研究计划,补充完善相关基础验证数据。通常需要采用分析与试验相结合的分析验证方法。在制作复合材料结构部件时,开展真空辅助成型复合材料结构强度分析与细节设计研究,通过典型结构的“积木”式验证流程,提供满足民机复合材料结构研制要求的强度分析和验证技术。用试验来验证分析的结果,用分析来指导试验的计划,这样可降低整个试验的费用同时提高了可靠性。

对于真空辅助液体成型复合材料机体结构损伤容限的评定应基于 CCAR-25-R4 的适用要求,用作取证基础的方法直接取自 FAA 咨询通报 AC20-107B “复合材料飞机结构”。评定必须标明飞机在服役寿命期间要避免由于疲劳、环境影响、制造缺陷或意外损伤引起的灾难性破坏。对真空辅助成型复合材料结构的损伤容限评定,也采用“积木”式试验方法,分阶段逐步显示对该要求的符合性。经过综合验证分析的真空辅助成型复合材料机体结构要满足 CCAR 25 和 AC20-107A 的适航要求。

结束语

复合材料用量是民用飞机先进性的标志之一,而低成本的真空辅助成型技术是民机复合材料发展趋势,国内民用飞机迫切需要开展相关型号应用研究。该项技术的应用研究应以减重和降低成本为指导,以产品质量保证为前提,由设计、工艺组成的团队共同制定结构及制造方案,按适航要求进行验证。

参考文献

- [1] Karal M. AST Composite wing program -executive summary, NASA/CR-2001-210650.
- [2] Sugimoto S, Aoki Y, Hirano Y, et al. A study of quality assurance of varim composite wing structure//48th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, 2007.
- [3] Mitsuhiro Yamashita et al. Development of advanced vacuum-assisted resin transfer molding technology for use in an mrj empennage box structure. Mitsubishi Heavy Industries, Ltd. Technical Review, 2008, 45(4):1-4.
- [4] 赵渠森,赵攀峰.真空辅助成型工艺(VARI)研究.纤维复合材料,2002,42(1): 42-46.
- [5] 李小兵,孙占红,曹正华.真空辅助成型技术及其配套基体树脂研究进展.热固性树脂,2006,21(5): 39-45.

(责编 深蓝)