

doi:10.3969/j.issn.1001-3539.2026.06.017

基于容差分配与变形补偿的翼面结构胶接装配技术

宋云鹤¹, 赵勇¹, 宋延华¹, 邵潇庆¹, 韩铭¹, 鞠凯¹, 胡兵¹, 鲍益东²

(1.航空工业济南特种结构研究所, 济南 250023; 2.南京航空航天大学机电学院, 南京 210016)

摘要: 针对新一代飞机翼面结构设计复杂、装配接口及气动型面指标严苛、传统工艺难以满足高精度需求的问题,开展了基于容差分配与变形补偿的翼面结构胶接装配技术研究。系统分析了传统工艺在轮廓、气动外形、安装接口区开口、壁厚及主梁平面度等关键指标上的超差问题,提出了基于容差分配的全流程工艺设计方法。通过识别核心工序与管控点、建立容差分配表、引入误差补偿与闭环反馈机制,实现制造误差向非关键区域的合理转移。并创新提出“主梁使用工艺螺钉参与胶接”的共用基准装配-胶接协同工艺,使主梁通过工艺紧固件参与铆接与胶接全过程,保证基准统一。建立了基于顺序耦合的热-化学-力学仿真模型,准确预测主梁等关键零件的变形行为。依据仿真结果,采用模具反向预置变形进行补偿,使主梁套合区最大变形由3.0 mm降至0.6 mm,降幅达80.0%。最终制造结果表明,采用所提方法后,满足了翼面结构轮廓精度-1.0~0 mm、气动外形精度-0.5~+0.8 mm、安装接口区开口精度0~+0.6 mm、壁厚精度±0.2 mm及主梁平面度-1.0~0 mm等关键指标要求。

关键词: 翼面结构;容差分配;飞机装配;复合材料;固化变形;有限元仿真

中图分类号: TB332 **文献标识码:** A **文章编号:** 1001-3539(2026)06-0147-09

Bonding assembly technology for wing surface structures based on tolerance allocation and deformation compensation

SONG Yunhe¹, ZHAO Yong¹, SONG Yanhua¹, SHAO Xiaoqing¹, HAN ming¹, JU kai¹, HU bin¹, BAO Yidong²

(1. AVIC Research Institute for Special Structures of Aeronautical Composite, Ji'nan 250023, China; 2. Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: To address the complex design, stringent requirements for assembly interfaces and aerodynamic profiles of next-generation aircraft wing surface structures, and the difficulty of traditional processes in meeting high-precision demands, a bonding assembly technology based on tolerance allocation and deformation compensation was conducted. The out-of-tolerance issues of traditional processes in key indicators such as profile, aerodynamic shape, installation interface opening, thickness, and first beam flatness were systematically analyzed, and a full-process design method based on tolerance allocation was proposed. By identifying core processes and control points, establishing tolerance allocation tables, and introducing error compensation and closed-loop feedback mechanisms, the rational transfer of manufacturing errors to non-critical areas was achieved. An innovative shared-datum collaborative assembly-bonding process was proposed, in which the first beam participated in the entire riveting and bonding process via production screws, ensuring datum consistency. A sequentially coupled thermo-chemical-mechanical simulation model was established to accurately predict the deformation behavior of the first beam. Based on the simulation results, the deformation is compensated by pre-setting the mold in the reverse direction, reducing the maximum deformation of the first beam from 3.0 mm to 0.6 mm, a reduction of 80.0%. Final manufacturing results show that, with the proposed approach, all critical requirements are satisfied such as profile accuracy of -1.0 to 0 mm, aerodynamic shape accuracy of -0.5 to +0.8 mm, installation interface opening accuracy of 0 to +0.6 mm, thickness accuracy of ±0.2 mm, and first beam flatness accuracy of -1.0 to 0 mm.

Keywords: wing surface structure; tolerance allocation; aircraft assembly; composite materials; cure deformation; finite element simulation

通信作者: 宋云鹤, 硕士, 工程师, 研究方向为航空宇航制造、复合材料制造

收稿日期: 2026-03-11

引用格式: 宋云鹤, 赵勇, 宋延华, 等. 基于容差分配与变形补偿的翼面结构胶接装配技术[J]. 工程塑料应用, 2026, 54(6): 147-155.

SONG Yunhe, ZHAO Yong, SONG Yanhua, et al. Bonding assembly technology for wing surface structures based on tolerance allocation and deformation compensation[J]. Engineering Plastics Application, 2026, 54(6): 147-155.

现代飞机翼面结构主要包括主翼、尾翼、方向舵等关键气动翼面,这些部件不仅是飞机升力的主要来源,也是飞行控制系统的重要组成部分。翼面结构在飞行过程中承受着复杂气动载荷与惯性载荷,并需要配合飞控系统完成各种机动动作,直接关系飞机的飞行安全、机动性能与作战效能。随着航空技术的发展,新一代飞机对翼面结构提出了更为严苛的要求,需要在极致的轻量化、极高的可靠性、优异的隐身性能等多个目标之间取得最优平衡,使得翼面结构设计异常复杂,型面精度和接口指标要求也极为严格,给制造过程带来巨大挑战。

针对上述技术难点,新一代飞机翼面结构广泛采用先进复合材料并与蜂窝材料进行胶接组合。该设计不仅能够保证结构刚度和强度,还可大幅度减轻结构质量^[1-2]。同时,通过减少金属材料的使用,有效减小了雷达反射面积,显著提升了飞机翼面结构的隐身性能。

典型飞机翼面结构如图1所示,由蜂窝、辅梁、主梁、加强肋、边条、蒙皮及整流罩组成。蜂窝吸收雷达波,降低雷达反射面积。主梁、加强肋、辅梁、蒙皮共同承受飞行载荷,提供刚性支撑以减小受载变形。整流罩、边条及蒙皮共同构成飞机翼面气动外形。接头安装在主梁腹板面上,并与飞机主体连接装配。蜂窝与辅梁、蒙皮、边条之间采用高温胶接连接,其余零组件则通过紧固件连接并辅以室温胶加强和密封。

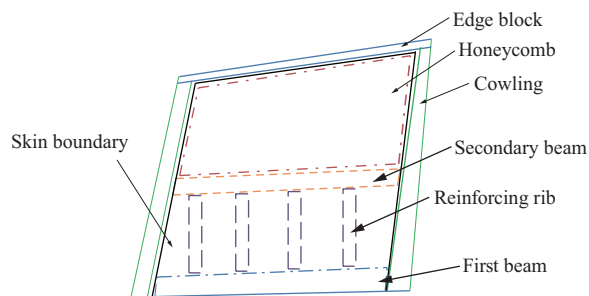


图1 典型飞机翼面结构示意图

Fig. 1 Typical schematic diagram of aircraft wing structure

飞机翼面结构制造误差主要来源于零件制造误差、定位误差以及胶接与装配过程中的变形等^[3]。现代飞机大量采用复合材料,零件制造符合性存在严峻的挑战^[4]。复合材料在固化与胶接历程中受热应力、固化应力等作用产生残余应力,脱模后释放导致变形,此类制造误差会向下游装配等工序传递

并累积放大。目前,学术界围绕复合材料固化变形已开展大量研究,诸多学者基于有限元法实现固化变形数值模拟^[5-10],也有学者引入深度学习与神经网络对固化变形进行快速预测^[11-12];固化变形影响因素涉及模具-复合材料相互作用^[13]、工艺参数^[14-15]及铺层设计^[16],目前模具补偿是变形控制的主要手段^[17-20]。

为消除并补偿飞机翼面结构胶接-装配复杂工艺中的定位误差,需结合产品结构特点进行合理的容差分配设计,通过识别关键部位和尺寸,将制造误差向非关键区域转移,从而实现制造成本与质量的有效平衡^[21-25]。

飞机翼面结构传统工艺中,首先将辅梁、加强肋铆接为辅梁组件,随后胶接蜂窝、蒙皮、辅梁组件、边条形成胶接组件,最后装配主梁及整流罩。传统工艺设计思路未充分考虑零件变形与定位误差的累积效应,对关键接口尺寸识别不清,复合材料零组件固化变形问题突出,成为制造误差的主要源头。

传统工艺制造翼面结构存在边条轮廓精度、整流罩轮廓精度、气动外形精度、安装接口区开口尺寸、壁厚、主梁平面度、加强肋与主梁间隙等指标超差问题。具体超差情况见表1。

表1 翼面结构指标超差情况

Tab. 1 Out-of-tolerance conditions of wing surface structure indicators

Indicators	Tolerance requirements	mm
		Manufacturing errors
Edge block profile	± 0.5	-2.5 to 0
Cowling profile	-1.0 to 0	+1.0 to +2.5
Aerodynamic shape profile	± 0.8	-1.0 to +2.3
Installation interface area opening dimension	0 to +0.6	-2.0 to -1.0
Installation interface area thickness	± 0.2	-0.2 to +2.0
First beam flatness	± 0.5	-0.5 to +2.5
Gap between reinforcing ribs and secondary beam	<2.0	6

综上所述,新一代飞机翼面结构设计复杂、接口指标严格、制造工序繁多,传统基于经验的制造工艺已无法满足高精度设计要求,给飞行安全带来严重挑战。本研究针对飞机翼面结构特点建立系统化的容差分配方法,并结合固化变形控制技术以抑制零组件的变形,为翼面结构高精度制造提供理论支持和实践指导。

1 基于容差分配的工艺方案设计

1.1 容差分配的工艺设计思路

为满足现代飞机翼面结构高精度设计要求,本文提出基于容差分配的工艺方案设计思路,结合产品接口指标要求,合理分配主梁、加强肋、辅梁组件、整流罩、胶接组件等零组件的制造公差,从而保证最终翼面结构满足设计指标。

基于容差分配的工艺方案设计思路如图2所示,全流程设计方法如下。

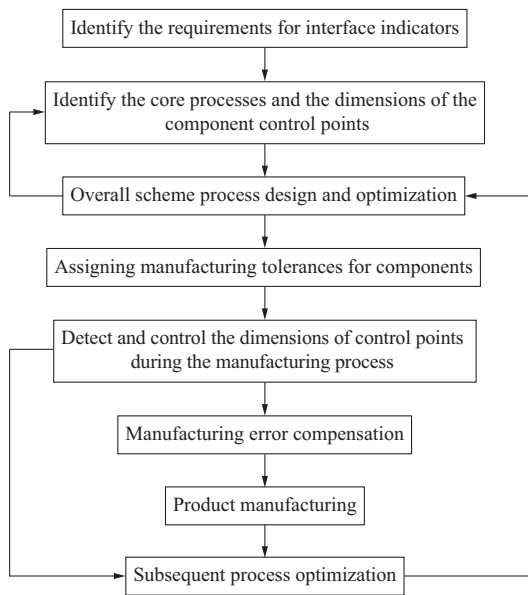


图2 基于容差分配的工艺方案设计思路

Fig. 2 Design of process plan based on tolerance allocation

(1)核心工序及管控点识别。通过分析产品的结构形式、接口尺寸要求和制造流程,识别核心工序和对产品指标有显著影响的零组件管控点尺寸。

(2)容差分配设计。建立容差分配表,将产品的接口尺寸要求分解至各个工序中,明确各零组件的制造公差。

(3)工艺方案优化。从总体工艺层面优化制造工艺方案,减少制造过程中的不确定性因素,保证核心工序中零组件定位准确。在核心工序中引入误差补偿措施(如修配工艺层等),避免制造误差向产品接口等核心指标累积。

(4)管控点尺寸控制与检测。制定合适的管控点尺寸检测计划,保证在每个关键工序中可以及时发现制造误差并进行纠正。检测结果可用于指导后续工艺改进和优化,形成闭环反馈机制。

(5)制造误差补偿技术研究。通过仿真分析与实验验证,进行零组件模具反向预置变形等补偿技术研究,减少因零组件固化变形带来的制造误差。

(6)持续优化与改进。根据前期制造管控点尺寸的检测结果,对容差分配表及工艺方案进行动态调整和优化,包括管控点尺寸项目、控制管控点尺寸的精度冗余,降低制造成本同时保证产品质量。

针对翼面结构安装接口区开口、壁厚、接头安装腹板面型面精度等严格指标,需控制主梁零件制造精度,并确保胶接件蒙皮与主梁的套合间隙,以保证主梁安装到位。分配公差如下:主梁零件开口 $0\sim+0.6\text{ mm}$ 、胶接件蒙皮与主梁间隙 $0\sim+0.5\text{ mm}$ 、主梁腹板面平面度 $\leq 1\text{ mm}$ 。

边条轮廓指标严格,需要控制胶接工序中边条的位置精度(边条机加件,零件精度已满足要求)。边条轮廓留余量参与胶接,并在装配工序准确定位后进行修配,补偿高温胶接中的定位误差及型面变形。分配公差为:边条轮廓留余量 $5\sim 6\text{ mm}$ 。

整流罩轮廓指标严格,需控制其外形面精度并保证零件开口为正差,以确保安装到位。分配公差如下:整流罩开口 $+0.1\sim+0.6\text{ mm}$ 、外形公差 $-1.0\sim-0.5\text{ mm}$ 、喷涂前翼面结构轮廓公差 $-1.2\sim-0.5\text{ mm}$ 、喷涂后轮廓公差 $-1.0\sim 0\text{ mm}$ 。

胶接件的气动外形指标通过模具预置变形补偿,装配区使用型板保证。

综上,飞机翼面结构容差分配结果见表2。

表2 容差分配结果

Tab. 2 Tolerance allocation results

Items	Controlled dimensions	Tolerance/mm
Paint spraying process	Coating thickness	0.3 to 0.5
Assemble process	Edge block contour(Before painting)	-1.2 to -0.5
	Clearance between first beam and reinforcing rib	<0.5
Cowling manufacture	Profile accuracy(According to the process of digital model manufacturing)	-1.0 to -0.5
	Profile accuracy of assembly area	+0.1 to +0.6
Cementing Process	Profile accuracy of rib on cementing assembly	-0.7 to +0.3
	Clearance between first beam and skin	<0.5
Skin manufacture	Skin thickness	± 0.15
Assembly of secondary beam components	Profile accuracy of reinforcing rib	-0.7 to -0.2
	Accuracy of other profiles	± 0.5
First beam manufacture	First beam flatness	-1.0 to 0
	First beam thickness	± 0.15
	Installation interface area opening	0 to +0.6
Secondary beam manufacture	Secondary beam flatness	3.0

1.2 共用基准的装配-胶接协同工艺

传统工艺中,主梁在最后工序安装,因胶接件蒙皮开口变形,即使施加装配应力亦无法安装到位。同时,辅梁组件在高温胶接中受热应力与真空应力作用发生位移,导致加强肋与主梁间隙达6 mm,超出强度极限,造成产品报废^[26-29]。

基于容差分配思想发现,边条与整流罩轮廓指标、安装接口区(主梁区域)均有较高要求,而蜂窝主要用于吸波,尺寸精度要求相对宽松,因此制造误差可向蜂窝区域累积。基于此,本文提出一种共用基准的装配-胶接协同工艺,其核心是主梁通过工艺

紧固件参与辅梁铆接与胶接工序,确保主要装配接口(主梁)的制造精度,将误差向非装配接口区域(蜂窝区)传递,并在装配-胶接全过程中保持基准统一与准确。制造流程如图3所示。

与传统工艺相比,新工艺的主要区别在于,主梁通过工艺螺钉参与铆接与胶接全过程,保证了基准统一;在铆接工装中采用工艺孔定位替代内型面定位,提高了定位精度;在胶接工装中通过定位销固定主梁,避免了辅梁组件偏移;在装检工装中采用平面定位结构替代包络型面,提升了操作便利性与检测精度。

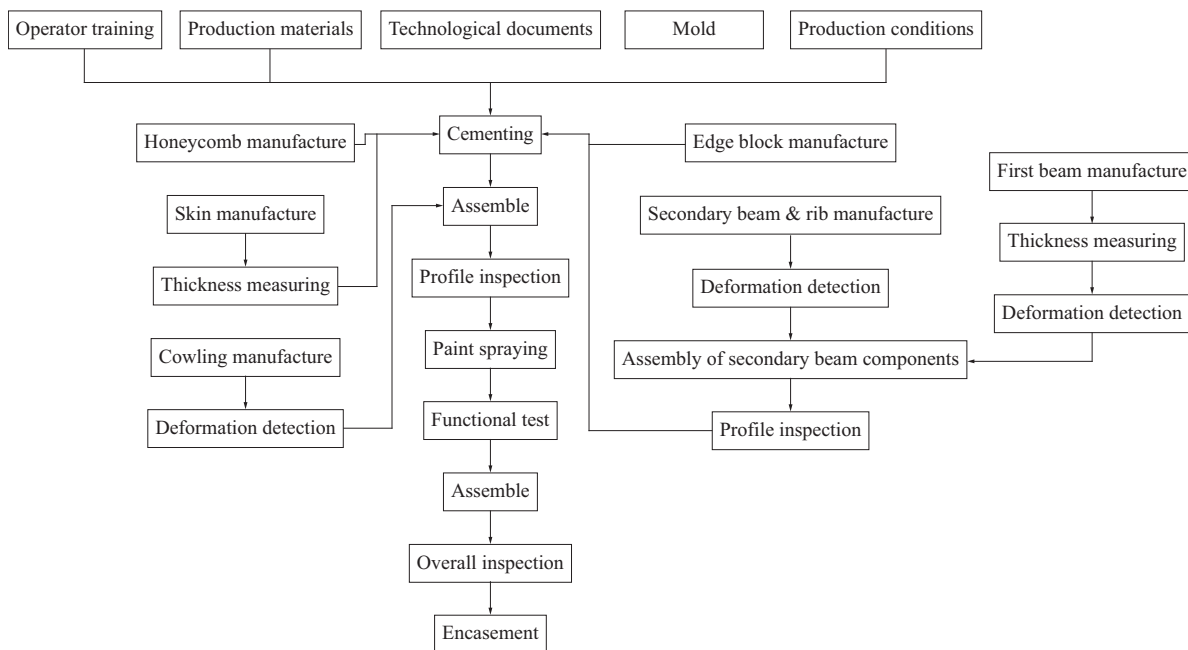


图3 基于容差分配的翼面结构制造流程

Fig. 3 Manufacturing processes of wing structure based on tolerance allocation

图4为新铆接工装。在铆接工装上将主梁、辅梁与加强肋铆接为辅梁组件:主梁通过腹板面及工艺孔定位,加强肋通过腹板面及工艺孔定位,辅梁通过压紧组件压紧。与传统工艺相比,主梁参与铆接并准确定位,保证了主梁-辅梁组件的基准统一,允许定位误差向辅梁(非接口区域)传递。

在主梁与加强肋腹板面增设工艺孔用于定位,该孔设于低承载区域以避免显著削弱结构强度。传统工艺以内型面定位,操作性差且基准不统一;采用工艺孔定位可消除定位误差,保证辅梁组件型面精度。

图5为新胶接工装。在胶接工装上进行蜂窝与

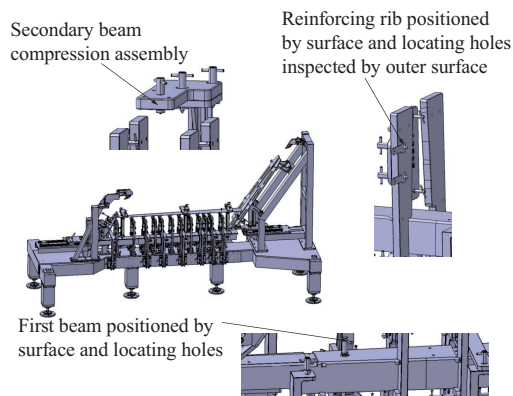


图4 新铆接工装示意图

Fig. 4 New bolt assembly tool diagram

辅梁组件、蒙皮、边条的胶接:辅梁组件置于保护组件上,通过定位销定位主梁,确保基准统一。

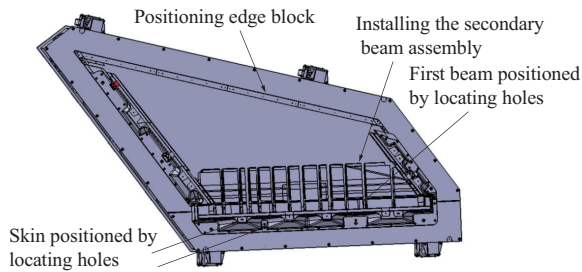


图5 新胶接工装示意图

Fig. 5 New bonding tool diagram

主梁与加强肋通过定位销与工艺紧固件连接,辅以定位销定位主梁,确保辅梁组件在胶接工序中的定位精度,并保证加强肋与主梁间隙满足设计要求。胶接蒙皮时,施加真空压力使蒙皮与主梁贴合,并在其间铺贴两层脱模布以保证间隙为0.2 mm(受真空压力工况下),便于后续装配拆卸且无干涉。

图6为新装检工装。在装检工装上完成主梁与整流罩的安装,主梁放置于主梁定位块上并以工艺孔定位,确保接口精度与基准统一;整流罩定位结构由包络型面优化为平面结构,便于检查轮廓精度并提供更佳的操作空间与人机工效;增设主梁安装压紧器,使室温胶接时压力分布更均匀,从而控制主梁区壁厚。

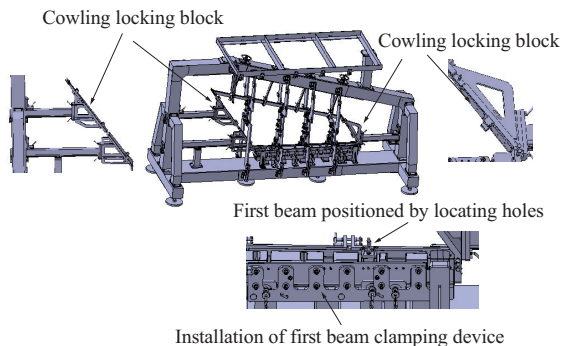


图6 新装检工装示意图

Fig. 6 New assembly tool diagram

1.3 制造结果对比

与传统工艺相比,基于容差分配思路的共用基准装配-胶接协同工艺更为科学与有效,翼面结构制造符合性显著提高,优化后工艺的各项指标均满足设计要求,实现了翼面结构轮廓精度 $-1.0\sim 0$ mm、气动外形精度 $-0.5\sim +0.8$ mm、安装接口区开口精度 $0\sim +0.6$ mm、壁厚精度 ± 0.2 mm及主梁平面度 $-1.0\sim 0$ mm等关键指标要求,具体对比见表3。

表3 制造指标优化结果

Tab. 3 Optimization results of indicators

Assembly interface indicators	Manufacturing errors/mm	
	Traditional process	Optimized process
Edge block profile	-2.5 to 0	± 0.5
Cowling profile	+1.0 to +2.5	-1.0 to 0
Aerodynamic shape profile	-1.0 to +2.3	-0.5 to +0.8
Installation interface area opening dimension	-2.0 to -1.0	0 to +0.6
Installation interface area thickness	-0.2 to +2.0	± 0.2
First beam flatness	-0.5 to +2.5	-1.0 to 0
Gap between reinforcing ribs and secondary beam	6	<0.5

2 复合材料变形仿真及补偿技术

如前所述,复合材料零组件在固化与胶接后普遍存在变形问题,其制造误差会向后续工序累积,成为翼面结构最终误差的主要来源。通过变形仿真与补偿技术控制复合材料变形,可从源头减小误差,实现翼面结构的高精度制造。

2.1 基于顺序耦合的复合材料变形仿真技术

复合材料由碳纤维、玻璃纤维等增强体和环氧树脂、聚酯等基体组成。固化历程中,热压罐内热空气通过对流向复合材料制件及模具传热,基体受热固化并伴随放热反应。在此过程中,复合材料受工装与辅材约束,内部积聚热应力,同时基体发生相变并体积收缩,材料属性也随之变化。

将上述耦合过程解耦为热-化学与化学-力学两个模块进行仿真计算。图7为复合材料固化变形解耦模型。如图7所示,首先,建立热-化学模型,计算得到复合材料制件温度场及固化度;然后,建立化学-力模型,将第一步得到的温度场及固化度作为输入参数,计算制件的应变、应力场及脱模后的变形行为。

2.2 固化变形仿真与补偿

主梁区作为翼面结构的主要接口区域,其制造精度直接影响整体接口精度。因此,本节开展主梁固化变形仿真与模具补偿研究,以控制该区域变形,减少制造误差向装配环节的累积。

主梁材料为碳纤维增强环氧树脂基复合材料(ZT7H/5429,单层0.125 mm),铺层角度为 $[45/0/45/90/45/0/-45/90/45/0/-45/90/45/0/-45/90/45/0/-45/90/90/-45/0/45/90/-45/0/45/90/-45/0/45/90/-45/0/45/90/-45/0/45]^\circ$,固化制度为:180 $^\circ\text{C}\times 2$ h+205 $^\circ\text{C}\times 6$ h,升降温速率为0.5 $^\circ\text{C}/\text{min}$ 。模具材料为A3钢,热膨胀系数为 7.2×10^{-6} $^\circ\text{C}^{-1}$,弹性模量为210 GPa;碳纤维热膨胀系数为 5.5×10^{-6} $^\circ\text{C}^{-1}$,弹性模量为78

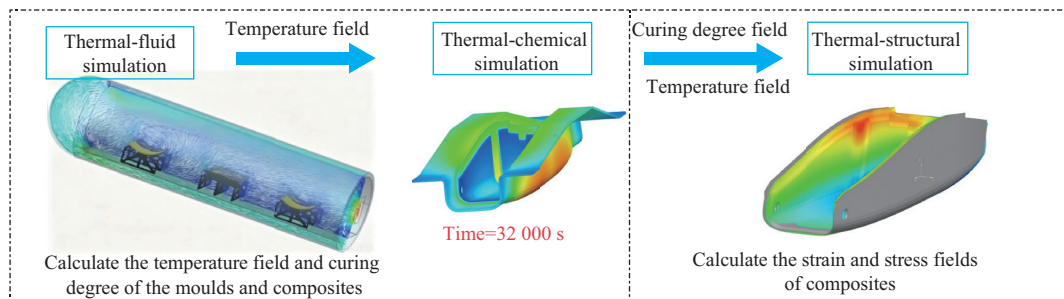


图7 复合材料固化变形解耦模型

Fig. 7 Curing deformation decoupling model of composites

GPa;树脂热膨胀系数为 $6.05 \times 10^{-5} \text{ }^{\circ}\text{C}^{-1}$,玻璃态树脂弹性模量为3.6 GPa,橡胶态树脂弹性模量为1 GPa,黏流态树脂弹性模量取0.1 GPa。预浸料与模具热力性质差异以及预浸料固化收缩是固化变形产生的主要原因。

主梁固化变形仿真结果如图8所示,脱模后主梁截面收口变形约3 mm,翘曲变形约1.9 mm。

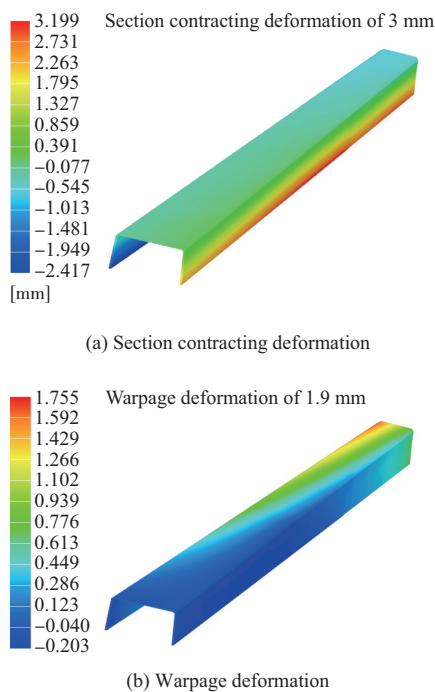


图8 主梁变形仿真结果

Fig. 8 Simulation results of deformation of the first beam

根据仿真结果,对主梁成型模进行修模,依据工程经验及迭代计算,以仿真变形量的60%预置反向变形,模具材料仍为A3钢,具体补偿方案如图9所示,在模具腹板面中部区域补偿+0.4 mm,以减小腹板面翘曲;在套合区单侧补偿+0.9 mm,以缓解收口变形。将补偿后的模具型面输入仿真模型验证效果,补偿后变形型面与理论型面接近,收口等变形问题显著改善。

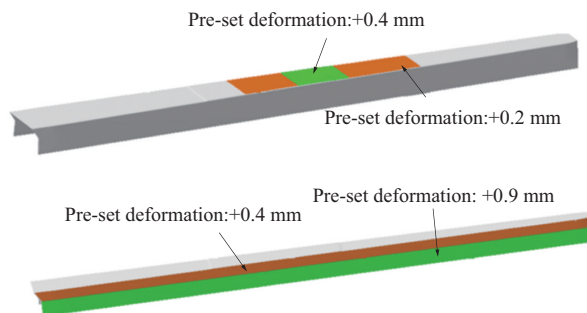


图9 模具补偿方案示意图

Fig. 9 Schematic diagram of the mold compensation scheme

图10为主梁制造后的外形扫描结果。如图10所示,腹板面平面度小于1 mm,套合区开口0~0.6 mm,满足容差指标。补偿前最大变形为3.0 mm,补偿后降至0.6 mm,降幅达80.0%,表明模具补偿可显著优化变形问题。

辅梁虽非接口区域,其制造误差对翼面结构影响较小,但为提升铆接工序的可操作性并避免模具返修带来的成本与周期,本节通过铺层优化方法减小其变形误差。

如图11所示辅梁固化变形仿真结果,最大变形3.5 mm。在保证强度要求的前提下,通过试错法调整辅梁铺层设计,使其变形从3.5 mm降低至1.6 mm,见表4。

在满足强度指标的前提下,通过试错法优化铺层设计可有效控制辅梁固化变形,但其内在机理尚不明确,有待后续深入研究。

其余零组件亦通过模具型面补偿控制制造误差,此处不再赘述。

3 结论

(1)工艺设计方法创新。梳理了传统工艺设计思路,分析了其与设计指标之间的差距及原因;提出了基于容差分配的工艺设计方法,通过分解接口指标至零组件指标,确保翼面结构制造精度;创新提出“主梁使用工艺螺钉参与胶接”的工艺方法,保

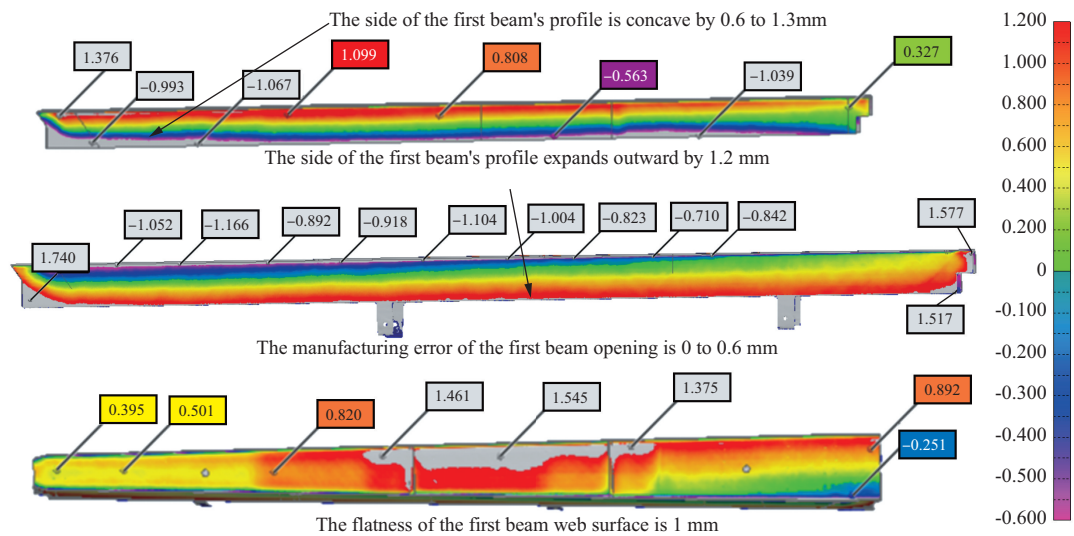


图 10 主梁制造后外形扫描结果

Fig. 10 Scanning results of the first beam's shape

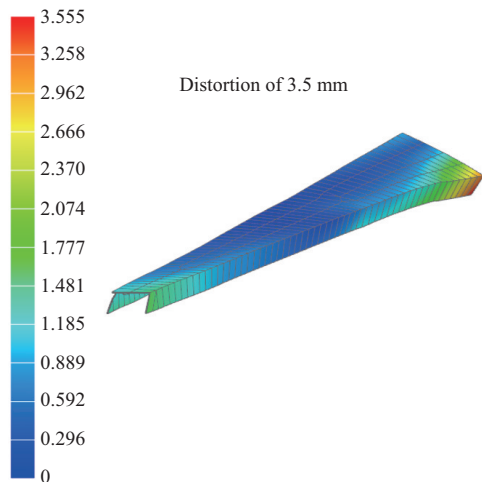


图 11 辅梁变形仿真结果

Fig. 11 Simulation results of deformation of the secondary beam

表 4 辅梁铺层优化结果

Tab. 4 Optimization results of the secondary beam layup

The secondary beam layup	Simulation results of deformation/mm
[45,0,-45,90,45,0,-45,90]s	3.5
[90,0,-45,90,45,0,-45,90]s	1.9
[90,0,0,90,45,0,-45,90]s	4.8
[90,45,-45,90,45,0,-45,90]s	3.9
[45,0,-45,90,90,0,-45,90]s	1.7
[45,90,0,-45,90,0,-45,90]s	1.6

证了胶接-装配过程的基准一致性。

(2)复合材料变形仿真与补偿技术使用。建立了基于顺序耦合的复合材料固化变形仿真模型,准确模拟了制件固化变形行为。针对主梁变形问题,通过模具型面补偿优化,显著减小了套合区收口与腹板面翘曲变形。仿真表明,补偿后主梁最大变形

从 3.0 mm 降至 0.6 mm,降幅达 80.0%。对辅梁等非接口区域,通过铺层优化在保证强度的同时将变形从 3.5 mm 减小至 1.6 mm。

(3)工艺装备设计优化。基于容差分配思想与人机工效原则,对工艺装备进行了设计优化,提升了制造精度与操作效率。

参考文献

[1] 王一飞,李庆飞.复合材料蜂窝夹层与长桁加筋形式在翼面类结构上的对比选用[J].科学技术与工程,2014,14(20):132-136,143.
WANG Yifei, LI Qingfei. Comparison of honeycomb core sandwich and stiffener forms in composite wing box design[J]. Science Technology and Engineering, 2014, 14(20):132-136, 143.

[2] 张金栋,李昶,刘刚,等.航空级碳纤维增强树脂基复合材料的胶接研究进展[J].复合材料学报,2025,42(8):4 199-4 212.
ZHANG Jindong, LI Chang, LIU Gang, et al. Research progress in adhesive bonding for aviation grade carbon fiber reinforced polymer composites[J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2025, 42 (8):4 199-4 212.

[3] 杨亚鹏,赵安安,杜坤鹏,等.飞机复材主承力结构数字化高性能装配协调技术研究与应用[J].航空制造技术,2024,67(16):14-31.
YANG Yapeng, ZHAO An'an, DU Kunpeng, et al. Research and application of digital high performance assembly coordination technology for aircraft composite main bearing structure[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2024, 67(16):14-31.

[4] 王华.飞机先进复合材料结构装配协调技术研究现状与发展趋势[J].航空制造技术,2018,61(7):26-33.
WANG Hua. Advanced composite part assembly:A survey of methodologies and practices[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2018, 61(7):26-33.

[5] 罗玲,张涛,田智立,等.碳纤维复合材料固化变形预报方法对比[J].复合材料科学与工程,2023(11):108-115.

- LUO Ling, ZHANG Tao, TIAN Zhili, et al. Comparison of process-induced distortion prediction methods of carbon fiber composites[J]. *Composites Science and Engineering*, 2023(11):108–115.
- [6] 乔巍, 姚卫星, 马铭泽. 复合材料残余应力和固化变形数值模拟及本构模型评价[J]. *材料导报*, 2019, 33(24):4 193–4 198.
- QIAO Wei, YAO Weixing, MA Mingze. Numerical simulation and constitutive models evaluation of residual stresses and process-induced deformations of composite structures[J]. *Materials Review*, 2019, 33(24):4 193–4 198.
- [7] 李建军, 王强, 江鹏, 等. 基于黏弹性本构模型的树脂基复合材料构件固化变形与残余应力仿真分析[J]. *纤维复合材料*, 2025, 42(6):43–49.
- LI Jianjun, WANG Qiang, JIANG Peng, et al. Simulation analysis of curing deformation and residual stress in polymer-matrix composite components based on a viscoelastic constitutive model[J]. *Fiber Composites*, 2025, 42(6):43–49.
- [8] 孙亮亮, 丁安心, 祖磊, 等. 三维黏弹性复合材料层合板固化残余应力研究[J]. *应用力学学报*, 2016, 33(5):779–785, 933.
- SUN Liangliang, DING Anxin, ZU Lei, et al. Research on process-induced residual stress for composite laminates based on three-dimensional viscoelasticity[J]. *Chinese Journal of Applied Mechanics*, 2016, 33(5):779–785, 933.
- [9] 张晨群, 鲍益东, 杨智勇, 等. 基于路径相关本构模型的大型薄壁曲面复合材料零件固化变形分析[J]. *宇航材料工艺*, 2022, 52(6):92–97.
- ZHANG Chenqun, BAO Yidong, YANG Zhiyong, et al. Curing deformation analysis of large thin-walled curved composite parts based on path-dependent constitutive model[J]. *Aerospace Materials & Technology*, 2022, 52(6):92–97.
- [10] ZHANG Z X, ZHAO X Y, JI Q X, et al. An inverse method for curing process-induced eigenstrain reconstruction of laminated composites[J]. *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, 2024, 176. DOI:10.1016/J.COMPOSITESA.2023.107863.
- [11] FAN S J, ZHANG J M, WANG B, et al. A deep learning method for fast predicting curing process-induced deformation of aeronautical composite structures[J]. *Composites Science and Technology*, 2023, 232. DOI:10.1016/J.COMPOSITECH.2022.109844.
- [12] BALAJI A, SBARUFATTI C, DUMAS D, et al. Prediction of shape distortions in thermosetting composite parts using neural network interfaced visco-elastic constitutive model[J]. *Journal of Composite Materials*, 2024, 58(12):1 439–1 459.
- [13] 元振毅, 魏方见, 孔令飞, 等. 模具-复合材料相互作用的复合材料固化变形仿真方法研究[J]. *复合材料科学与工程*, 2023(10):10–16.
- YUAN Zhenyi, WEI Fangjian, KONG Lingfei, et al. Simulation method for curing deformation of composite part considering tool-part interaction[J]. *Composites Science and Engineering*, 2023(10):10–16.
- [14] WANG B, FAN S J, CHEN J P, et al. A review on prediction and control of curing process-induced deformation of continuous fiber-reinforced thermosetting composite structures[J]. *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, 2023, 165. DOI:10.1016/J.COMPOSITESA.2022.107321.
- [15] LIMAYE M, MORGAN D, MAKARAND DESHPANDE A, et al. Use of Non-Isothermal cure cycles for reducing cure induced deformation in laminated composites[J]. *Manufacturing Letters*, 2024, 40:121–124. DOI:10.1016/J.MFGLET.2024.03.016.
- [16] 庞杰, 金海波. 基于复合材料固化变形的铺层顺序优化方法[J]. *中国机械工程*, 2010, 21(15):1 859–1 863.
- PANG Jie, JIN Haibo. Stacking sequence optimization method based on cured deformation of composites[J]. *China Mechanical Engineering*, 2010, 21(15):1 859–1 863.
- [17] 卢政斌, 孙巍, 刘路, 等. 大尺寸复合材料帽形长桁的固化变形补偿研究[J]. *复合材料科学与工程*, 2023(5):108–113.
- LU Zhengbin, SUN Wei, LIU Lu, et al. Research on compensation of curing deformation of large size composite hat truss[J]. *Composites Science and Engineering*, 2023(5):108–113.
- [18] 何靓, 徐小伟, 王小凯, 等. 一种抑制L型复材零件回弹变形的模具型面补偿方法:CN115146503A[P]. 2022-10-04.
- HE Liang, XU Xiaowei, WANG Xiaokai, et al. A mold surface compensation method for inhibiting springback deformation of L-shaped composite material parts:CN115146503A[P]. 2022-10-04.
- [19] 杨智勇, 左小彪, 范春浩, 等. 典型复合材料结构固化变形仿真预测与控制验证[J]. *宇航材料工艺*, 2024, 54(2):54–61.
- YANG Zhiyong, ZUO Xiaobiao, FAN Chunhao, et al. Simulation prediction and control verification of curing deformation on typical composite structure[J]. *Aerospace Materials & Technology*, 2024, 54(2):54–61.
- [20] 鲍益东, 张恒, 张会杰, 等. 复合材料成型模具补偿及构件自适应调整方法研究[J]. *复合材料科学与工程*, 2023(11):49–57.
- BAO Yidong, ZHANG Heng, ZHANG Huijie, et al. Research on composite material forming mould compensation and component adaptive adjustment method[J]. *Composites Science and Engineering*, 2023(11):49–57.
- [21] 张永亮, 姜杰凤, 毕运波. 飞机确定性装配技术及应用[J]. *航空制造技术*, 2022, 65(18):38–45, 62.
- ZHANG Yongliang, JIANG Jiefeng, BI Yunbo. Aircraft determinate assembly technology and its application[J]. *Aeronautical Manufacturing Technology*, 2022, 65(18):38–45, 62.
- [22] 张勇德, 王青, 杨伟峰. 基于关键测量特征的机翼对接容差分配[J]. *工程设计学报*, 2022, 29(3):300–308.
- ZHANG Yongde, WANG Qing, YANG Weifeng. Wing docking tolerance allocation based on key measurement features[J]. *Chinese Journal of Engineering Design*, 2022, 29(3):300–308.
- [23] LUPULEAC S, SHINDER J, PETUKHOVA M, et al. Nonlinear tolerancing: Variation simulation for multi-station assembly with compliant parts[J]. *The International Journal of Advanced Manufacturing Technology*, 2025, 136(3): 961 – 981. DOI: 10.1007/

- S00170-024-14884-Y.
- [24] 杨浩然, 安鲁陵, 黎雪婷. 飞机结构中柔性件装配偏差分析与控制研究进展[J]. 航空制造技术, 2021, 64(4):30-37.
- YANG Haoran, AN Luling, LI Xueting. Research progress on analysis and control of assembly deviation of flexible parts in aircraft structures[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2021, 64(4):30-37.
- [25] 李东升, 杨应科, 翟雨农, 等. 民用飞机复合材料机身壁板装配协调形性调控技术研究[J]. 复合材料学报, 2022, 39(9):4 310-4 318.
- LI Dongsheng, YANG Yingke, ZHAI Yunong, et al. Research on shape and force control technology for commercial aircraft CFRP fuselage panel assembly[J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2022, 39(9):4 310-4 318.
- [26] 孟庆勋, 徐贺, 张辉, 等. CFRP壁板螺栓填隙补偿连接过程变形及局部应力分析[J]. 航空制造技术, 2024, 67(16):130-137.
- MENG Qingxun, XU He, ZHANG Hui, et al. Analysis of deformation and localized stress during gap compensation joining process of CFRP panel bolting[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2024, 67(16):130-137.
- [27] ELISEEV A, LUPULEAC S, SHINDER J, et al. Modeling and analysis of hybrid bonded-bolted joining in large-scale aircraft assembly[J]. The International Journal of Advanced Manufacturing Technology, 2024, 135(11): 5 715 - 5 731. DOI: 10.1007/S00170-024-14839-3.
- [28] 李国琛, 王强, 钟贵勇, 等. 装配公差对结构疲劳可靠性寿命的影响[J]. 航空科学技术, 2022, 33(3):106-110.
- LI Guochen, WANG Qiang, ZHONG Guiyong, et al. Influence of assembly tolerance on fatigue reliability life of aircraft structures [J]. Aeronautical Science and Technology, 2022, 33(3):106-110.
- [29] 郭飞燕, 闫群, 张永亮, 等. 飞机复材结构几何-物理装配状态对服役性能的影响[J]. 航空学报, 2025, 46(12):27-60.
- GUO Feiyan, YAN Qun, ZHANG Yongliang, et al. Influence of assembly geometric and physical properties of aircraft composite structure on service performance[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2025, 46(12):27-60.

(上接第 146 页)

- [25] 礼嵩明, 杨胜书, 刘雨舜, 等. 曲面功能复合材料结构电磁性能分析与优化[J]. 复合材料科学与工程, 2026(2):85-91.
- LI Songming, YANG Shengshu, LIU Yushun, et al. Electromagnetic performance analysis and optimization of curved functionally composite material structures[J]. Composites Science and Engineering, 2026(2):85-91.
- [26] 丁学刚, 杨利鑫, 李彦斌, 等. 蜂窝夹芯吸波/透波结构的力热电性能匹配设计[J]. 机械工程学报, 2026, 62(4):342-354.
- DING Xuegang, YANG Lixin, LI Yanbin, et al. Matching design of mechanical-thermal-electromagnetic of honeycomb sandwich absorptive/transmissive structure[J]. Journal of Mechanical Engineering, 2026, 62(4):342-354.
- [27] 吴明忠, 刘怀忠. 雷达吸波材料的吸波性能预测[J]. 上海航天, 1998(1):21-24, 33.
- WU Mingzhong, LIU Huaizhong. Prediction of absorbing properties of radar absorbing materials[J]. Aerospace Shanghai, 1998(1): 21-24, 33.
- [28] 赵振声, 吴明忠, 何华辉. 雷达吸波材料对斜入射电磁波的反射[J]. 华中理工大学学报, 1998(4):36-38.
- ZHAO Zhensheng, WU Mingzhong, HE Huahui. The reflection of obliquely incident electromagnetic wave to radar absorbing material[J]. Journal of Huazhong University of Science and Technology, 1998(4):36-38.
- [29] 曹群生. 雷达天线罩理论基础和电性能工程设计[M]. 北京: 科学出版社, 2025.
- CAO Qunsheng. Theoretical basis and electrical performance engineering design of radome[M]. Beijing: Science Press, 2025.