

飞机复合材料结构少无应力装配方法研究与应用进展*

李东升, 翟雨农, 李小强

(北京航空航天大学机械工程及自动化学院, 北京 100191)

[摘要] 随着复合材料在新一代飞机机体上用量的大幅增加和应用范围的不断扩大, 复合材料结构对装配质量和装配方法提出了更高的要求。系统总结、详细阐述了近年来飞机复合材料结构少无应力装配方法的国内外研究进展和应用情况, 指出了国内在飞机复合材料结构装配应力控制技术方面的不足与差距以及未来的研究与应用发展方向。

关键词: 新一代飞机; 复合材料结构; 少无应力装配

DOI: 10.16080/j.issn1671-833x.2017.09.030



李东升

北京航空航天大学教授、博士生导师, 长期从事飞机制造工艺与装备、精密/超精密成形制造方面的教学科研工作。主持完成了国家自然科学基金、国家 863、国防预研、企业合作项目等 40 余项; 获国家科技进步二等奖 1 项, 国防科学技术一等奖 2 项、二等奖 1 项, 国家发明专利 20 余项。发表 SCI/EI 论文 50 余篇, 出版教材专著 2 部。

新一代飞机要减轻结构质量、提高结构寿命、降低制造成本, 必须采用高性能、长寿命、低成本的机体材料和结构。由于复合材料比强度、比刚度高, 且具有优异的疲劳性能和耐介质腐蚀性能, 以及独特的力学性能可设计性^[1], 因此, 在新一代飞机机体结构(如机体壁板、翼梁、翼肋等)设计中大量采用复合材料。新一代大型客机波音 787 和空客 A350XWB 的全机复合材料用量均达到 50%; 新一代战斗机 F22、F35 的复合材料用量分别达到 26%、36%。

复合材料构件由多层材料铺叠而成, 属于各向异性突出的非均质材料, 其脆性强, 耐冲击性、耐压性较差, 外力作用下易分层^[1], 且其层间应力分布状况直接影响其寿命和可靠性。因此, 相比金属机体, 复合材料机体对装配方法提出了新的要求: 在保证装配准确度的同时, 要严格控制结构的装配应力水平。

在此背景下, 从提高飞机产品的核心竞争力出发, 国内外的飞机制造

商和研究学者提出了面向飞机复合材料结构装配应力控制的少无应力装配方法, 其主要思路包括精益化工艺补偿、基于力控制的装配策略以及基于数值仿真的装配应力评价与优化, 从而控制并消除复合材料构件的装配应力, 提高复合材料构件的结构强度和疲劳寿命, 进而提升新一代飞机产品的安全性和可靠性。

精益化工艺补偿

由于零件外形制造误差、工装定位误差等因素, 在飞机装配中, 零件之间或零件与工装间的配合特征会出现形状、尺寸不协调的状况, 如配合面间隙(或干涉)、配合孔轴线不协调等。为避免零件强迫装配产生装配应力, 工艺员通常采取适当的工艺补偿措施, 对配合特征几何不协调进行修正, 如施加垫片补偿间隙、打磨(或锉修)干涉零件、孔精加工等。

一直以来, 工艺补偿主要依赖工艺员手工作业, 这不仅导致工艺修正的质量难以保证, 影响装配应力的控

* 基金项目: 国家自然科学基金项目(51205014); 航空科学基金项目(2015ZE51056)。

制效果,还导致产品装配周期长、生产成本低。新一代飞机机体结构广泛采用复合材料构件,相比金属构件,其外形几何尺寸波动更大,装配中更易出现配合特征不协调现象,依赖手工作业已难以满足其工艺补偿需求。近年来空客等飞机制造商已开始探索高效、精准、自动化的精益工艺补偿技术。

针对 A350 复合材料机翼壁板装配,空客公司首先利用数字化测量设备快速、精确地获取机翼壁板与翼肋的配合面外形数据,并拟合配合面间隙和干涉的三维形状数据(见图 1);然后根据间隙和干涉的形状数据生成柔性机器人末端执行器的运动轨迹(见图 2);最后利用装有增材制造末端执行器(见图 3)的柔性机器人在零件表面对应间隙处自动精确地施加垫片,如图 4(a)所示,同时利用装有铣削刀具的柔性机器人在零件表面对应干涉处进行自动铣削,如图 4(b)所示。通过采用精益化工艺补偿技术,空客大幅提升了

A350 复合材料机翼壁板装配的工艺修正质量,进而保证了装配应力的控制效果,同时显著缩减了工艺成本和周期。

目前国内各主机厂还是采用手工作业方式进行工艺补偿。例如在某型飞机复合材料尾翼壁板与翼盒骨架装配连接过程中,工人手持实物模拟量具在壁板与翼盒骨架的连接处依次进行测量并手工记录,然后再手工施加垫片对装配间隙进行补偿。整个工艺过程费时费力,且工艺质量难以保证,导致壁板装配应力控制效果较差。

基于力控制的装配策略

基于力控制的装配策略是指在装配过程中通过限制零件所受的装配力值来控制零件的装配应力。限制装配力的方式包括主动控制式和被动可调式两类。

主动控制式:根据工艺规范规定的装配力限值,工艺员在装配过程中主动控制施加于零件上的装配力

值,如通过“双二指规则”^[2]或利用限力弹簧夹施加消除间隙和干涉的压紧力、通过定力扳手施加螺栓拧紧力等。图 5 为在复合材料机翼壁板装配过程中采用限力弹簧限制施加于壁板的压紧力。当零件装配力达到限值但其工艺状态仍不符合要求时,工艺员则采取前述工艺补偿措施。

被动可调式:通过在柔性工装中增加力传感检测元件,利用检测元件实时监测一些主承力结构件上的装配力变化,通过调整柔性工装来确保构件的装配力不超过预设限值,实现主承力构件的少(无)应力装配。

目前,国内外的飞机制造商已广泛采用力传感元件来监测构件的装配力,如图 6 所示为在机身大部件对接中采用的柔性对接工装 POGO 柱,在各 POGO 柱支撑处均装有力传感器,用于实时监测对接过程中机身部件装配力的情况。但当装配力接近或达到限值时,工艺员主要依赖工艺补偿措施进行调整。如何利用柔性工装的实时自动调整实现对构件装

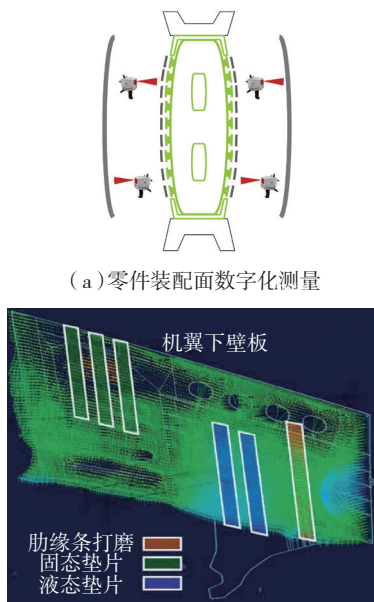


图1 机翼壁板-翼肋配合面形状数字化测量与评估

Fig.1 Digital measurement and assessment on the shape of assembly interface between wing panel and ribs

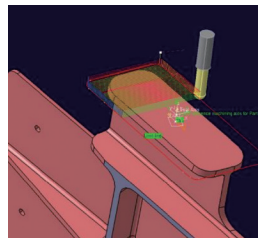


图2 柔性机器人运动轨迹生成
Fig.2 Movement trail generation for flexible robots

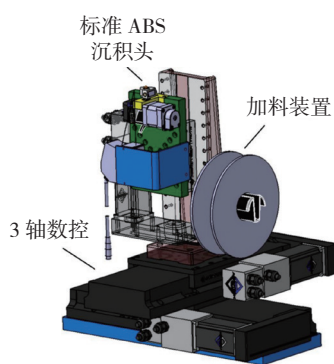
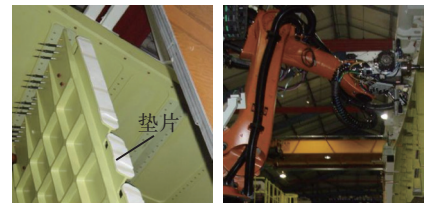


图3 垫片增材制造末端执行器
Fig.3 End effector for additive manufacturing shimming



(a)在翼肋缘条处施加的垫片 (b)按设定轨迹打磨翼肋缘条
图4 柔性机器人在零件对应位置自动施加垫片和铣削干涉

Fig.4 Robotic shimming and fettling on the parts

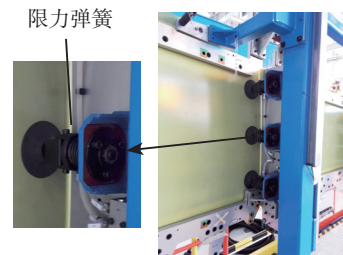


图5 装有限力弹簧的复合材料机翼壁板装配工装

Fig.5 Composite wing panel assembly tooling loaded force limiting springs

配力的自适应控制,目前尚处于研究阶段。

瑞典林雪平大学的 Jonsson^[3-4]为实现零件最优装配定位——满足装配准确度要求且总体装配协调误差最小,提出了一种基于力控制的零件柔性定位方法,并在实验室环境下开展了翼肋装配定位试验,如图7所示。其首先在 Matlab 环境下建立了翼肋与工装各定位夹持元件(见图8)之间的接触顺序状态流模型,柔性机器人根据状态流模型中的指令内容进行运动。试验过程中,翼肋通过辅助夹具连接在柔性机器人的末端执行器上。在柔性机器人的末端执行器上装有6向力传感器,可将翼肋的装配力和扭矩数据实时反馈给机器人控制器。当装配力和扭矩达到限值时,控制器触发状态流模型中的动作指令并驱动末端执行器运动,如图9所示。通过多步迭代和一次搜索,机器人即可搜寻并到达最优装配位置。

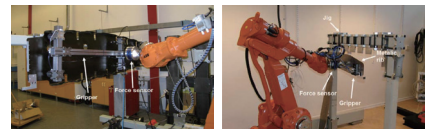
北京航空航天的王亮^[5]等面向军机机身部件装配,提出了一种自适应无应力装配理论和方法,如图10所示。首先通过将精密力传感检测元件集成至自动化柔性工装,形成一种可根据装配力变化进行自动调整的自适应工装;然后在自适应工装定位构件时,依靠工装的自适应功能来减小或消除构件的强迫装配变形,从而减小甚至消除构件的装配应力。为保证构件的装配准确度,实现自适应装配,必须具备几个条件:(1)

零件的制造精度符合制造要求;(2)工装的自适应调整必须在装配容差允许的范围; (3)具有自适应功能的柔性工装。

王亮^[5]基于自适应无应力装配理论和方法,研制了一种面向某型机后机身装配的模块化自适应装配单元(见图11),实现了军机机身部件自适应无应力装配(见图12)。武峰峰^[6]在此基础上,提出了基于直接力控制策略的壁板压紧程度确定方法,优化了壁板压紧力。

由上可知,采用基于力控制的装配策略限制构件装配应力,需首先给出零件的装配力限值。

对于各向同性的金属零件,其强



(a) 复合材料翼肋 (b) 金属翼肋

图7 基于力控制的翼肋装配定位试验
Fig.7 Positioning experiment based on force-control for rib assembly

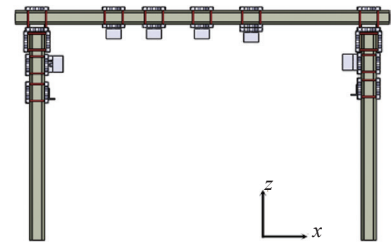


图8 翼肋装配型架及其定位夹具
Fig.8 Jig and positioning fixtures for rib assembly

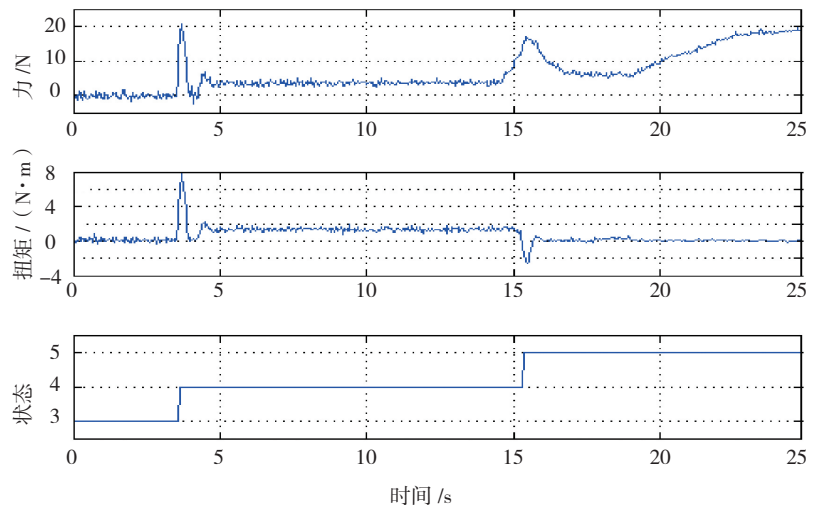
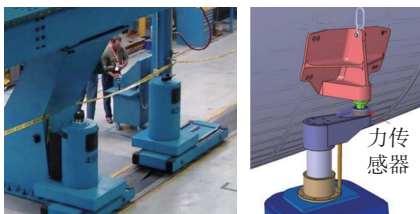


图9 翼肋装配定位状态监测

Fig.9 State monitoring for rib positioning



(a) 机身对接柔性 POGO 柱 (b) POGO 柱力传感器

图6 机身大部件对接柔性工装采用的力传感器
Fig.6 Force sensors in flexible toolings for large aircraft components mating assembly

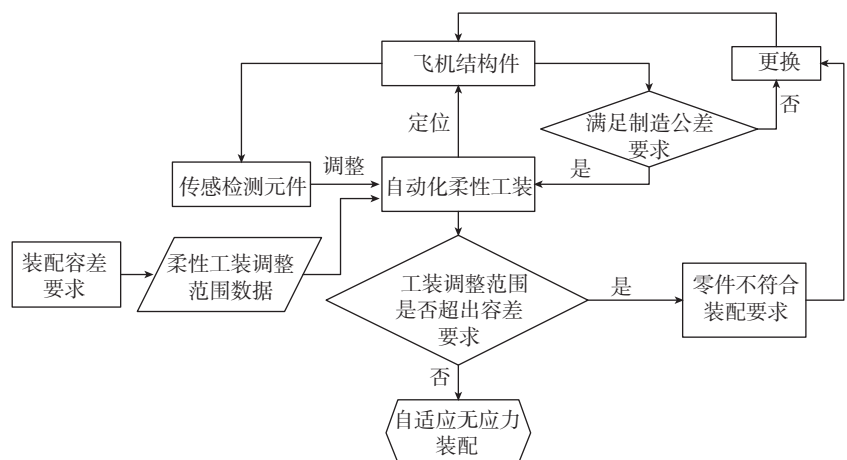


图10 自适应无应力装配技术内涵

Fig.10 Principle of self-adaptation and stress-less assembly technology

度和疲劳寿命取决于最大主应力,其中残余压应力可提高零件的疲劳强度,而残余拉应力会降低零件的疲劳强度。因此,金属零件的装配力限值通常根据其许可装配残余拉应力计算得出。国外飞机制造商如波音公司,对不同金属材料规定了允许的总残余拉应力,而强迫装配产生的残余拉应力应控制在总残余拉应力的40%以内,如屈服应力为273MPa的铝合金,板料零件中的总残余拉应力应在85~100MPa以下,装配残余拉应力则应控制在34~40MPa以下^[2]。

对于各向异性的复合材料零件,其强度和疲劳寿命取决于材料主方向的应力——正应力 σ_{11} 、 σ_{22} 、 σ_{33} 和剪应力 τ_{23} 、 τ_{31} 、 τ_{12} ;其损伤机理复杂——包括纤维拉伸失效、纤维压缩失效、基体内失效、基体外失效(分层)以及纤维—基体剪切失效,是各应力综合作用的结果。因此,相比金属零件,复合材料零件装配力限值的确定更复杂、难度更大。表1所示为目前国内外主要飞机制造商规定的复合材料零件装配压紧力限值。但可能出于技术保密等原因,国外有关飞机复合材料零件装配力限值的具体研究细节和详细工艺资料均未见诸报道。

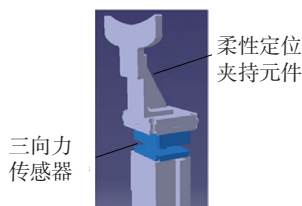


图11 模块化自适应装配单元
Fig.11 Modularized self-adaption assembly unit



图12 某型机后机身装配现场
Fig.12 Assembly scene for the rear fuselage

表1 复合材料零件装配压紧力限值

飞机制造商	装配压紧力
美国波音	10磅/英尺
国内主机厂A	45N
国内主机厂B	50N

国内各主机厂多年来一直缺乏对零件(包括金属零件和复合材料零件)装配力限值的自主探索研究,主要通过参照国外制造商的规范来指导实际生产(见表1),但由于缺乏这方面的资料,目前各主机厂关于零件装配力限值的工艺规范还很不完善。另外,目前国内尚无学者针对飞机构件装配力限值开展研究。

基于数值仿真的装配应力评价与优化

飞机结构的装配应力成因复杂、影响因素多。近年来国外学者从飞机结构装配应力的成因和影响因素层面出发,探索研究基于数值仿真的装配应力评价与优化方法。其主要思路是借助有限元仿真,通过建立构件装配应力与各影响因素之间的数值响应关系,揭示构件装配应力的形成机理及其随各影响因素的变化规律,进而通过评价和优化产品与工艺设计,及早预防和控制构件的装配应力。

针对复合材料“帽”型长桁与铝合金蒙皮的装配(见图13),澳大利亚科廷大学的Dong等^[7]通过一系列参数化有限元模拟试验,基于响应面法建立了复合材料“帽”型长桁固化成形回弹角偏差(见图14)与其装配残余应力(Mises应力)的回归响应模型,并利用蒙特卡罗统计分析获得了装配残余应力的统计分布情况,如图15所示。

针对复合材料翼肋装配,瑞典查尔姆斯理工大学的Söderberg等^[8]基于平面应力假设,采用影响系数法建立了零件制造偏差、夹具定位偏差与复合材料翼肋装配应力之间的数值

响应模型,进而利用蒙特卡罗统计分析获得了翼肋装配应力的统计分布情况,并结合Tsai-Hill失效准则对翼肋装配应力水平进行了表征,如图

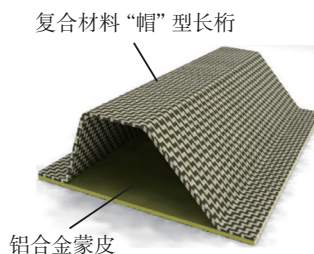


图13 复材“帽”型长桁与铝蒙皮装配
Fig.13 Assembly of composite stringer and aluminum skin

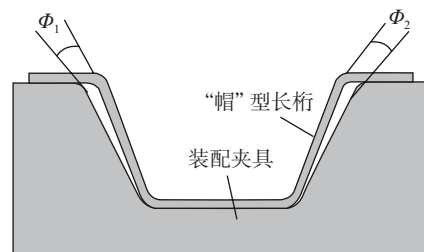


图14 “帽”型长桁固化成形回弹偏差
Fig.14 Springback deviation of composite stringer coming from curing process

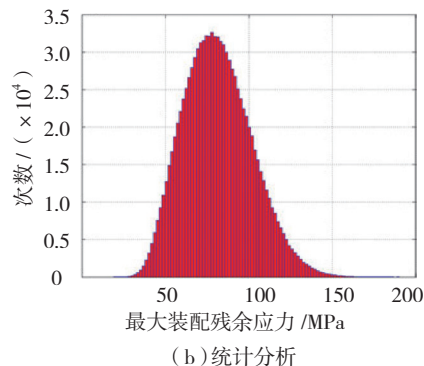
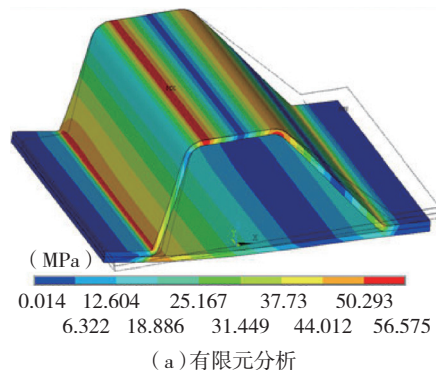


图15 复合材料“帽”型长桁装配残余应力(Mises应力)分析
Fig.15 Assembly residual stress analysis of composite stringer

16 所示。

目前国内尚无学者开展基于数值仿真的装配应力评价与优化研究。

综上所述,国内外学者针对飞机复合材料结构装配应力的控制提出了多种研究思路。其中,精益化工艺补偿、基于力控制的装配策略均是在下游装配过程中根据构件的实际装配工艺状态对其装配应力进行控制,属于工艺措施范畴;基于数值仿真的装配应力评价与优化是在上游产品设计过程中通过优化产品设计与

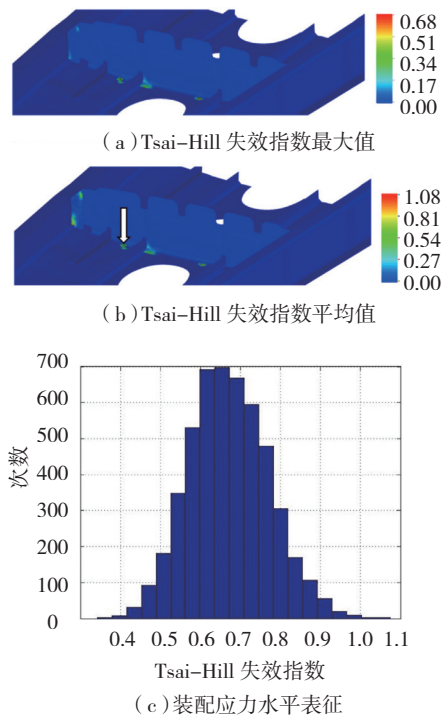


图16 复合材料翼肋装配应力水平分析
Fig.16 Assembly stress analysis of composite rib

工艺对构件装配应力进行控制,属于设计分析方法范畴。

结束语

我国在飞机复合材料构件制造装配方面的理论研究基础薄弱、工艺技术水平较低,缺乏对复合材料结构装配理论和方法的研究与应用。在已有型号的研制中,各主机厂对复合材料结构装配应力的控制多依赖设计和工程经验,或参照国外飞机生产厂商的工艺规范,缺乏自主的理论与方法研究,这导致复合材料结构的装配质量难以满足新一代飞机长寿命、高可靠性的装配要求,更难以适应复合材料结构、性能多样化的特点,严重制约了我国新机的快速研制和复合材料结构的广泛应用。

目前在我国新一代飞机机体结构中,复合材料的应用还主要限于翼面类结构,按照设计规划,后续还将大幅应用于机身部件。立足当前国内航空工业复合材料应用现状,开展飞机复合材料结构少无应力装配理论和方法的研究,对提升我国当前型号研制中复合材料结构的装配质量,进一步推动复合材料在机身部件上的应用,为国内新一代飞机自主研制提供复合材料结构装配制造方面的理论与技术支撑及基础数据,都具有重要的现实意义和研究价值。

参考文献

[1] 牛春匀,程小全,张纪奎.实用飞机

复合材料结构与制造[M].北京:航空工业出版社,2010.

NIU Chunyun, CHENG Xiaoquan, ZHANG Jikui. Composite airframe structures: practical design and manufacture information[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2010.

[2] 程宝蓁.飞机制造协调准确度与容差分配[M].北京:航空工业出版社,1987.

CHENG Baoqu. Coordination accuracy and tolerance allocation of aircraft manufacturing[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 1987.

[3] JONSSON M, MURRAY T, ROBERTSSON A, et al. Force feedback for assembly of aircraft structures[D]. SAE Technical Paper, 2010.

[4] JONSSON M. On manufacturing technology as an enabler of flexibility: affordable reconfigurable tooling and force-controlled robotics[D]. Sweden: Linköping University, 2013.

[5] 王亮.飞机数字化装配柔性工装技术及系统研究[D].北京:北京航空航天大学,2010.

WANG Liang. Study on flexible tooling techniques and system for aircraft digital assembly[D]. Beijing: Beihang University, 2010.

[6] WU F F, LI D S, DU B R. Optimal assembly of a skin panel onto the fuselage framework based on force control technology[J]. ARCHIVE Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part E: Journal of Process Mechanical Engineering, 2015.

[7] DONG C, KANG L. Deformation and stress of a composite-metal assembly[J]. The International Journal of Advanced Manufacturing Technology, 2012, 61(9-12): 1035-1042.

[8] SÖDERBERG R, WÄRMEFJORD K, LINDKVIST L. Variation simulation of stress during assembly of composite parts[J]. CIRP Annals-Manufacturing Technology, 2015, 64(1): 17-20.

通讯作者:李东升, E-mail: lidongs@buaa.edu.cn。

Research and Application Advances of Stress-Less Assembly Methods for Composite Airframe

LI Dongsheng, ZHAI Yunong, LI Xiaoqiang

(School of Mechanical Engineering & Automation, Beihang University, Beijing 100191, China)

[ABSTRACT] With increasing of the application amount and range of composite in the new generation airframe, composite structures put forward higher demands on assembly quality and methods. The research and application of stress-less assembly methods for composite airframe are systematically summarized and elaborated. The shortcomings & gaps, as well as development direction of assembly stress control technology for composite airframe in domestic are pointed out.

Keywords: New generation airplane; Composite structure; Stress-less assembly

(责编 玲犀)