

大型复合材料机身壁板调姿定位与真空吸附柔性工装设计

巴晓甫, 闫喜强, 郝 巨, 杨晓锋, 王亚星, 薛永宁

(航空工业西安飞机工业(集团)有限责任公司制造工程部, 西安 710089)

[摘要] 针对大型复合材料机身壁板需要调姿定位和无损夹持的问题, 提出基于混联调姿和真空吸附的柔性工装结构方案。在对复合材料壁板调姿定位工艺流程和真空吸附工艺流程分析基础上, 设计一种集成了串联式的 X 向和 Y 向十字滑台、并联式的 Z 向和 B 角调整模块、真空吸附和 A 角自适应调节的柔性工装结构, 并通过柔性工装试验件进行了功能试验。试验结果表明: 调姿定位和真空吸附柔性工装调姿平稳、定位准确、真空吸附安全可靠, 满足调姿定位和无损夹持功能要求。

关键词: 复合材料; 机身壁板; 调姿定位; 真空吸附; 柔性工装

DOI:10.16080/j.issn1671-833x.2018.13.042



巴晓甫

硕士、高级工程师, 航空工业西安飞机工业(集团)有限责任公司制造工程部技术装备设计所主管设计师, 主要从事飞机数字化装配、控制算法、气动控制、工装有限元分析等方面的研究设计工作。

碳纤维复合材料具有比强度高、比模量高、可设计性强等优点^[1-2]。在航空航天领域中应用广泛, 已发展成为继铝、钢、钛之后的第 4 大航空航天结构材料^[3]。在飞机制造过程中, 增加复合材料的应用是一种发展趋势^[4]。

我国 C919 客机在平尾、垂尾、后机身、后压力球面框等结构上使用了复合材料, 整个复合材料用量占机体总重量的 15%, 其中大部分为加筋壁板结构^[5]。空客 A380 复合材料用量占机体重量的 25%, 波音 787 复合材料用量占机体重量的 50%, 空客 A350 飞机上复合材料用量占机体重量的 52%, 复合材料在机体结构上的应用以年均 9% 的速率增长^[6-7]。

对飞机部件调姿、定位、夹持等装配工艺而言, 无论是复合材料部件还是金属材料部件, 飞机装配是飞机制造环节中极其重要的一环, 在很大程度上决定了飞机的最终质量、制

造成本和周期, 是整个飞机制造的龙头、关键和核心^[8-9]。空客 A380 在数字化装配技术中提出了自动装配技术、先进定位技术和通用无定位件柔性装配技术 3 类关键技术, 从而使飞机生产周期缩短 60%, 制造时数减少 50%, 工作量减少 50%^[10-11]。

某飞机是我国研制的一种大型飞机, 该大型飞机大量应用复合材料, 其中包括大型复合材料机身壁板, 因此, 有必要对大型复合材料机身壁板的具有调姿定位和真空吸附功能的柔性工装进行研究。

大型复合材料机身壁板结构

机身段一般由上蒙皮壁板、下蒙皮壁板、左侧蒙皮壁板、右侧蒙皮壁板和地板组成, 如图 1 所示。

本文研究对象为复合材料机身壁板, 其结构特点为: 大开口圆弧状结构, 主要由蒙皮壁板(含纵向长桁)、框、登机门及其他连接件组成,

复合材料蒙皮壁板如图 2 所示。

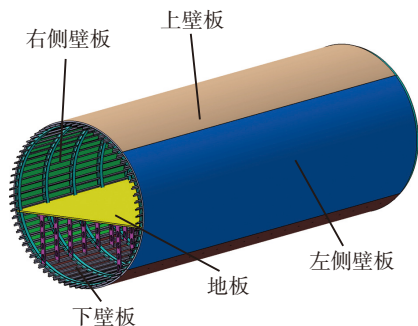


图1 机身段示意图

Fig.1 Fuselage section diagram

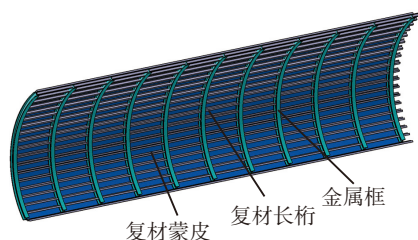


图2 复合材料壁板

Fig.2 Composite material panel

壁板装配工艺流程

大型复合材料蒙皮壁板装配工艺流程包括复合材料壁板调姿定位工艺流程、真空吸附工艺流程两个部分,其中调姿定位是对处于随机状态的复合材料壁板进行位姿调整,使位姿调整到符合技术要求的状态,真空吸附是工装末端机构对复合材料壁板的无损夹持方式。

1 调姿定位工艺流程

大型复合材料蒙皮壁板在装配系统和装配环节中调姿定位工艺流程(含产品在工装的上架与下架)主

要包含:

(1)用调姿定位工装边缘定位挡件对脱模工装上的复合材料蒙皮壁板(含长桁)定位。

(2)用调姿定位工装从脱模工装上吸附复合材料蒙皮壁板(含长桁),蒙皮壁板在工装上被吸附夹紧。

(3)根据蒙皮壁板实际航向位置与目标航向位置的偏差,主动调整蒙皮壁板 X 向坐标值(飞机航向方向)。

(4)根据蒙皮壁板实际展向位置与目标展向位置的偏差,主动调整蒙皮壁板 Y 向坐标值(飞机展向方向)。

(5)根据蒙皮壁板实际高低位置与目标高低位置的偏差,主动调整蒙皮壁板 Z 向坐标值(飞机高低方向)。

(6)根据蒙皮壁板实际俯仰姿态与目标俯仰姿态的偏差,主动调整蒙皮壁板 B 角坐标值(飞机俯仰方向)。

(7)根据蒙皮壁板实际横滚姿态与目标横滚姿态的偏差,自适应被动调整蒙皮壁板 A 角坐标值(飞机横滚方向)。

(8)蒙皮壁板位姿调整到位后,就可以进行后续的制孔和连接等工作。

图 3 为蒙皮壁板调姿定位工艺流程图。

2 真空吸附工艺流程

大型复合材料蒙皮壁板在真空吸附夹具(真空吸附夹具是调姿定位

工装的末端工具)上的工艺流程:

(1)真空吸附夹具上蒙皮边缘挡件与蒙皮壁板边缘贴合,使蒙皮壁板的上下左右位置在真空吸附夹具上定位。

(2)在蒙皮壁板外形方向,真空吸附夹具的点阵式吸盘与蒙皮壁板外形接近、接触,使蒙皮壁板外形与真空吸附夹具内形贴合。

(3)启动真空吸附开关,使蒙皮壁板与真空吸附夹具产生吸附力。

调姿定位与真空吸附柔性工装设计

本文研究的柔性工装主要包括调姿定位结构和真空吸附结构两部分。调姿定位结构主要包括 XY 串联式十字滑台、 Z 向和 B 角并联式运动模块两部分;真空吸附结构主要包括吸附装置和 A 角自适应调整模块两部分。通过 4 个坐标轴的主动调姿和一个坐标轴的自适应被动调整,实现大型复合材料蒙皮壁板的空位姿调整。

1 XY 串联式十字滑台设计

XY 串联式十字滑台由底板、 X 向滑台、 Y 向滑台、 X 向直线导轨、 X 向齿轮齿条、 Y 向直线导轨、 Y 向滚珠丝杠、伺服电机、减速机等组成,结构形式如图 4 所示。

1.1 X 向滑台

X 向滑台长 15m,宽 3.5m,高 0.5m,采用平面框架结构形式,框架中主方钢截面尺寸为 300mm × 200mm × 12mm, X 向滑台结构重量约 10t,结构形式如图 5 所示。

X 向两导轨轴线间距 3.0m,每根导轨上配制 4 个滑块,两滑块间距约 6.0m,两导轨每 5m 长一段的平行度为 0.1mm、直线度 0.1mm。齿条轴线相对于导轨轴线每 5m 长一段的平行度为 0.1mm,直线度 0.1mm。

X 向全行程为 18m,移动速度为 0.5~3mm/s,采用 PLC 程序限位、电气触发限位、机械挡件限位 3 种限位

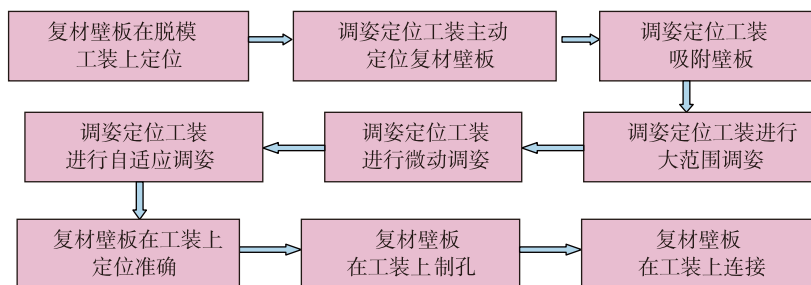


图3 蒙皮壁板调姿定位工艺流程

Fig.3 Process flow for position of the skin panel

方式防护运行安全。

1.2 Y向滑台

Y向滑台长 11.5m, 宽 4.2m, 高 4.7m, 采用立体框架结构形式, 框架中主方钢截面尺寸为 250mm × 200mm × 10mm, Y向滑台结构重量约 11t, 结构形式如图 6 所示。

Y向有 3 根平行导轨, 导轨轴线间距 4.5m, 每根导轨上配制 2 个滑块, 两滑块间距约 2.5m, 两导轨平行度为 0.1mm、直线度 0.1mm。滚珠丝杠轴线相对于导轨轴线的平行度为 0.1mm, 直线度 0.1mm。

Y向全行程为 1.5m, 移动速度和限位措施与 X向滑台相同。

2 Z向和 B角并联式运动模块设计

Z向和 B角并联式运动模块由 Z向和 B角集成式调姿机构、工作框架、伺服电机、减速机组成, 结构形式如图 7 所示。

集成式调姿机构与工作框架通过并联式的左右两点进行连接, 实现 Z向和 B角的调姿运动。并联机构其中一个连接点为 Z向主动和 B角自适应调姿机构, 另一个连接点为 Z向主动调姿机构, 两连接点的 Z轴传动轴线和驱动轴线均相互平行。

2.1 Z向主动和 B角自适应调姿机构

Z向主动和 B角自适应调姿机构由 Z向主动运动机构、X向自适应被动运动机构和转动关节组成, 结构形式如图 8 所示。Z向主动运动机构包含直线导轨、滚珠丝杠、伺服电机和减速机, 其中 Z向导轨实现主动导向, X向自适应被动运动机构包含直线导轨, 实现自适应导向, 转动关节的耳片端与调姿机构相连, 转动关节的叉子端与工装框架相连。

Z向有两根平行导轨, 导轨轴线间距 2.5m, 每根导轨上配制 2 个滑块, 两滑块间距约 1.2m, 两导轨平行度为 0.1mm、直线度 0.1mm。滚珠丝杠轴线相对于导轨轴线的平行度为 0.1mm, 直线度 0.1mm。

Z向主动运动行程为 2.6m, 移动

速度为 0.2~2mm/s, 采用 3 种限位方式保证运行安全: PLC 程序限位、电气触发限位、机械挡件限位。

2.2 Z向主动调姿机构

Z向主动调姿机构由 Z向主动运动机构和转动关节组成, 结构形式

如图 9 所示。Z向主动运动机构包含直线导轨、滚珠丝杠、伺服电机和减速机, 转动关节的耳片端与调姿机构相连, 转动关节的叉子端与工装框架相连。

Z向主动调姿机构的组成、几何

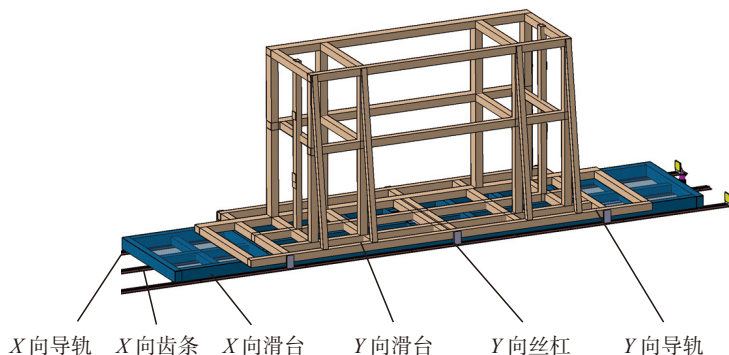


图4 XY串联式十字滑台

Fig.4 XY tandem cross sliding table

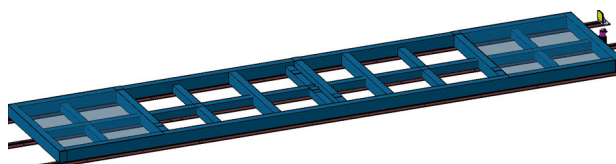


图5 X向滑台

Fig.5 X-direction sliding table

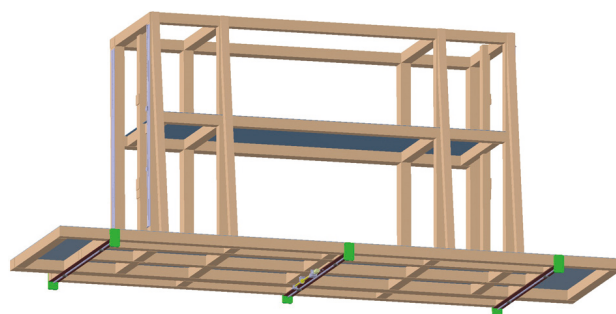


图6 Y向滑台

Fig.6 Y-direction sliding table

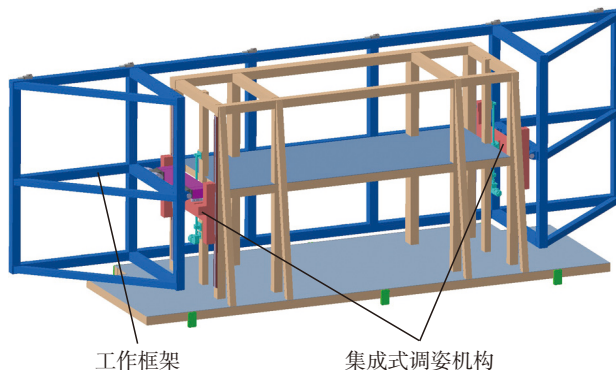


图7 Z向和B角并联式运动模块

Fig.7 Z-direction and B-angle parallel motion module

参数、运动参数与 Z 向主动和 B 角自适应调姿机构一样。

2.3 工作框架

工作框架外形呈“π”形状，中间窄、两端宽，两端宽的部位通过转动关节与 Z 向和 B 角并联式运动模块相连。

工作框架长 15m，高 3.0m，中间宽 0.3m，两端宽 4.5m。框架中主方钢截面尺寸为 200mm × 200mm × 10mm，结构重量约 5.5t，结构形式如图 10 所示。

3 真空吸附和 A 角自适应调整模块设计

真空吸附和 A 角自适应调整模

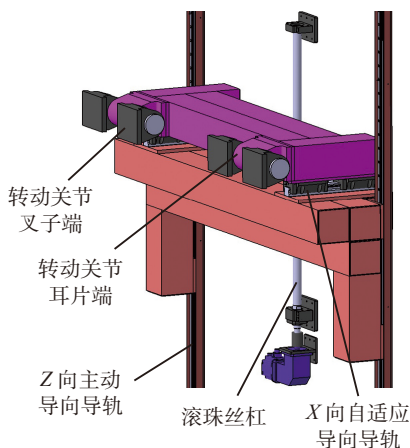


图8 Z向主动和B角自适应调姿机构
Fig.8 Z-direction active and B-angle adaptive adjustment mechanism

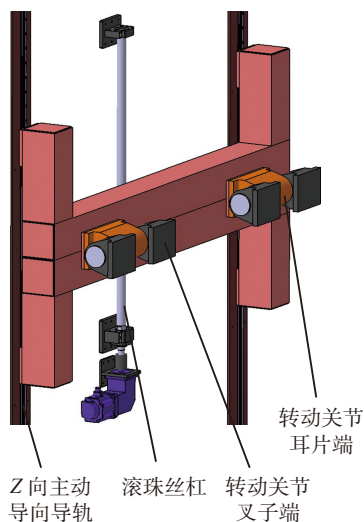


图9 Z向主动调姿机构
Fig.9 Z-direction active adjustment mechanism

块由吸附夹具、吸盘、真空发生器、电磁阀、止回阀、法向调节轴等组成，其中吸盘采用 6 × 6 行列点阵形式布局，并与复合材料壁板的曲面外形相贴合，结构形式如图 11 所示。

吸盘、弹簧与法向调节轴是吸附装置和 A 角自适应调整模块的结构核心，法向调节轴的输出端和吸盘的输入端相连，构成了既能吸附复合材料蒙皮壁板，又能自适应复合材料壁板变形的法向调节，结构形式如图 12 所示。

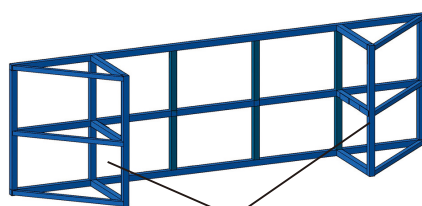


图10 工作框架
Fig.10 Working framework

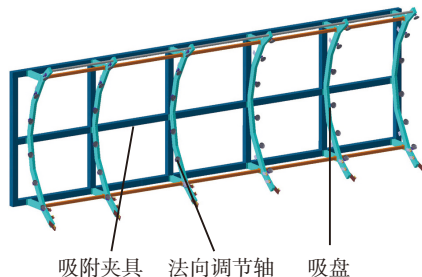


图11 真空吸附和A角自适应调整模块
Fig.11 Vacuum adsorption and A-angle adaptive adjustment module

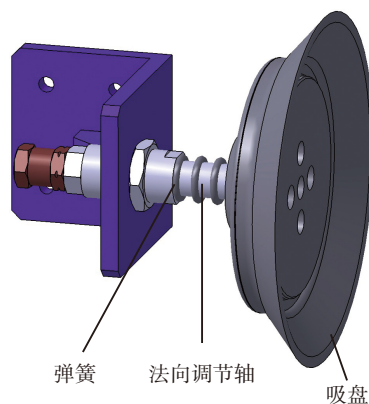


图12 吸盘和法向自适应调整模块
Fig.12 Adjustment module of vacuum adsorption and normal adaptation

吸附夹具长 15m，宽 2.0m，高 5.4m，设置 6 个站位列框，每个站位列框上按弧长均布 6 个吸盘，组成 6 × 6 行列点阵形式。吸盘选用施迈茨品牌的复合材料专用吸盘，吸盘直径为 200mm，在 60% 真空度下轴向吸附力约为 2000N，侧向吸附力约为 1200N；A 角自适应调整机构由直线滑动轴套和弹簧组成，直线滑动轴套实现在外载作用下的法向轴线点位调节，弹簧实现与外载力的平衡。滑动轴套的行程为 25mm，弹簧最大反弹力为 150N。

试验分析

为了验证大型复合材料蒙皮壁板调姿定位和真空吸附柔性工装的调姿效果和吸附效果，设计制造了一台小型的复合材料蒙皮壁板调姿定位和真空吸附柔性工装试验件，该工装试验件除了在长度方向取短外，其他都一样，如调姿自由度、吸盘个数和行列点阵形式等都没有变化，工装试验件如图 13 所示。

在柔性工装试验过程中，首先对调姿定位工装的末端进行位姿调整，使吸盘与壁板外形接触，然后启动真空吸附开关，使柔性工装末端完全吸附蒙皮壁板，再依据蒙皮壁板的目标位姿，依次主动调节 X、Y、Z、B 坐标，如果 A 角出现偏差，就使 Y 坐标进行小距离移动，通过 A 角的自适应调整消除偏差。

整个调姿和吸附试验过程用时约 0.5h，并得出如下结论：

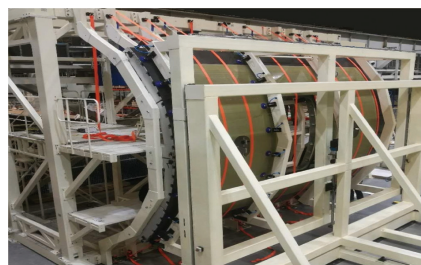


图13 调姿定位和真空吸附柔性工装试验件
Fig.13 Adjust position and vacuum adsorption flexible test tooling

- (1) 调姿运动分辨率高, 能实现小位移和小角度的调姿运动。
- (2) 调姿运动平稳, 无顿挫。
- (3) 吸附安全可靠, 满足复合材料蒙皮壁板的无损夹持。
- (4) A 角自适应调节灵活, 无卡顿现象。

结论

本研究针对大型复合材料机身壁板调姿定位和无损夹持的需求, 设计了一套具有混联式 4 坐标轴主动调节、1 坐标轴被动调节和真空吸附功能的柔性工装, 并对小型的调姿定位和真空吸附工装试验件进行了试验和分析。试验结果表明, 该工装设计方案可以满足大型复合材料壁板的无损夹持和位姿调整的要求。

参考文献

[1] 王汝敏. 聚合物基复合材料及工艺[M]. 北京: 科学技术出版社, 2011.

WANG Rumin. Polymer matrix composite materials and processes[M]. Beijing: Science and Technology Press, 2011.

[2] TILLMAN M S, HAYES B S,

SEFERIS J C. Influence of substrate adhesive resin compatibility on the fracture of composite bonds[C]//46th International SAMPE Symposium. Boca Raton: CRC Press, 2001.

[3] 魏洪峰. 大型飞机复合材料双曲面组件的装配[J]. 宇航材料工艺, 2012, 42(6): 97-99.

WEI Hongfeng. Assembly for large aircraft composite hyperboloid components[J]. Aerospace Materials & Technology, 2012, 42(6): 97-99.

[4] 陈致祥, 叶文华. 飞机复合材料部件装配调度算法研究[J]. 中国制造业信息化, 2012, 41(7): 1-4.

CHEN Zhixiang, YE Wenhua. The algorithm research on the assembly scheduling of aeronautical composite materials[J]. Manufacturing Information Engineering of China, 2012, 41(7): 1-4.

[5] 姜丽萍. C919 的制造技术特点及最新研制进展[J]. 航空制造技术, 2013, 56(22): 26-31.

JIANG Liping. The manufacturing technology features and latest development of the C919[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2013, 56(22): 26-31.

[6] 陈绍杰. 复合材料技术与大型飞机[J]. 航空学报, 2008, 29(3): 606-610.

CHEN Shaojie. Composite technology and large aircraft[J]. Acta Aeronautica et

Astronautica Sinica, 2008, 29(3): 606-610.

[7] BLACK S. Advanced materials for aircraft interiors[J]. High Performance Composites, 2006, 14(6): 24.

[8] 程宝渠. 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. Aircraft manufacturing coordination accuracy and tolerance allocation [M]. Beijing: Aviation Industry Press, 1987.

[9] 王云渤. 飞机装配工艺学[M]. 北京: 国防工业出版社, 1984.

WANG Yunbo. Aircraft assembly technology [J]. Beijing: Defense Industry Press, 1984.

[10] 邹方, 薛汉杰, 周万勇, 等. 飞机数字化柔性装配关键技术及其发展[J]. 航空制造技术, 2006, 49(9): 30-35.

ZOU Fang, XUE Hanjie, ZHOU Wanyong, et al. Key technology of aircraft digital flexible assembly and its discovery[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2006, 49(9): 30-35.

[11] 何胜强. 飞机数字化装配技术体系[J]. 航空制造技术, 2010, 53(23): 32-37.

HE Shengqiang. Digital assembly technology system of aircraft[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2010, 53(23): 32-37.

通讯作者: 巴晓甫, E-mail: baxiaofu@aliyun.com.

Design of Adjust Position and Vacuum Adsorption Flexible Tooling for Large Composite Material Fuselage Panel

BA Xiaofu, YAN Xiqiang, HAO Ju, YANG Xiaofeng, WANG Yaxing, XUE Yongning

(Department of Manufacturing Engineering, AVIC Xi'an Aircraft Industry (Group) Company Ltd., Xi'an 710089, China)

[ABSTRACT] In order to solve the problem of the positioning and nondestructive holding of the fuselage panel of the large composite material, the paper puts forward the flexible tooling structure scheme based on mixed joint positioning and vacuum adsorption. On the basis of the analysis of the position process and the vacuum adsorption process of composite materials panel, design a kind of integrated X axis and Y axis tandem cross sliding table, parallel connection of Z axis and B angle adjustment module, vacuum adsorption and A angle adaptive flexible tooling structure. And the function test results of flexible tooling test pieces show that the positioning and adsorption of the flexible tooling are stable and accurate, and the adsorption is safe and reliable, which satisfy the requirements of positioning and nondestructive clamping function.

Keywords: Composite material; Fuselage panel; Adjustment and positioning; Vacuum adsorption; Flexible tooling

(责编 铃兰)