

DOI:10.19344/j.cnki.issn1671-5276.2024.04.007

矫形力与垫片补偿对复合材料装配结构变形及螺栓夹紧力的影响

赵付山^{a,b}, 安鲁陵^{a,b}, 岳烜德^{a,b}, 张永明^{a,b}, 李雨霏^{a,b}

(南京航空航天大学 a. 机电学院; b. 江苏省精密与微细制造技术重点实验室, 江苏 南京 210016)

摘要:飞机复合材料构件成型精度较低进而导致装配间隙,可施加矫形力减小甚至消除间隙,若存在较大间隙需施加垫片进行补偿。以复合材料壁板为对象,通过试验的方法,观测壁板在矫形、螺栓连接以及撤矫形力过程的变形,以及矫形力撤出后螺栓夹紧力的变化。结果表明:壁板变形量随矫形力的增大而增大,相应垫片补偿尺寸减小,当矫形力达一定程度时,变形量趋于稳定;撤矫形力后,壁板回弹量随矫形力值近似呈线性关系,当矫形力达 150 N 时,最大回弹量为 0.117 mm,占装配间隙的 7.83%;撤矫形力后各区域螺栓夹紧力都有增加趋势,其中壁板与骨架存在间隙的区域,夹紧力增长相对明显,夹紧力变化最大为 50 N,增长率为 1%左右。

关键词:飞机装配;复合材料;矫形力;填隙补偿

中图分类号: V262.4 **文献标志码:** A **文章编号:** 1671-5276(2024)04-0042-06

Effect of Orthopedic Forces and Shim Compensation on Deformation of Composite Assembly Structure and Bolt Clamping Force

ZHAO Fushan^{a,b}, AN Luling^{a,b}, YUE Xuande^{a,b}, ZHANG Yongming^{a,b}, LI Yufei^{a,b}

(a. College of Mechanical and Electronic Engineering; b. Jiangsu Key Laboratory of Precision and Micro-manufacturing Technology, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: The assembly clearance caused by low accuracy of aircraft composite component formation can be reduced or even eliminated by applying a straightening force, and a larger gap can be compensated by applying a shim. Composite wall plate was taken as research subject to observe its deformation during the process of straightening, bolting and withdrawal of straightening force as well as the change of bolt clamping force after the withdrawal of straightening force by the test method. The results show that the deformation of the wall plate increases with the increase of the orthopedic force, the corresponding shim compensation size decreases, and when orthopedic forces reach a certain degree, the deformation tends to stabilize. After the withdrawal of the orthopedic force, the rebound of the wall plate assumes approximate linear relationship with the value of the orthopedic force, and when orthopedic forces reach 150 N, the maximum rebound is 0.117 mm, accounting for 7.83% of the assembly gap. After the withdrawal of the orthopedic force, the bolt clamping force in each area has a tendency to increase, among which, the region where the gap between the wall plate and the skeleton exists, the clamping force grows relatively obviously, and when the maximum change in clamping force is 50 N, the growth rate reaches around 1%.

Keywords: aircraft assembly; composite materials; orthopedic forces; gap-filling compensation

0 引言

在飞机制造领域,先进复合材料的应用日益广泛。相比于传统金属材料,复合材料具有比强度和比刚度高、抗冲击性能强、能大幅减少装配中使用的连接件数量、提升构件性能及工作寿命等优点^[1-3]。由于复材构件的固化过程难以控制,且回弹和翘曲较大,使得构件的尺寸和形状精度较低,导致装配时接合面容易产生不规则的间隙^[4-5],而对装配间隙处理的方式主要包括外力矫形和填隙补偿。当间隙较大时,外力强迫装配

会造成严重的装配变形,同时在复合材料构件中产生较大的装配应力,甚至分层损伤进而损坏构件^[6];若填隙补偿,随着补偿尺寸的增大,导致接头刚度和承载能力下降以及后期飞机服役时构件出现损伤的时间更早等^[7]。因此,可施加适当的矫形力对构件进行偏差调整,进而消除部分间隙,使构件装配既满足外形偏差要求又不会引入较大的装配应力,然后对仍存在的较大间隙进行垫片补偿,即矫形力与填隙补偿共同作用的方法对复合材料构件进行装配。

本文通过试验的方法,研究矫形力与垫片补

基金项目:国家自然科学基金项目(5197051852);江苏省精密与微细制造技术重点实验室基本科研业务重点项目(ZAA1400105)

第一作者简介:赵付山(1997—),男,河南周口人,硕士研究生,研究方向为飞机复合材料装配技术,2240239696@qq.com。

偿对复合材料结构装配变形和螺栓预紧力的影响。建立复材壁板装配模型,设计实验模拟壁板装配过程,通过比较不同矫形力大小对剩余间隙进行补偿的情况,分析壁板装配过程的变形,主要包括矫形、螺栓连接和撤矫形力过程以及矫形力撤出后螺栓夹紧力的变化,进而研究矫形力和垫片补偿共同作用对复材壁板装配变形和矫形力撤出后螺栓夹紧力变化的影响。

1 试验过程描述

以复材壁板的装配为例,其装配过程如图 1 所示。首先,通过工装对与壁板有装配关系的骨架进行定位,并以骨架为基准通过 DA 孔对壁板完成定位;然后,施加矫形力进行壁板变形控制;矫形完成后,对壁板与骨架之间的贴合面进行间隙检测,制作合适尺寸的垫片进行填隙补偿,并制孔连接;最后,撤出矫形力对复合材料壁板约束释放,完成装配。

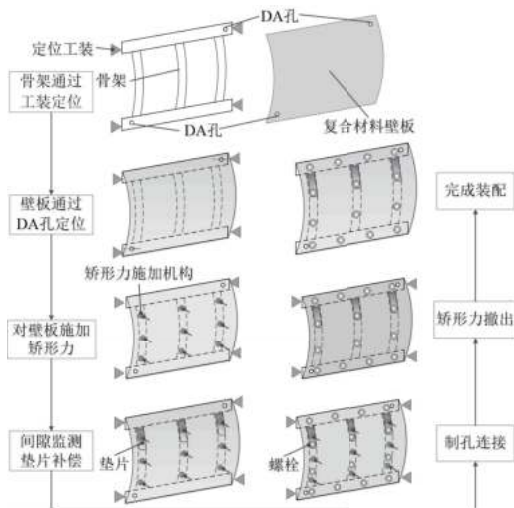


图 1 复合材料壁板装配流程图

2 试验研究

2.1 试样设计与试验平台设计

以飞机翼盒中复材壁板装配为例,翼盒主要由壁板、梁、肋 3 部分组成,其中壁板为复合材料层合板结构,梁和肋构成翼盒骨架,构件之间通过螺栓进行连接。由于复合材料壁板制造和装配偏差的存在,壁板的下表面和肋缘条接触面会产生装配间隙,且间隙跨度大、分布面广。为便于研究间隙存在时复材壁板的装配,对研究模型进行简化,主要包括翼盒结构的等比缩减、装配构件结构特征的简化、壁板和翼肋缘条之间采用均匀间隙

等,如图 2 所示。

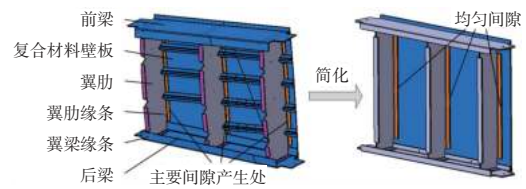


图 2 复合材料壁板装配结构及简化模型

复合材料壁板为 T300 碳纤维增强环氧树脂基复合材料,其铺层顺序为 $[+45/90/-45/0/90/0/-45/90/+45/-45]_s$,共铺叠 20 层,以中面对称铺层,单层名义厚度为 0.16 mm,设置梁、肋与壁板配钻的连接孔为等间距分布,间距为 80 mm,孔径为 5 mm,共 24 个连接孔,则壁板尺寸及连接孔编号如图 3 所示。

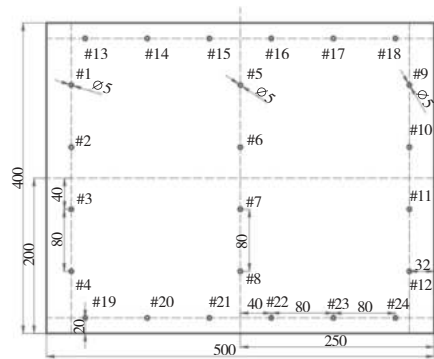


图 3 复合材料壁板尺寸图

试验基于简化后的复材壁板装配模型,根据壁板的定位夹紧工艺和矫形方式,设计专门的试验工装模拟壁板装配过程。试验装置由主体框架、梁定位器、壁板辅助定位器、矫形器和滑动定位板等部分组成,如图 4 所示。

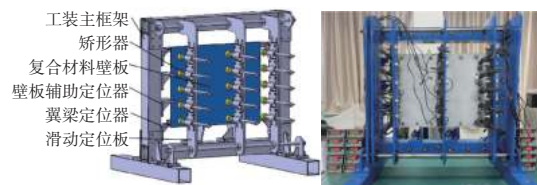


图 4 试验装置整体结构图与实物图

矫形器通过旋转压杆使之沿垂直壁板方向移动进而获得矫形力,其端部测力传感器通过连接环与压杆相连,传感器测得的信号传输到显示器上,获得矫形力值。壁板与骨架之间通过螺栓进行连接,螺栓型号为 M5 的普通螺栓,螺栓连接后矫形力的撤出会导致螺栓夹紧力发生变化,因此,本文选择环形压力传感器以及配套的显示器对螺

栓夹紧力的变化进行监测,如图5所示。



图5 矫形力施加结构与环形压力传感器

2.2 试验设计

试验设计考虑较大间隙时,矫形力与垫片补偿共同作用对复材装配结构的影响,设置复材壁板与肋缘条间的装配间隙为 1.5 mm;由文献[8-9]飞机壁板类构件矫形方式的研究,本文中矫形力的布局设置为 5×3 阵列点形式,每列间距为 80 mm,且每列位置放在壁板与肋缘条存在间隙的位置,各点矫形力数值相同,范围是 0~150 N,间隔为 25 N。根据螺栓型号选取螺栓夹紧力为 5 kN。试验采用玻璃纤维可剥垫片,根据测量剩余间隙情况裁剪相应厚度和尺寸。

2.3 试验过程

试验模型按照翼盒装配的工艺流程进行装夹。将梁与肋组成的骨架结构通过工装进行定位并固定,并使用塞尺在肋缘条和壁板内表面间设置均匀间隙,壁板与梁缘条不设置间隙。试验采用 3D-DIC 系统对壁板的表面变形进行全场 3D 测量,在壁板表面制作黑白散斑点,通过 2 个工业相机,使用 Vic-snap 软件对壁板装配过程进行图像采集,最后导入 Vic-3D 软件进行数据处理,从而获得壁板装配过程的整体变形情况。

试验操作如图6所示。将复材壁板的装配分为 5 个过程:定位、矫形、测隙填隙、螺栓连接和矫形力撤出。1)壁板下缘和左缘分别定位在工装的定位块上;2)矫形力施加顺序为单列控制,通过监控力传感器示数控制其数值相同;3)设置一定的间隔通过塞尺进行间隙测量,制作的垫片近似为阶梯状,最终在肋缘条上施加垫片效果如图7所示;4)测转矩扳手安装螺栓,并控制螺栓夹紧力一致;5)撤出矫形力。其中矫形、螺栓连接和矫形力撤出过程壁板外形处于不同的状态,通过3D-DIC 测量系统对这 3 个过程的末态进行图像采集,并进行数据处理。通过以上操作模拟壁板的装配过程。

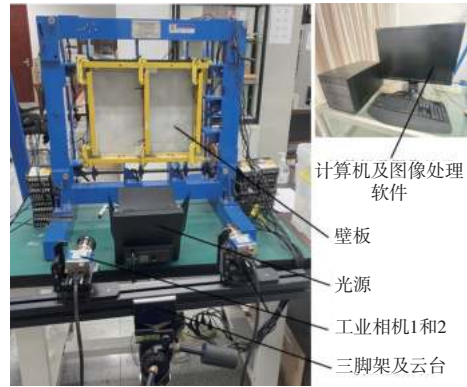


图6 3D-DIC 系统对壁板装配过程进行外形监测

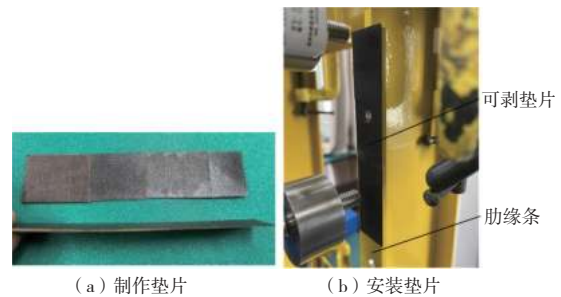


图7 可剥垫片的制作及安装示意图

3 结果分析与讨论

3.1 装配过程的变形影响分析

首先,需要对 3D-DIC 系统对壁板变形的观测数据进行预处理,例如当矫形力为 150 N 时,壁板变形如图 8 所示。由变形云图可知:对施加矫形力过程,变形主要集中在壁板中间的 A 区域,且沿水平方向变形较为均匀;螺栓连接后,壁板与肋进行连接的 B 区域变形变化不大,甚至在 C 区域有变形减小的趋势;撤矫形力后,B 区域轻微回弹,但 C 区域回弹明显。因此,主要分析壁板装配过程变形明显的 C 区域,且变形主要沿壁板厚度方向,即 z 方向。综上,在壁板 C 区域的两个观测区域沿 y 方向对称的位置取两条观测线 Path-Y,并取沿厚度方向变形的平均值作为壁板变形的分析曲线。

试验数据处理结果如图 9 所示,随着矫形力数值的增加,壁板变形量增大,撤矫形力后,导致壁板变形回弹量逐渐增大。当矫形力小于等于 75 N 时,壁板变形曲线的峰值由大到小依次为螺栓连接、撤矫形力和矫形状态。在试验时,矫形后间隙小到一定程度时认为间隙消除,不进行垫片补偿,即剩余间隙的垫片填补率并非完全,因此壁

板仍有变形空间,螺栓连接后,变形沿厚度继续增大;当矫形力大于 75 N 时,壁板变形曲线的峰值由大到小依次为矫形、螺栓连接过程和撤矫形力状态。螺栓连接后,壁板有轻微回弹变形的趋势,分析原因:复材壁板与铝合金肋缘条之间为螺栓连接,且两者之间复材壁板的刚度较大,当变形

增大后,壁板中储存的弹性势能增大;为抵抗变形使整体连接结构产生轻微回弹变形,撤矫形力后,壁板的变形也是整体连接结构回弹的结果。装配结构变形回弹的原理示意图如图 10 所示,红色虚线为壁板与肋缘条在撤矫形力后整体回弹的结果(本刊黑白印刷,相关疑问请咨询作者)。

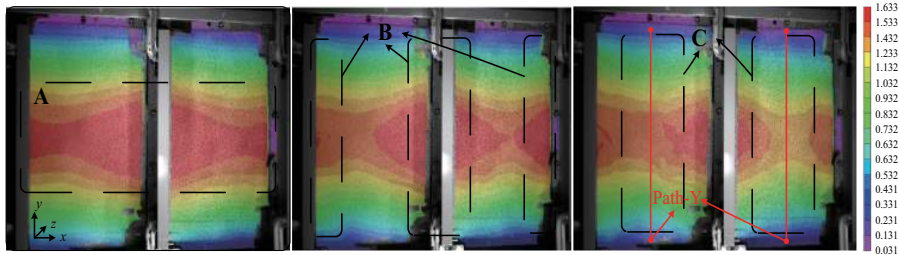


图 8 3D-DIC 系统对复材壁板矫形、螺栓连接和撤矫形力过程沿 z 方向的变形观测云图

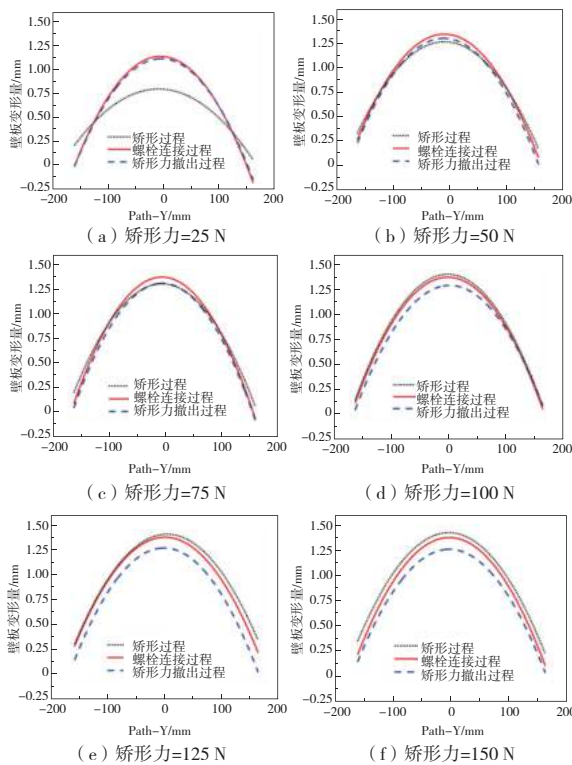


图 9 试验中不同矫形力下壁板装配过程变形曲线

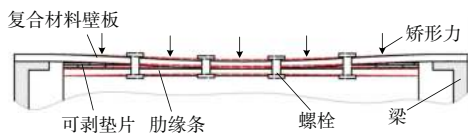


图 10 复合材料壁板与肋缘条整体结构变形示意图

3.2 复材壁板变形峰值分析

对于飞机复合材料壁板的装配,装配外形偏差控制尤为重要,对构件装配过程的变形控制和

预测直接影响到最终的外形精度,提取试验中观测路径 Path-Y 上的变形量峰值重复进行定量分析。图 11 所示为复合材料壁板装配过程变形量峰值随矫形力值的变化曲线,包括矫形、螺栓连接和矫形力撤出过程。

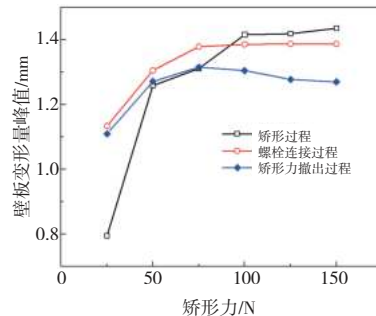


图 11 变形量峰值随矫形力值的变化

由图 11 可知,矫形过程中,随着矫形力值的增大,变形量峰值逐渐增大,矫形力较小时增长幅度较大,当达到 100 N 时,壁板变形量峰值逐渐趋于稳定,变形量在 1.41 mm 左右。这可能是由于壁板变形较大的 A 区域最先与肋缘条贴合,随着矫形力的增大该区域一直处于贴合状态,则变形量峰值也相对稳定;对于螺栓连接过程,当矫形力达到 75 N 时,螺栓拧紧后壁板的变形逐渐趋于稳定,变形量在 1.38 mm 左右,且在矫形力至 100 N 后,螺栓连接后复材壁板沿厚度方向的变形量反而减小,减小量为 0.03 mm 左右,可能是由于复材壁板刚度较大,在螺栓预紧力的作用下导致铝合金肋缘条发生微小变形,导致壁板有轻微的回弹;对于矫形力撤出过程,随着矫形力值的增大,撤出矫形力后壁板的变形有轻微增大再减小

的趋势,且与螺栓连接的变形差值逐渐增大。

在复材壁板进行螺栓连接后,撤矫形力才意味着壁板连接完成的最终形态,此过程会导致壁板的变形回弹,图 12 为 Path-Y 上回弹量峰值随矫形力值的变化曲线。随着矫形力值的增大,回弹量近似呈线性关系增长。由以上试验结果可知,当矫形力达到 150 N 时,壁板最大回弹量为 0.117 mm,回弹量占装配间隙的 7.83%,变形回弹量峰值相对较大,对复合材料壁板装配的外形偏差可能会产生一定的影响。

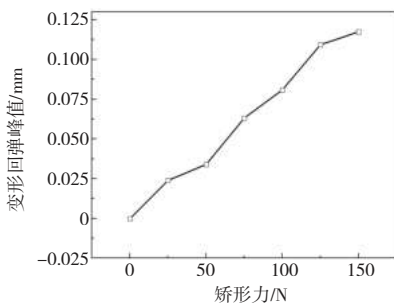


图 12 回弹量峰值随矫形力值的变化曲线

3.3 撤矫形力后螺栓预紧力变化分析

复材壁板在进行螺栓连接后,矫形力的撤出不但会引起壁板外形状发生改变,也会导致螺栓夹紧力发生变化。根据壁板外形和螺栓的对称分布,取壁板上对称分布的 1/4 螺栓作为分析螺栓夹紧力变化的研究对象。图 13 所示为试验中所观测的螺栓夹紧力变化的螺栓分布及编号,分别为#1、#2、#5、#6、#13、#14 和#15,即代表壁板上所有螺栓的连接特点。

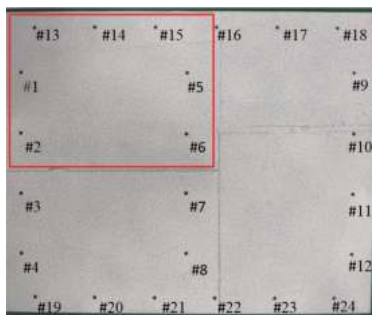


图 13 试验观测螺栓夹紧力变化的螺栓分布及编号

试验中所观测的壁板区域内螺栓夹紧力变化如图 14 所示。通过观测数据可知,随着施加的矫形力增大和垫片补偿厚度减小,矫形力撤出后,各区域的螺栓夹紧力都有增加的趋势。其中,#1、#2、#5 和#6 增加幅度较大,该区域的螺栓与肋缘条进行连接,也是均匀间隙所设置的区域,由上文

可知,随着矫形力增大,矫形力撤出后壁板的回弹变形峰值增大,导致螺栓端部与被连接件之间挤压程度增加,即导致螺栓夹紧力增大;#13、#14 和#15 主要与梁进行连接,试验中梁与壁板之间不设置间隙,因此随着矫形力增大与垫片补偿尺寸减小,壁板在该区域并没有发生一定程度的变形,因此该区域的螺栓夹紧力增长幅度相对较小甚至不发生变化。

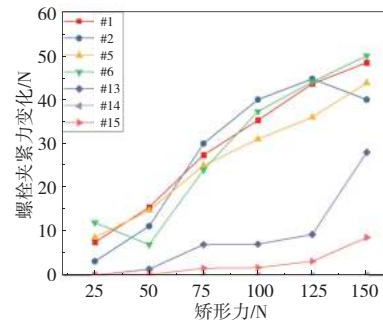


图 14 矫形力撤出后螺栓预紧力的变化

本文中螺栓初始夹紧力为 5 kN,当矫形力达到 150 N 时,#6 螺栓的夹紧力变化最大为 50 N,即增长率为 1%,相对较小。但实际工程中的螺栓连接,施加的夹紧力可能远不止 5 kN,装配中的轻微变形可能导致夹紧力发生较大的变化,对后续装配结构的承载能力会产生一定的影响。

4 结语

1) 在本文中 5×3 矫形力布局作用下,随着矫形力增加,壁板变形量增大,当矫形力达到 100 N 时,变形量趋于稳定;施加螺栓夹紧力后,因复合材料壁板刚度较大导致铝合金肋缘条的变形,进而影响复材壁板的变形结果。

2) 撤矫形力后复材壁板的回弹随矫形力大小近似呈线性关系,且是骨架与复合材料壁板所连接装配体变形的结果。当矫形力达到 150 N 时,壁板最大回弹量为 0.117 mm,回弹量占装配间隙的 7.83%。回弹量相对较大,对复合材料壁板装配的外形偏差可能会产生一定的影响。

3) 随着矫形力增大和垫片补偿的厚度减小,矫形力撤出后,各区域螺栓夹紧力都有增加趋势。其中,壁板与骨架不存在间隙的区域螺栓夹紧力有轻微增长趋势,甚至不发生变化;存在间隙的区域,螺栓夹紧力增长相对明显,当矫形力为 150 N 时,夹紧力变化最大为 50 N,增长率约为 1%,增长幅度相对较小。

参考文献:

- [1] 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, 61(4):30-37.
- [2] AAMIR M, TOLOUEI-RAD M, GIASIN K, et al. Recent advances in drilling of carbon fiber - reinforced polymers for aerospace applications: a review[J]. The International Journal of Advanced Manufacturing Technology, 2019, 105:2289-2308.
- [3] 杜善义, 关志东. 我国大型客机先进复合材料技术应对策略思考[J]. 复合材料学报, 2008, 25(1):1-10.
- [4] SÖDERBERG R, WÄRMEFJORD K, LINDKVIST L. Variation simulation of stress during assembly of composite parts[J]. CIRP Annals, 2015, 64(1):17-20.
- [5] 张秋月. 飞机复合材料结构装配压紧力大小与布局的优化[D]. 南京:南京航空航天大学, 2019.
- [6] 蔡跃波, 安鲁陵, 岳烜德, 等. 飞机复合材料结构装配间隙补偿研究进展[J]. 航空制造技术, 2019, 62(15):55-62.
- [7] ZHAI Y N, LI X Q, WANG L, et al. Three-dimensional layer-by-layer stress analysis of single-lap, countersunk composite joints with varying joining interface conditions[J]. Composite Structures, 2018, 202:1021-1031.
- [8] 刘怡冰. 复合材料翼盒制造工艺研究与实现[D]. 南京:南京航空航天大学, 2015.
- [9] 巴晓甫, 闫喜强, 郝巨, 等. 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[J]. 航空制造技术, 2018, 61(13):42-46.
- [9] LEPOT I, MENGISTU T, HIERNAUX S, et al. Highly loaded LPC blade and non axisymmetric hub profiling optimization for enhanced efficiency and stability[C]//Proceedings of ASME 2011 Turbo Expo: Turbine Technical Conference and Exposition, Vancouver, British Columbia, Canada:[s.n.], 2012:285-295.
- [10] LEE C, KIL H G, NOH M K. Development of a high-efficiency and low-noise axial flow fan through combining FanDAS and CFX codes[J]. The KSFM Journal of Fluid Machinery, 2012, 15(5):37-41.
- [11] BEWICK C, ADAMS M, SCHWALLER P, et al. Noise and aerodynamic design and test of a low tip speed fan[C]//7th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference and Exhibit. Maastricht, Netherlands. Reston, Virginia: AIAA, 2001:22-68.
- [12] 许尧. 发动机风扇与外涵道噪声传播计算及优化[D]. 上海:上海交通大学, 2013.
- [13] 毛义军, 祁大同. 叶轮机械气动噪声的研究进展[J]. 力学进展, 2009, 39(2):189-202.
- [14] 于贤君, 梁军, 符渡, 等. 高性能高负荷轴流压气机设计参数选取分析[J]. 工程热物理学报, 2020, 41(8):1883-1894.
- [15] 杨梦柯, 曹志远. 正/反弯曲对高负荷压气机叶栅流场影响机理[J]. 风机技术, 2020, 62(1):11-21.
- [16] 李清华, 安利平, 徐林, 等. 高负荷轴流压气机设计与试验验证[J]. 航空学报, 2017, 38(9):156-166.
- [17] DENTON J D, XU L. The effects of lean and sweep on transonic fan performance[C]//Proceedings of ASME Turbo Expo 2002: Power for Land, Sea, and Air, Amsterdam, The Netherlands:[s.n.], 2009:23-32.
- [18] BERGNER J, KABLITZ S, HENNECKE D K, et al. Influence of sweep on the 3D shock structure in an axial transonic compressor[C]//Proceedings of ASME Turbo Expo 2005: Power for Land, Sea, and Air, Reno, Nevada, USA:[s.n.], 2008:343-352.
- [19] 邵卫卫. 风扇/轴流压气机最大负荷设计技术探索[D]. 北京:中国科学院研究生院(工程热物理研究所), 2008.
- [20] 周正贵. 压气机/风扇叶片自动优化设计的研究现状和关键技术[J]. 航空学报, 2008, 29(2):257-266.
- [21] 周正贵. 压气机叶片自动优化设计[J]. 航空动力学报, 2002, 17(3):305-308.
- [22] 周正贵. 高亚声速压气机叶片优化设计[J]. 推进技术, 2004, 25(1):58-61.
- [23] 周正贵. 压气机/风扇叶片自动优化设计[M]. 北京:国防工业出版社, 2013.
- [24] 周旭. 民用大涵道比风扇叶片气动设计研究[D]. 南京:南京航空航天大学, 2012.
- [25] ZHANG J H, ZHOU Z G, WEI W Q, et al. Aerodynamic design of an ultra-low rotating speed geared fan[J]. Aerospace Science and Technology, 2017, 63:73-81.
- [26] WU C H. A general theory of three-dimensional flow in subsonic and supersonic turbomachines of axial, radial, and mixed-flow types[J]. Journal of Fluids Engineering, 1952, 74(8):1363-1380.

收稿日期:2023-02-06

收稿日期:2022-12-07