

DOI:10.16356/j.1005-2615.2021.04.016

某高载荷大后掠无人机复合材料机翼结构 设计与试验验证

陈刚, 王校培, 宋军, 唐军军, 沈浩杰
(南京模拟技术研究所, 南京 210016)

摘要: 作为无人机上关键部件, 机翼的结构设计对无人机的可靠性具有重要影响。针对某型高速、大机动无人机的承力要求, 本文设计了一款相对厚度小、后掠角大、承载高的单闭室矩形梁式复合材料机翼, 在 ANSYS 中建立了机翼的有限元模型, 并采用 von-Mises 准则和 Tsai-Wu 准则分别对机翼中金属和复合材料结构进行了强度校核, 同时利用地面静力试验对机翼的设计承载能力和有限元模型的准确性进行了试验验证。结果表明, 有限元仿真结果与试验结果吻合度高, 位移与应变误差均在允许范围之内。单闭室矩形梁式复合材料机翼具有工艺性好、承载能力强的特点, 强度、刚度、有效载荷与机翼质量之比都超出了传统的无人机机翼, 可以为未来更高性能复合材料机翼的设计提供参考。

关键词: 工程力学; 机翼; 结构设计; 复合材料; 强度分析; 无人机

中图分类号: TB332 **文献标志码:** A **文章编号:** 1005-2615(2021)04-0613-07

Structural Design and Test Verification of Composite Wing for High Load and Large Sweepback UAVs

CHEN Gang, WANG Xiaopei, SONG Jun, TANG Junjun, SHEN Haojie
(Nanjing Research Institute of Simulation Technnique, Nanjing 210016, China)

Abstract: As a key part of unmanned aerial vehicles (UAVs), the structural design of wings has an important effect on the reliability of UAVs. A small thickness, high sweepback and high-bearing composite wing with single-closed room and rectangular beam is designed to meet the requirements of high speed and large maneuvering UAVs. The finite element model of the designed wing is established in ANSYS software. The strength analysis of metal and composite structure in the wing is carried out using von-Mises criterion and Tsai-Wu criterion, respectively. The reliability of structure design and the accuracy of finite element model are verified by the static experiment. The results show that the simulation results have good agreement with the experimental data, and the error of displacement and strain is within the allowable range. The experimental results show that composite wing with single-closed room and rectangular beam has good technology, high bearing capacity and good symmetry. Its strength, stiffness and ratio of load to weight are beyond the traditional wing, which provides a reference for the structural design of higher performance composite wings.

Key words: engineering mechanics; wing; structural design; composite; strength analysis; unmanned aerial vehicles (UAV)

收稿日期: 2021-03-23; **修订日期:** 2021-05-11

通信作者: 陈刚, 男, 高级工程师, E-mail: chg_nrist@126.com。

引用格式: 陈刚, 王校培, 宋军, 等. 某高载荷大后掠无人机复合材料机翼结构与试验验证[J]. 南京航空航天大学学报, 2021, 53(4): 613-619. CHEN Gang, WANG Xiaopei, SONG Jun, et al. Structural design and test verification of composite wing for high load and large sweepback UAVs[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2021, 53(4): 613-619.

无人机作为空中力量的一员,具有无人员伤亡、使用限制少、隐蔽性好、效费比高等特点,在军事、民用和科学研究领域的地位和作用日渐突出^[1]。先进复合材料具有比强度高、比模量大、可设计性强、耐疲劳性、耐腐蚀性好的优点^[2-3],已经广泛应用于无人机次承力结构甚至主承力结构中,取得了显著的减重效果并提升了整体性能。机翼作为无人机上的主要承力部件之一,其设计技术一直是国内外研究的重点,大量学者针对复合材料机翼进行了探索研究^[4-7]。

罗楚养等^[8-9]采用多级优化方法设计并制造了蒙皮-夹芯、蒙皮-加筋、C型梁、工字梁4种结构形式的机翼,探索了整体成型技术在复合材料机翼上的可行性,并通过有限元分析与三点弯曲试验对优选设计方案进行了强度验证。胡江波等^[10]针对给定外形的机翼模型和加载方式,结合有限元计算、工艺性分析与加载试验,对比了3种机翼结构方案的承载效率与破坏形式,得到了高载荷质量比的直梁式机翼模型。白江波等^[11]采用石蜡芯模辅助气囊法成型技术,设计并制备了空心的整体蒙皮宽筋加强复合材料机翼,通过有限元分析与力学测试得到了承载效率与机翼几何尺寸的关系,并确定了最优结构尺寸与复合材料纤维铺层厚度。为尽可能提高全复合材料机翼的有效载荷与机翼质量之比,刘振东等^[12]建立了有效预测全复合材料机翼破坏载荷的有限元模拟方法,以载荷质量比作为衡量机翼结构优劣的指标,设计并改进机翼结构布局形式,获得了具有较高承载效率的全复合材料机翼。

众多文献^[13-19]中的研究工作主要针对速度低、翼型厚、承受载荷小的平直机翼,随着无人机向高速、大机动、隐身发展,作为主要承力结构的机翼具有翼型薄、载荷高、后掠角大的特点,传统的机翼结构无法满足刚度、重量要求。

本文针对某型高速、大机动无人机给定的机翼外形,采用单闭室矩形梁复合材料机翼结构设计,通过有限元分析和静力试验,验证了机翼设计与工艺的合理性,其强度、刚度、有效载荷与机翼质量之比都超出传统的无人机机翼,为未来更高性能复合材料机翼的设计提供依据。

1 机翼结构设计

典型的机翼结构有薄蒙皮单、双梁式机翼、厚蒙皮多梁(多腹板)式机翼、单块式机翼与混合式机翼。决定机翼结构型的两个重要设计参数为相对载荷和有效高度比。一般来说,机翼相对载荷较

大、相对厚度较小时,多采用多腹板式;相对载荷较大、相对厚度亦较大时,多采用单块式;相对载荷较小,相对厚度较大时,多采用梁式。

某型无人机机翼相对厚度小、后掠角大,相对弯矩、扭矩和集中力大,按照传统机翼结构型式,宜选用多腹板式或单块式机翼结构。但是,由于机翼尺寸较小,较多的腹板或长桁等纵向结构加工复杂,连接质量难以控制。本文设计了一种单闭室矩形梁式复合材料机翼结构布局,该机翼主要由中央翼骨架、上蒙皮、下蒙皮、单闭室矩形梁、翼肋以及副翼组成,如图1所示。

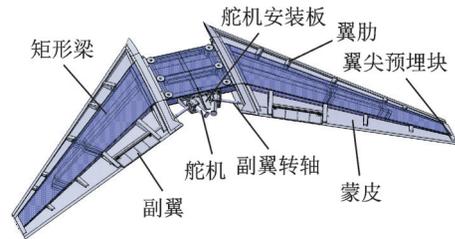


图1 复合材料机翼结构示意图

Fig.1 Structure diagram of composite wings

中央翼骨架与矩形梁间采用预埋形式成型,材料选用TC4材料。矩形梁上、下缘条承担机翼总体弯矩造成的轴向力,腹板承担机翼的剪力,矩形梁的闭室传递机翼的大部分扭矩,梁内填充的泡沫起到提高机翼整体稳定性的作用。结构如图2所示。

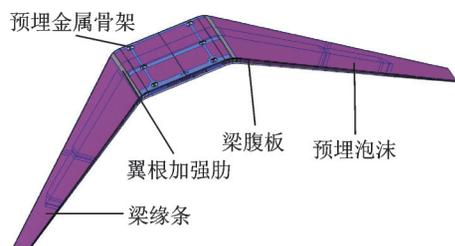


图2 矩形梁结构示意图

Fig.2 Structure diagram of rectangular beams

机翼前后缘分别布置了一定数量的翼肋,如图3所示。翼根设置加强肋,承担后掠的弯矩分量;副翼翼肋为加强肋,对副翼的传载路径进行加强;其余翼肋起到传递蒙皮受到的气动载荷,以及提高蒙皮稳定性的作用。结构根部加强肋与前后缘翼肋均采用复合材料,副翼加强肋采用硬铝合金。

副翼结构如图4所示,副翼由2A12金属骨架与复合材料蒙皮组成,空隙区域用聚氨酯泡沫填充。副翼与机翼间的连接通过副翼短轴及转轴实现,用轴套保证副翼与副翼转轴间的连接可靠性。



图3 翼肋布置示意图

Fig.3 Distribution of wing ribs

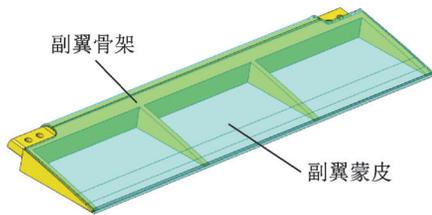


图4 副翼结构示意图

Fig.4 Structure diagram of aileron

机翼的主要材料有复合材料双向布、单向布、金属材料等,各材料的基本力学性能参数分别如表 1、2 所示。

表 1 机翼金属材料的基本力学性能参数

Table 1 Basic mechanical property parameters of wing metal materials

参数	TC4	2A12	30CrMnSiA
E/GPa	110	68	196
μ	0.3	0.33	0.3
σ_b/MPa	825	424	835
σ_s/MPa	895	549	1 080

表 2 机翼复合材料的基本力学性能参数

Table 2 Basic mechanical property parameters of wing composite materials

参数	T700	T800
E_1/GPa	66.65	66.65
E_2/GPa	66.65	7.75
G_{12}/GPa	4.25	4.15
μ_{12}	0.28	0.22
X_T/MPa	600	1 700
Y_T/MPa	600	27
S/MPa	70	85
X_C/MPa	380	730
Y_C/MPa	380	125

2 有限元分析

2.1 模型处理

在 CATIA 中建立的结构三维模型,以 stp 格式导入 Hypermesh 软件中进行前处理,去除不影响有限元分析的微小部件如倒角、小孔等。复合材料制件采用 shell 单元模拟,部分金属组件采用 solid 单元模拟,副翼转轴采用 beam 单元模拟,采用共结

点和 MPC 刚性单元的方式处理组件之间的连接。由于机翼为对称结构,为减少计算周期,取机翼 1/2 模型进行仿真分析。基于通用有限元软件 ANSYS 建立的有限元模型如图 5 所示。

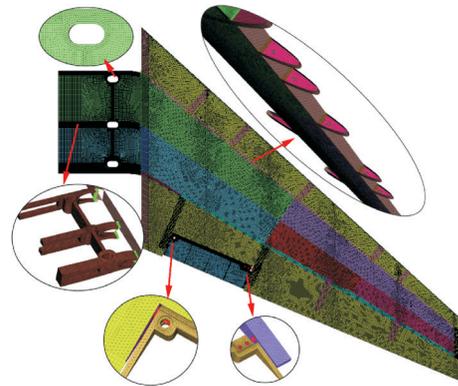


图5 机翼结构有限元模型

Fig.5 Finite element model of wing structure

2.2 气动载荷

无人机做高速大机动飞行时机翼气动载荷由 CFD 计算给出。为了能够较准确地施加气动载荷,在气动计算时,对机翼表面的加载区域进行划分。弦向方向将机翼过渡段均分为两部分,将外机翼段均分为 3 部分;展向方向将外机翼段均分为 5 部分,总计划分 15 个区域,如图 6 所示。

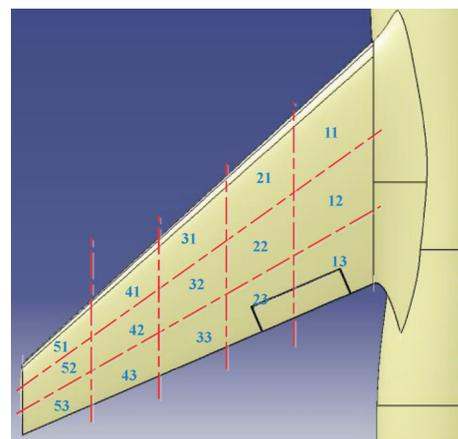


图6 机翼气动载荷分区示意图

Fig.6 Partition plan of pneumatic load

将 CFD 计算的机翼表面气动载荷分配至每个区域内,得到各划分区域的最大气动力数值,如表 3 所示。

2.3 边界条件

机翼通过根部连接孔用螺栓与机身连接,建模选取左半机翼,故在机翼对称面处施加对称位移约束。矩形梁式机翼通过螺栓与机身进行连接,故在距离机翼对称面 150 mm 梁腹板的位置,约束垂直于展向的两个平移自由度以及沿展向的转动自由度。

表3 机翼各划分区域的最大气动力数值

Table 3 Maximum aerodynamic load of each zone

区域编号	F_x/N	F_y/N	F_z/N
11	-7.03	-137.37	1 058.23
12	41.26	-97.01	985.97
13	84.04	-52.39	764.17
21	-50.15	-200.56	1 280.64
22	41.38	-95.92	951.94
23	56.95	-24.87	463.65
31	-77.94	-229.03	1 316.40
32	36.07	-91.34	879.51
33	20.51	-29.45	347.71
41	-83.06	-220.78	1 212.96
42	24.76	-88.44	801.53
43	7.71	-14.19	150.81
51	-79.84	-215.63	874.96
52	10.80	-99.57	450.82
53	10.37	-6.83	6.94

2.4 失效判据

本文研究的无人机机翼由金属与复合材料构成。金属材料为各向同性材料,故本文采用 von-Mises 失效准则作为金属材料失效判据,具体表达式为

$$(\sigma_1 - \sigma_2)^2 + (\sigma_2 - \sigma_3)^2 + (\sigma_3 - \sigma_1)^2 + 6(\tau_{12}^2 + \tau_{23}^2 + \tau_{31}^2) = 2\sigma_b^2 \quad (1)$$

式中 σ_b 为金属的屈服强度。

对于复合材料层合板, T700 复合材料为双向布, T800 复合材料为单向布,采用弹性本构进行仿真分析。在进行损伤分析时,复合材料一般被认为是横观各向同性材料,可采用 Tsai-Wu 准则作为复材层的失效判据,其张量形式的表达式为

$$F_i \sigma_i + F_{ij} \sigma_i \sigma_j = 1 \quad i, j = 1, 2, \dots, 6 \quad (2)$$

式中: F_i 和 F_{ij} 为材料主强度方向的应力作用系数; $\sigma_i (i=1, 2, 3)$ 为正应力, $\sigma_i (i=4, 5, 6)$ 为剪切应力。

在平面应力状态和横观各向同性条件下,准则多项式可化为

$$F_1 \sigma_1 + F_2 \sigma_2 + F_{11} \sigma_1^2 + F_{22} \sigma_2^2 + F_{66} \sigma_6^2 + 2F_{12} \sigma_1 \sigma_2 = 1 \quad (3)$$

式中: $F_1 = \frac{1}{X_T} - \frac{1}{X_C}$, $F_2 = \frac{1}{Y_T} - \frac{1}{Y_C}$, $F_{11} = \frac{1}{X_T X_C}$, $F_{22} = \frac{1}{Y_T Y_C}$, $F_{66} = \frac{1}{S^2}$ 。其中: X_T, X_C, Y_T, Y_C 分别为各方向的拉伸和压缩强度; S 为剪切强度。

2.5 有限元分析结果

在 ANSYS 中,对建立的机翼有限元模型进行静力分析,数值计算结果分别如图 7~11 所示。

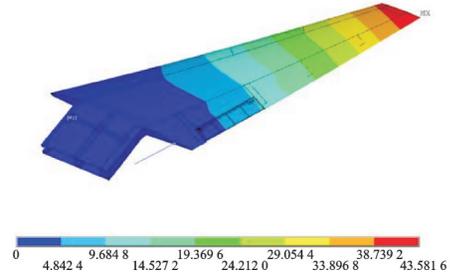


图7 机翼整体位移云图

Fig.7 Displacement nephogram of whole wing

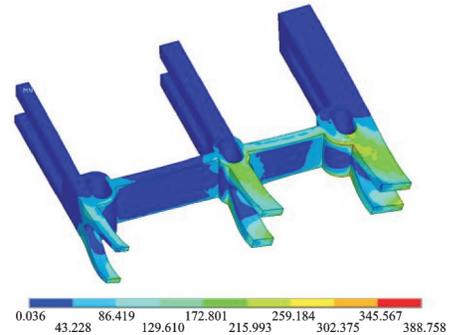


图8 机翼中央翼骨架应力云图

Fig.8 Stress nephogram of central skeleton

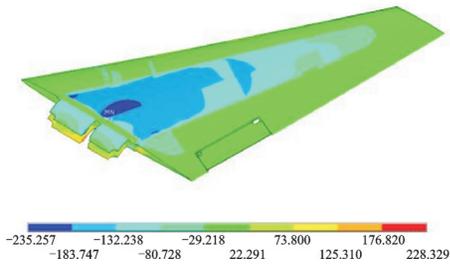


图9 机翼蒙皮应力云图(X方向)

Fig.9 Stress nephogram of skin (X-direction)

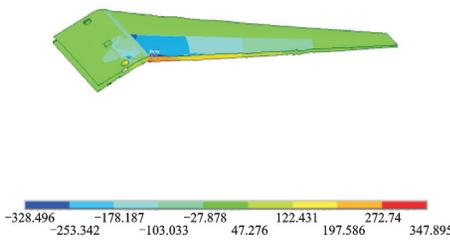


图10 矩形梁应力云图(X方向)

Fig.10 Stress nephogram of rectangular beams (X-direction)

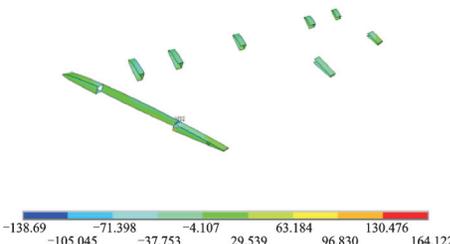


图11 机翼翼肋应力云图(X方向)

Fig.11 Stress nephogram of wing ribs (X-direction)

图7给出了机翼的整体位移情况。从中可以看出机翼位移由翼根至翼尖逐渐增大,后缘位移稍大于前缘位移,最大位移在翼尖后缘处,为43.58 mm,相当于翼展的1.95%。

图8给出了机翼中央翼骨架的应力云图。骨架最大应力为388.8 MPa,位于机翼后缘安装孔周围。对比图中3个安装孔周围应力可以发现,越靠近后缘位置,安装孔周围应力越大,表明安装螺栓所承受的载荷也越大。

机翼各主要复合材料部件的X方向应力云图分别如图9~11所示。蒙皮应力云图显示机翼上蒙皮受压,下蒙皮受拉,最大应力均位于蒙皮与中央翼根交界处,为228.3 MPa。矩形梁受力方式与蒙皮相同,上缘条受压,下缘条受拉,最大应力位于翼根腹板与缘条交界处,达到347.9 MPa。副翼与翼肋的整体应力水平较低,但在翼根处的翼肋存在明显应力集中。

将数值计算得到的各部件应力结果分别代入式(1)和式(3)的强度准则进行强度判断,并给出各部件的安全系数 f ,如表4所示。整体来看,机翼金属零件、复合材料部件的安全系数均大于1,强度、刚度均满足使用要求。

表4 各部件安全系数

Table 4 Safety coefficient of each part

部件	中央翼骨架	副翼肋	连杆
f	2.13	3.06	2.53
部件	蒙皮	矩形梁	翼肋
f	1.62	1.16	2.74

3 静力试验验证

3.1 试验准备

为了验证有限元仿真的准确性,进行了机翼静力验证试验。静力试验使用的试验件在制造完成后,经无损检测手段确定成型质量满足机翼设计要求,模型与有限元分析模型一致。机翼为整体式结构,前后梁上预留有安装孔,故通过螺钉固定在安装支架上,安装支架固定在承力框架上,安装示意图如图12所示。

机翼静力试验采用粘贴帆布带和四级杠杆分布式加载,末端杠杆与机翼间采用帆布带胶接连接。机翼表面测点布置如图13所示。中央翼位置布置4枚应变花,用于监测机翼根部的应变情况。左右机翼表面沿着弦向各布置5组应变测点,其中1~10测点为两组单片测点,位于矩形梁腹板上方,用于监测矩形梁腹板边缘的应变变化;其余3组测点为应变花,分布于各分区中心处,用于监测

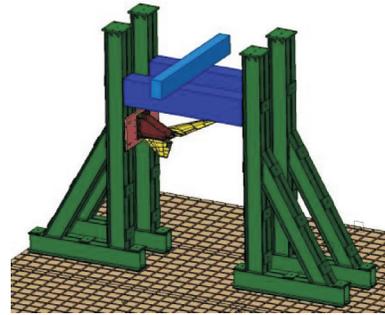


图12 机翼安装示意图

Fig.12 Diagram of wing installation

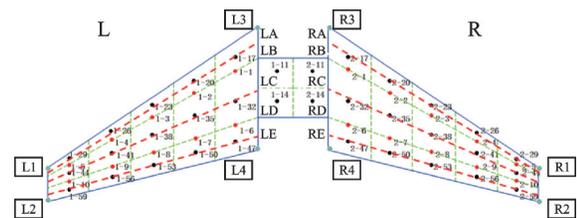


图13 机翼表面测点布置示意图

Fig.13 Measuring points arrangement on the wing surface

蒙皮应变变化。在机翼翼尖、翼根前后缘各布置了1个位移传感器,用于监测机翼的变形情况。

3.2 试验

为确保载荷施加的准确性,机翼静力试验采用MOOG载荷控制系统驱动液压油缸进行加载。为验证试验件在使用载荷下性能的一致性,共进行了3次静力试验。静力试验以5%为一级,逐级加载至使用载荷后保载30 s,之后再逐级卸载,加载与卸载过程中逐级测量应变和位移。

3.3 试验结果分析

图14给出了3次试验中机翼各位移测点测量值随载荷变化情况。从图中可以看出,无论加载阶段还是卸载阶段,各测点载荷-位移曲线均保持线性,且3次试验曲线几乎完全重合,表明试验件处于弹性阶段,未发生损伤破坏,与仿真结果一致。左右两侧对称位置测点的位移大致相同,在各级载荷下,两者相差不超过5.9%。对比翼根与翼尖测点可以发现,翼尖测点位移向上,而翼根处测点位移向下。翼尖后缘位移高于翼尖前缘位移,当机翼处于使用载荷时,翼尖后缘位移比翼尖前缘位移大9.2%以上。

使用载荷时,各应变测点正应变的试验值情况如图15所示。从图中可以看出,矩形梁腹板上方单片组测点的应变随着展向的增加而减小,表明矩形梁腹板根部应变最大。而3组蒙皮应变的正应变出现在展向600~1000 mm,表明蒙皮最大应变在机翼中部。

表5给出了主要测点试验值与仿真值的对比

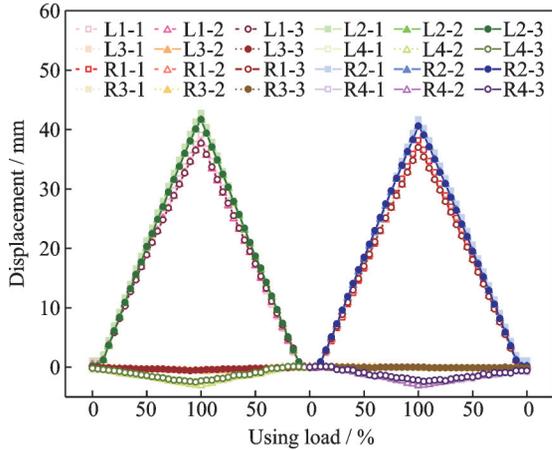


图14 位移测点的载荷位移曲线

Fig.14 Load-displacement curves of measuring points

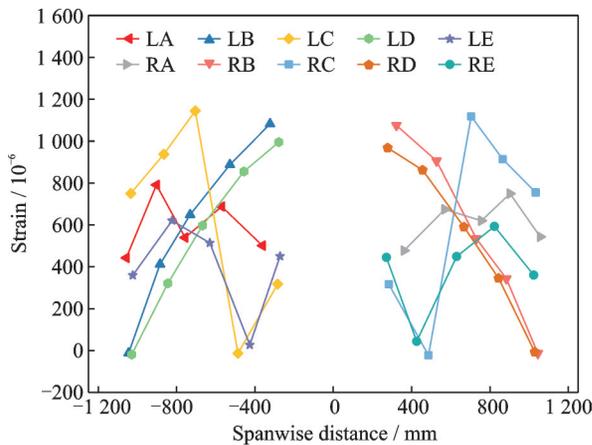


图15 正应变的展向分布情况

Fig.15 Spanwise distribution of strain

表5 试验值与仿真值对比

Table 5 Comparison between experimental and simulation results

参数	编号	试验值	仿真值	误差/%
位移/ mm	L1	39.03	41.16	5.5
	L2	42.77	43.58	1.9
	R1	38.11	41.16	8.0
	R2	41.91	43.58	4.0
应变/ με	1-1	1 082	1 125	4.0
	1-6	995	1 012	1.7
	1-20	791	819	3.6
	1-32	1 145	1 208	5.5
	1-50	621	615	-0.9
	2-1	1 075	1 125	4.7
	2-6	967	1 012	4.7
	2-20	749	819	9.3
	2-32	1 118	1 208	8.1
	2-50	593	615	3.7

情况,其中试验值取为3次试验值的平均值。从位移测点来看,试验值与仿真值数据基本吻合,仿真

值稍大于试验值,最大误差为8.0%。从应变测点来看,试验值与仿真值最大误差为9.3%。总体来看,仿真值的误差在允许的范围,表明对机翼进行静力学分析的参数设置基本合理,可以此为基础对机翼进行后续的结构优化研究。

4 结 论

针对某高速、大机动无人机机翼相对厚度小、后掠角大、载荷高的特点,本文设计了一种单闭式矩形梁复合材料机翼结构布局,并通过有限元强度分析和静力强度试验探讨了该机翼设计的可行性。试验结果表明,气动载荷作用下,本文设计的机翼上翼面受压,下翼面受拉,翼尖后缘位移比翼尖前缘位移大9%左右。对比仿真结果,可以发现无论位移测点还是应变测点,试验值与仿真值误差均在10%以内,说明本文采用的有限元模型具有较高的精度。试验中,机翼左右翼面均未发生破坏,且两者位移与应变试验值误差均不超过10%,说明本文设计的单闭式矩形梁复合材料机翼具有较好的一致性,承载能力强,为之后的设计改进提供了依据。

参考文献:

[1] 吕信明. 军用无人机的发展及对策[J]. 国防科技, 2013(1): 5-7, 11.
LV Xinming. Military UAV development and countermeasures[J]. National Defense Science & Technology, 2013(1): 5-7, 11.

[2] 赵凯, 陈虹, 张婧, 等. 碳纤维复合材料在无人机上的应用[J]. 高科技纤维与应用, 2015(4): 39-43.
ZHAO Kai, CHEN Hong, ZHANG Jing, et al. The application of carbon fiber composite material in UAV [J]. Hi-Tech Fiber & Application, 2015(4): 39-43.

[3] 何楠, 杨加斌, 高峰. 先进复合材料在军用无人机上的应用动向[J]. 玻璃钢/复合材料, 2013(2): 94-97.
HE Nan, YANG Jiabin, GAO Feng. Application tendency of advanced composite materials for military unmanned aerial vehicles[J]. Fiber Reinforced Plastics/Composites, 2013(2): 94-97.

[4] 黄钢华, 贾丽杰, 徐鹏. 复合材料机翼翼梁回弹研究[J]. 玻璃钢/复合材料, 2018(2): 70-73.
HUANG Ganghua, JIA Lijie, XU Peng. Spring-back study for composites spar[J]. Fiber Reinforced Plastics/Composites, 2018(2): 70-73.

[5] ZAKI N Z, ABDUL-LATIF A, MANSOR S. Composite wing flutter analysis with variations of ribs location[J]. Journal of Aeronautics, Astronautics and Aviation, 2020, 52: 57-61.

- [6] GOYAL C, KUMARI D, CHAUHAN T, et al. Computational analysis of morphed wing for UAV maneuverability[J]. *Test Engineering and Management*, 2020, 83: 14150-14155.
- [7] SEKAR K R, RAMESH M, NAVEEN R, et al. Aerodynamic design and structural optimization of a wing for an Unmanned Aerial Vehicle (UAV) [J]. *IOP Conference Series Materials Science and Engineering*, 2020, 764: 012058.
- [8] 罗楚养, 益小苏, 李伟东, 等. 整体成型复合材料模型机翼设计、制造与验证[J]. *航空材料学报*, 2011, 31(4): 56-63.
LUO Chuyang, YI Xiaosu, LI Weidong, et al. Design, manufacturing and testing of composite wing model via integral forming process[J]. *Journal of Aeronautical Materials*, 2011, 31(4): 56-63.
- [9] 罗楚养, 熊峻江, 李伟东, 等. 整体成型复合材料模型机翼设计方案优选与验证[J]. *复合材料学报*, 2014, 31(4): 981-990.
LUO Chuyang, XIONG Junjiang, LI Weidong, et al. Optimization design and testing of composite wing model via integral forming process[J]. *Acta Materiae Compositae Sinica*, 2014, 31(4): 981-990.
- [10] 胡江波, 梁宪珠, 张铖, 等. 高载荷质量比复合材料机翼模型结构设计与制造研究[J]. *材料开发与应用*, 2011(6): 37-40.
HU Jiangbo, LIANG Xianzhu, ZHANG Cheng, et al. Study on structure design and manufacture of high load-weight ratio composite wing model[J]. *Development and Application of Materials*, 2011(6): 37-40.
- [11] 白江波, 熊峻江, 李雪芹, 等. 复合材料机翼整体成型技术研究[J]. *复合材料学报*, 2011, 28(3): 185-191.
BAI Jiangbo, XIONG Junjiang, LI Xueqin, et al. Research on processing technology of integral composite wing[J]. *Acta Materiae Compositae Sinica*, 2011, 28(3): 185-191.
- [12] 刘振东, 郑锡涛, 冯雁, 等. 无人机全复合材料机翼结构设计与试验验证[J]. *复合材料学报*, 2016, 33(5): 1055-1063.
LIU Zhendong, ZHENG Xitao, FENG Yan, et al. Structural design and test verification of all-composite wing for unmanned aerial vehicle [J]. *Acta Materiae Compositae Sinica*, 2016, 33(5): 1055-1063.
- [13] 刘峰, 马佳, 张春, 等. 某型无人机复合材料机翼大梁准等强度设计与有限元分析[J]. *机械设计与制造*, 2015(6): 59-62.
LIU Feng, MA Jia, ZHANG Chun, et al. Quasi-equal strength design and finite element analysis for composite wing beam of \times UAV [J]. *Machinery Design & Manufacture*, 2015(6): 59-62.
- [14] GRODZKI W, LUKASZEWICZ A. Design and manufacture of unmanned aerial vehicles (UAV) wing structure using composite materials[J]. *Materialwissenschaft and Werkstofftechnik*, 2015, 46(3): 269-278.
- [15] ZHANG W, LV S, GUAN X. Application of lightweight materials in structure concept design of large-scale solar energy unmanned aerial vehicle [C]//*Proceedings of 2017 the 3rd International Conference on Applied Materials and Manufacturing Technology*. Changsha, China: [s.n.], 2017, 242: 012009.
- [16] 史继拓, 王宏伟, 华欣. 复合材料大展弦比机翼结构优化设计[J]. *兵器装备工程学报*, 2018, 39(11): 179-183.
SHI Jituo, WANG Hongwei, HUA Xin. Structure optimization design of high aspect ratio composite wing [J]. *Journal of Ordnance Equipment Engineering*, 2018, 39(11): 179-183.
- [17] 刘峰, 代海亮, 王坤, 等. 十公斤级固定翼无人机全碳纤维机翼设计与应力分析[J]. *宇航材料工艺*, 2019, 49(4): 50-55.
LIU Feng, DAI Hailiang, WANG Kun, et al. Design and stress analysis of full carbon fiber wing of 10 kg fixed-wing UAV [J]. *Aerospace Materials & Technology*, 2019, 49(4): 50-55.
- [18] BASRI E, MUSTAPHA F, SULTAN M, et al. Conceptual design and simulation validation based finite element optimization for tubercle leading edge composite wing of an unmanned aerial vehicle [J]. *Journal of Materials Research and Technology*, 2019, 8(5): 4374-4386.
- [19] 刘嘉, 熊俊, 赵新新, 等. 某通用飞机复合材料机翼静力强度的有限元分析与试验研究[J]. *复合材料科学与工程*, 2020(2): 39-43.
LIU Jia, XIONG Jun, ZHAO Xinxin, et al. Finite element analysis and experimental study on static strength of composite wing of a general aircraft [J]. *Composites Science and Engineering*, 2020(2): 39-43.

(编辑:夏道家)