

无人机全复合材料机翼结构设计与试验验证

刘振东, 郑锡涛*, 冯雁, 张迪

(西北工业大学 航空学院, 西安 710072)

摘要: 为提高全复合材料机翼的有效载荷与机翼质量的比值(载荷/质量比), 提出了一种预测全复合材料机翼极限载荷的有限元模拟方法, 并建立了提高机翼结构效率的结构设计方案。首先, 基于薄壁工程梁理论, 对全复合材料机翼进行了理论分析, 并对全复合材料机翼的结构形式与铺层形式进行了初始设计; 然后, 基于初始机翼的试验数据, 利用 ABAQUS 建立了 4 种不同的有限元模型, 通过对比得到了最佳数值模拟方法; 接着, 建立了 14 种结构布局形式, 并为每种结构形式赋予不同的铺层方案, 形成了 117 个机翼设计方案, 对比了各个结构形式的载荷/质量比以及工艺因素; 最后, 制造了全复合材料机翼并进行了试验验证。结果表明: 双工字梁结构为最佳机翼结构布局形式, 具有较高的承载效率; 模拟载荷与试验值之间的相对误差仅为 1.91%, 验证了有限元模型的正确性; 机翼的载荷/质量比达到了 24.17 N/g, 相对于初始设计提升了 30.65%。所得结论表明设计方法有效。

关键词: 复合材料结构; 结构设计; 强度; 结构效率; 有限元模型

中图分类号: TB332 **文献标志码:** A **文章编号:** 1000-3851(2016)05-1055-09

在过去 30 年中, 先进复合材料在航空航天领域的应用持续增加。纤维增强复合材料由于比强度、比模量高, 耐疲劳、破损安全性能好, 化学性能稳定, 耐腐蚀且具有可设计性等优点, 在对质量十分敏感的航空航天领域, 越来越多地替代了传统材料^[1-4]。并且, 复合材料的应用范围也从次承力结构扩展到了主承力结构^[5]。机翼作为飞机上的主要承力结构, 也大量地使用了复合材料, 甚至出现了全复合材料机翼^[6]。

大量学者针对全复合材料机翼的结构布局形式进行了探索研究^[7-8]。胡江波等^[9]主要采用试验方法对比了 3 种机翼结构形式的承载效率与破坏形式, 并阐述了不同成型工艺之间的区别。罗楚养等^[10]设计并制造了 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。张驰等^[11]提出了三闭室及三闭室加翼肋的机翼结构形式, 并进行了试验验证。

笔者的设计目标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(载荷/质量比, 单位为

N/g)。因此, 首先建立一套能够有效预测全复合材料机翼破坏载荷的有限元模拟方法; 然后, 在此模拟方法的基础上, 以载荷/质量比作为衡量机翼结构优劣的指标, 设计并改进 14 种机翼结构布局形式(共包含 117 个具有不同铺层方式的机翼设计方案); 最终, 获得具有较高承载效率的全复合材料机翼。

1 理论分析与初始设计方案

笔者工作的目的是在给定的机翼外形尺寸与材料的情况下, 对机翼的内部结构布局形式以及铺层方式进行设计, 使机翼拥有较高的载荷/质量比, 即具有较高的结构承载效率。

设计给定机翼的几何外形尺寸为 101.6 mm × 914.4 mm。机翼由具有锥形截面的左右 2 部分及翼梢小翼组成, 其中, 位于中央翼盒处最大截面的弦长为 101.6 mm, 高度为 25.4 mm, 位于翼梢处最小截面的弦长为 50.8 mm, 高度为 12.7 mm。机翼的几何外形如图 1 所示。

收稿日期: 2015-10-27; 录用日期: 2015-11-17; 网络出版时间: 2016-01-22 14:51

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.1801.TB.20160122.1451.004.html

基金项目: 西北工业大学 2013 届本科毕业设计(论文)重点扶持项目

通讯作者: 郑锡涛, 博士, 教授, 博士生导师, 研究方向为复合材料力学性能以及宏观分析。 E-mail: zhengxt@nwpu.edu.cn

引用格式: 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 Z D, ZHENG X T, FENG Y, 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 (in Chinese).

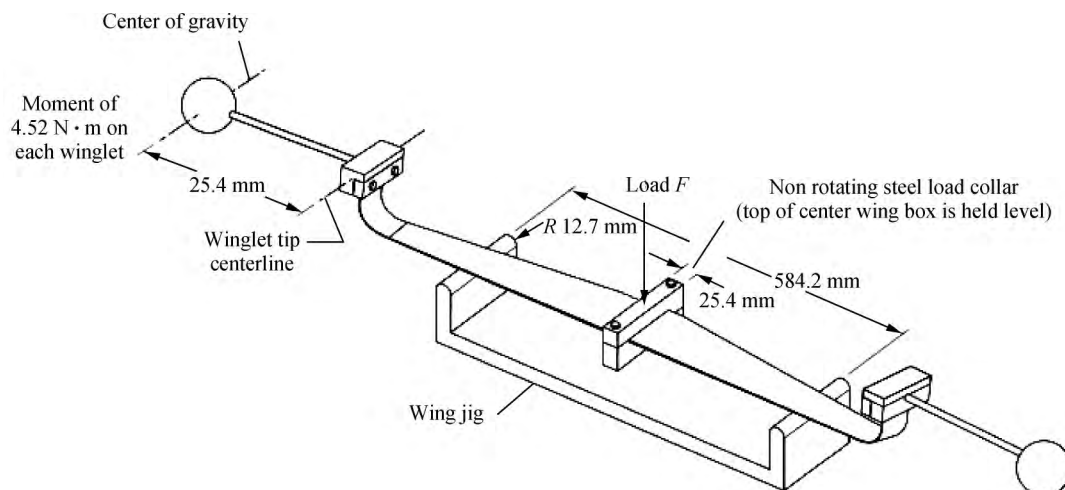


图1 机翼的几何外形以及加载方式

Fig. 1 Geometrical configuration and loading method of wing

机翼的加载方式为在翼梢小翼上施加 $4.52 \text{ N} \cdot \text{m}$ 的力矩, 同时在中央加载块上施加垂直向下的集中载荷 F ; 加载过程中, 加载块仅有垂直移动, 没有旋转运动。机翼的有效载荷定义为加载块垂直向下加载 50.8 mm 过程中的最大载荷或机翼的失效载荷, 取二者中的较小值。机翼的加载方式如图 1 所示。

采用 USN125B 碳纤维预浸料与 ROHACELL 71 IG-F 无孔泡沫为原材料制作机翼。USN125B 碳纤维预浸料的性能如表 1 所示, ROHACELL 71 IG-F 无孔泡沫的性能如表 2 所示。

表 1 USN125B 碳纤维预浸料的性能

Table 1 Properties of USN125B carbon fiber prepreg

Property	Value
Area density/($\text{g} \cdot \text{mm}^{-2}$)	187
Thickness/mm	0.122
Longitudinal tensile modulus/GPa	140
Transverse tensile modulus/GPa	7.1
Interlaminar shear modulus/GPa	2.5
Longitudinal tensile strength/MPa	1384.7
Longitudinal compressive strength/MPa	710.6
Transverse tensile strength/MPa	22.3
Transverse compressive strength/MPa	95
Interlaminar shear strength/MPa	62.52

表 2 ROHACELL 71 IG-F 无孔泡沫的性能

Table 2 Properties of ROHACELL 71 IG-F atreto-foam

Property	Value
Density/($\text{kg} \cdot \text{m}^{-3}$)	75
Elastic modulus/MPa	92
Shear modulus/MPa	29
Tensile strength/MPa	2.8
Compressive strength/MPa	1.5
Shear strength/MPa	1.3

为确定机翼的受力情况从而为结构设计工作提供参考, 基于薄壁工程梁理论^[12]对单闭室与三闭室机翼的剖面进行了力学分析, 分别得到单闭室结构与三闭室结构最大截面处的正应力与剪流分布, 单闭室机翼结构最大截面处的剪流分布如图 2(a) 所示, 三闭室机翼结构最大截面处的剪流分布如图 2(b) 所示。可以看到, 三闭室结构的最大剪流较单闭室结构的小。由此可知, 三闭室方案优于单闭室方案。

依据上述理论分析以及机翼受力特点, 对机翼的结构布局形式以及铺层方案进行初始设计。机翼的结构布局采用双梁式的结构, 初始机翼结构布局如图 3 所示, 深色部分为机翼的主承力段, 浅色

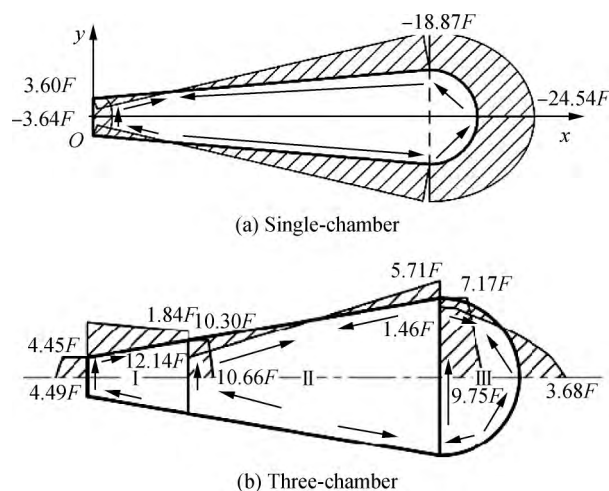


图 2 单闭室与三闭室机翼结构最大截面处的剪流分布

Fig. 2 Shear flow distributions of single-chamber and three-chamber wing structures at maximum cross-sections

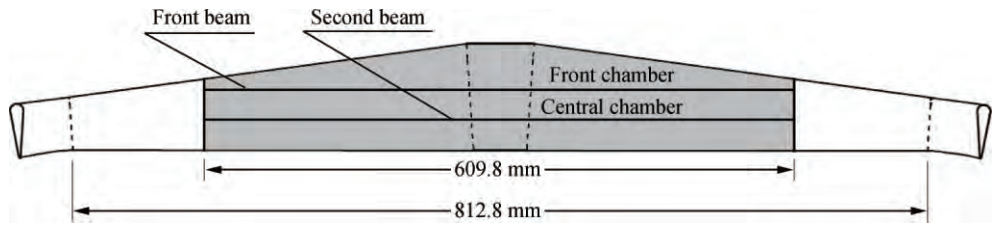


图 3 初始机翼结构布局

Fig. 3 Structure configuration of initial wing

部分为翼梢小翼部分。初始机翼的铺层如表 3 所示, 铺层方式为从内向外铺设。

表 3 初始机翼的铺层

Table 3 Lay-ups of initial wing

Area	Lay-up
Front chamber	Upper flange $[-45/45/-45/0_3/45/0_3/-45/0_3/45/0_3]$
	Lower flange $[-45/45/-45/0_3/45/0_3]$
Central chamber	Upper flange $[0_3/45/0_3/-45/0_3/45/0_2/-45/0/-45/0_3/45/0_3]$
	Lower flange $[0_3/45/0_2/-45/0/-45/0_3/45/0_3]$
Leading edge	$[45/-45/45/-45]$
Front beam	$[45/-45/-45/45]$
Second beam	$[-45/45/-45/45]$
Skin	$[0/-45/0/45/-45/45]$

2 有限元模型的建立及对比

为有效预测机翼的破坏载荷, 在商业有限元软件 ABAQUS 的基础上, 以初始设计的机翼为原型建立了一套能够有效预测该全复合材料机翼失效载荷的有限元模型。在 ABAQUS 中, 共有 3 种建立全复合材料机翼模型的方式, 分别为常规壳 (Conventional Shell)、连续壳 (Continuum Shell) 和实体 (Solid) 建模方式。使用这 3 种建模方式建立了 4 种有限元模型, 最终从中选择出 1 种比较有效、合理、正确, 同时工作量和计算代价适中, 适合用于大量计算的方法模拟全复合材料机翼的失效载荷。

2.1 常规壳模型

在 ABAQUS 中, 常规壳单元只能通过截面性质定义壳的厚度对参考面进行离散, 并假定横向剪切变形非常小, 在计算中施加 Kirchhoff 约束。常规壳单元能够较好地求解薄壳问题^[13]。因此, 首

先尝试采用常规壳方式对机翼进行建模。

由于施加在翼梢小翼上的载荷远远小于施加在主承力段上的载荷, 同时翼梢小翼的铺层也远比主承力段的铺层薄, 因此, 为讨论翼梢小翼对机翼失效载荷的影响, 建立了 2 种常规壳模型: 完整机翼模型与主承力段模型。机翼常规壳模型如图 4 所示。由于机翼结构以及边界条件的对称性, 仅建立一半的机翼模型。

在常规壳模型中, 采用四结点的一次减缩积分壳 (S4R) 单元模拟全复合材料机翼, 八结点线性六面体 (C3D8R) 单元 (缩减积分, 沙漏控制) 模拟无孔泡沫。其中, 完整机翼模型包含 6 625 个 S4R 单元, 7 298 个 C3D8R 单元; 主承力段模型包含 5 498 个 S4R 单元, 2 322 个 C3D8R 单元。

所用复合材料的材料属性如表 1 所示, 并采用 Hashin 准则^[14]作为复合材料的失效准则。泡沫属

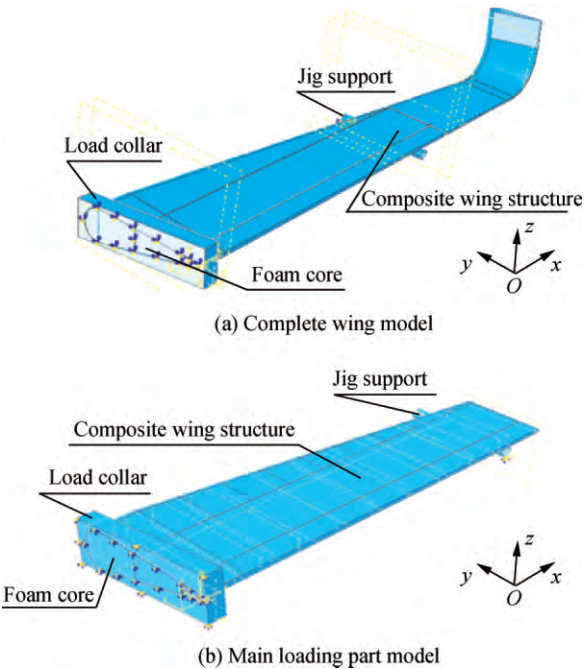


图 4 机翼常规壳模型

Fig. 4 Conventional shell models of wing

性采用表 2 中的数据, 由于泡沫的模量远小于复合材料的模量, 泡沫失效后对机翼承载能力的影响较小, 因此忽略泡沫的失效, 认为在加载过程中, 泡沫不发生失效。

为模拟机翼在加载过程中受到的约束, 设定了如下的边界条件: 在机翼、泡沫以及加载块的对称面上施加关于 x 轴的对称边界条件 ($U1 = UR2 = UR3 = 0$), 加载块模型施加位移载荷, 以模拟机翼收到的加载块作用, 具体为 $U1 = U2 = UR1 = UR2 = UR3 = 0$, $U3 = -50.8 \text{ mm}$, 在支撑块上施加固支边界条件。机翼主承力段有限元模型的边界条件如图 5 所示。

有限元模型模拟的机翼力学性能与试验结果如表 4 所示。可以看出, 2 种常规壳模型所得的数值结果相差较小, 均能较好地模拟全复合材料机翼的

失效载荷。然而, 主承力段模型的网格总数量仅为完整机翼模型网格总数的 56.17%。因此, 综合考虑计算精度与计算代价, 主承力段模型优于完整机翼模型。在后续建模中, 均忽略翼梢小翼的影响。

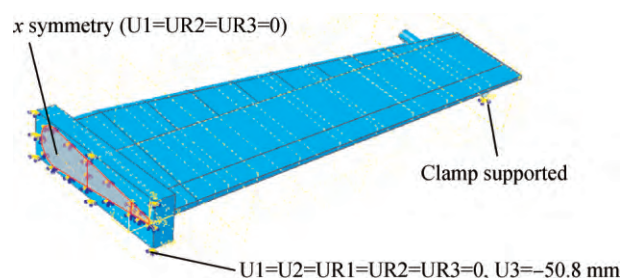


图 5 机翼主承力段有限元模型的边界条件

Fig. 5 Boundary conditions of finite element model for main loading part of wing

表 4 有限元模型模拟的机翼力学性能与试验结果

Table 4 Mechanical properties simulated by finite element models and testing results of wing

Result type	Model	Failure load/N	Relative error of failure load/%	Stiffness/ ($\text{N} \cdot \text{mm}^{-1}$)	Relative error of stiffness/%	Load/mass ratio/ ($\text{N} \cdot \text{g}^{-1}$)
Testing		10 955.0		296.08		18.50
Simulated	Complete wing conventional shell	10 151.6	7.33	296.66	0.20	18.47
	Main loading part conventional shell	10 089.9	7.90	300.29	1.42	19.04
	Continuum shell	6 965.9	36.41	275.22	7.05	12.98
	Solid	10 579.2	3.43	306.11	3.39	18.78

2.2 连续壳模型

在 ABAQUS 中, 连续壳单元介于常规壳单元和实体单元之间, 类似于三维实体单元, 对整个三维物体进行离散并建立数学描述, 但其动力学和本构行为是类似于常规壳单元的。对于有厚度变化的结构和厚壳模拟, 连续壳模型比常规壳模型更加精确。

由于设计的机翼铺层较厚, 且不同部位的铺层厚度不同, 所以尝试采用连续壳建模。机翼连续壳模型如图 6 所示。

在连续壳模型中, 机翼采用有限膜应变的八结点四边形面内通用连续壳 (SC8R) 单元 (缩减积分, 沙漏控制), SC8R 单元数量为 11 128。泡沫同样采用 C3D8R 单元模拟, 泡沫共计 1 020 个 C3D8R 单元。

连续壳模型的材料属性与常规壳模型相同, 同样采用 Hashin 准则^[14]为材料的失效准则。边界条件与主承力段模型的边界条件相同。

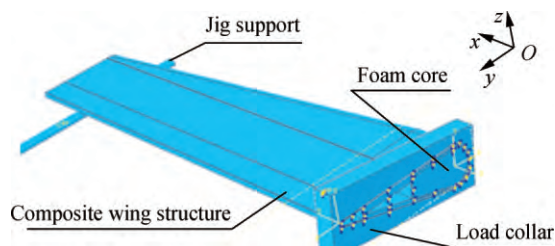


图 6 机翼连续壳模型

Fig. 6 Continuum shell model of wing

2.3 实体模型

在 ABAQUS 中, 采用实体单元可以获得较为精确的横向剪切应力以及层间剪切应力。而层间剪切破坏又是全复合材料机翼经常发生的破坏形式。因此, 考虑采用实体单元建模, 以获得更高的模拟精度。

实体模型的采用非协调模式的八结点线性六面体 (C3D8I) 单元, 单元总数为 6 312。实体模型的复合材料属性见表 1, 采用 Tsai-Wu 失效准则^[15], 实

体模型的边界条件与主承力段模型相同。

2.4 有限元结果对比

表 4 给出了 4 种有限元模型的计算结果与初始设计机翼的试验结果。其中, 实体模型计算所得的失效载荷的相对误差最小, 完整机翼模型计算所得的刚度以及载荷/质量比的误差最小。

虽然实体模型计算所得失效载荷的相对误差最小, 仅为 3.43%, 但其建立过程复杂, 计算时间较长, 难以大规模应用; 而连续壳单元计算所得的失效载荷的相对误差过大, 无法准确预测全复合材料机翼的失效载荷。鉴于完整机翼模型与主承力段模型对比分析的结果(见第 2.1 节), 选择采用常规壳单元建立的主承力段模型作为最终的有限元模型。

选用主承力段模型时, 模拟与试验机翼破坏模式如图 7 所示。可以看出, 模拟所得的破坏位置及破坏形式与试验的吻合良好, 验证了所建有限元模

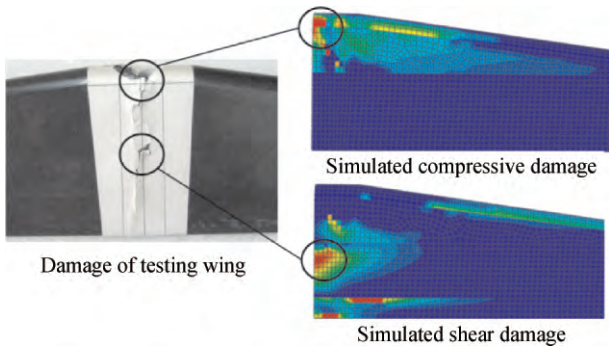


图 7 模拟与试验机翼破坏模式

Fig. 7 Damage modes of wing for simulated and testing

型的正确性。

3 机翼结构设计

为得到具有高结构承载效率的结构布局形式, 建立并改进了 14 种不同结构形式的全复合材料机翼, 并为 14 种结构形式赋予了不同的铺层方式, 最终形成了 117 个机翼设计方案。对 117 个机翼设计方案的数据进行统计处理, 采用载荷/质量比的平均值以及最大值衡量该结构形式的承载效率, 通过对比获得了较优的结构形式。不同结构布局方案机翼的载荷/质量比如表 5 所示。

3.1 单闭室方案

在工艺流程方面, 单闭室的无梁结构显然更加易于制造; 同时, 如果没有泡沫, 也能减轻机翼的质量。因此, 首先设计了空心蒙皮结构。经有限元模拟可知, 该结构的最大载荷/质量比为 12.21 N/g。

空心蒙皮结构的变形形式如图 8 所示。可以看出, 上蒙皮发生了失稳破坏。所以, 需要在此基础上添加泡沫夹心结构维持上下蒙皮的稳定性。经有限元模拟可知, 由于泡沫有效抑制了上下翼面的失稳以及屈曲, 泡沫夹心结构的最大载荷/质量比从 12.21 N/g 增加到 16.82 N/g。

考虑到上下翼面为机翼的主要受力部位, 采用筋条加强的形式对上下翼面进行加强, 从而形成了蒙皮加筋结构。该结构的最大载荷/质量比为 16.93 N/g, 相对于泡沫夹心结构的提升并不大。

表 5 不同结构布局方案机翼的载荷/质量比

Table 5 Load/mass ratios of wings with different structure configuration plans

Number	Type	Structure	Number of projects for each configuration form	Statistical load/mass ratio/(N · g ⁻¹)		
				Min	Average	Max
1	Single-chamber	Hollow skin	6	3.76	7.79	12.21
2		Skin-foam	7	8.61	12.69	16.82
3		Skin-stiffened	7	14.52	15.54	16.93
4	Double-chamber	I-beam	8	17.10	19.23	20.61
5		C-beam	8	9.77	9.98	10.78
6		Cylinder-reinforced	7	4.15	6.84	8.64
7		Bent-beam	9	18.02	20.14	23.00
8	Three-chamber	Double I-beam	11	10.33	19.46	23.77
9		Double bent-beam	9	12.43	13.03	14.47
10		Hybrid double beam	9	21.02	20.69	24.25
11	With wing-ribs	Double I-beam with single wing-rib	9	16.49	17.34	18.97
12		Double I-beam with double wing-ribs	9	16.16	16.89	18.59
13		Hybrid double beam with single wing-rib	9	18.38	20.47	23.50
14		Hybrid double beam with double wing-ribs	9	17.96	20.06	21.84

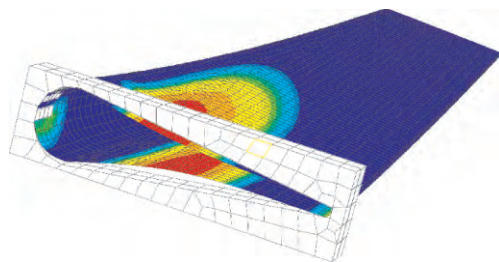


图 8 空心蒙皮结构的变形形式
Fig. 8 Deformation type of hollow skin structure

3.2 双闭室方案

由于单闭室方案的载荷/质量比均较低,考虑到航空结构的工程实践经验,为机翼添加了 1 根梁,从而形成了双闭室结构。

共设计了 4 种不同结构形式的梁:工字梁、C 型梁、柱形加强梁及弯折梁。双闭室机翼结构如图 9 所示。

经过有限元模拟分析得到双闭室方案的结果,如表 5 所示。可以看出,双闭室方案的最大载荷/

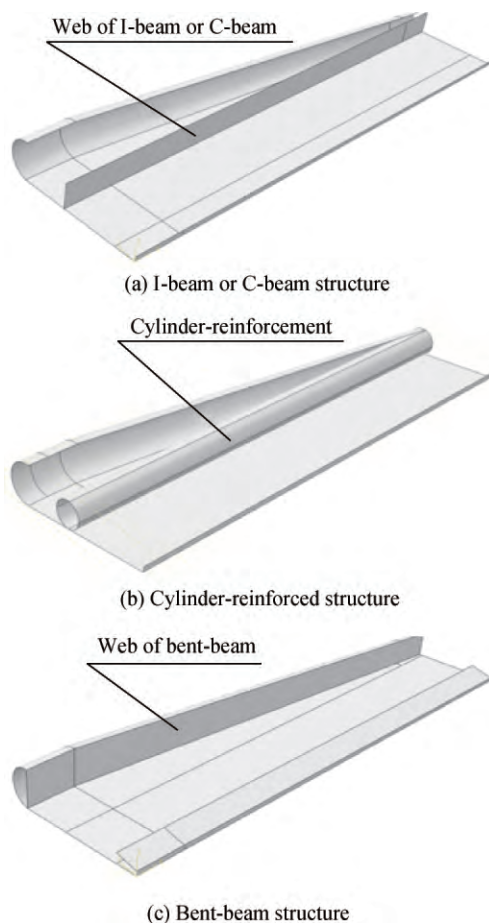


图 9 双闭室机翼结构
Fig. 9 Double-chamber wing structures

质量比达到了 23.00 N/g,相对于单闭室方案有了极大的提升;同时,还可以看出,工字梁与弯折梁方案的载荷/质量比明显高于 C 型梁以及柱形加强梁方案的。

3.3 三闭室方案

考虑到三闭室方案的剪流分布会比双闭室方案更加合理,因此,在双闭室方案的基础上,设计了三闭室方案。由于 3.2 节中的工字梁以及弯折梁方案的载荷/质量比较高,因此将工字梁及弯折梁进行组合,共形成了 3 种三闭室结构方案。三闭室机翼结构如图 10 所示。

经过有限元计算可知,三闭室方案的最大载荷/质量比提升到了 24.25 N/g,较单闭室与双闭室方案均有较大提升,这一结果与第 1 节中的理论分析结果相吻合;同时,从表 5 中还可以看出,双工字梁结构与混合双梁结构的载荷/质量比较大,明显优于双弯折梁结构。

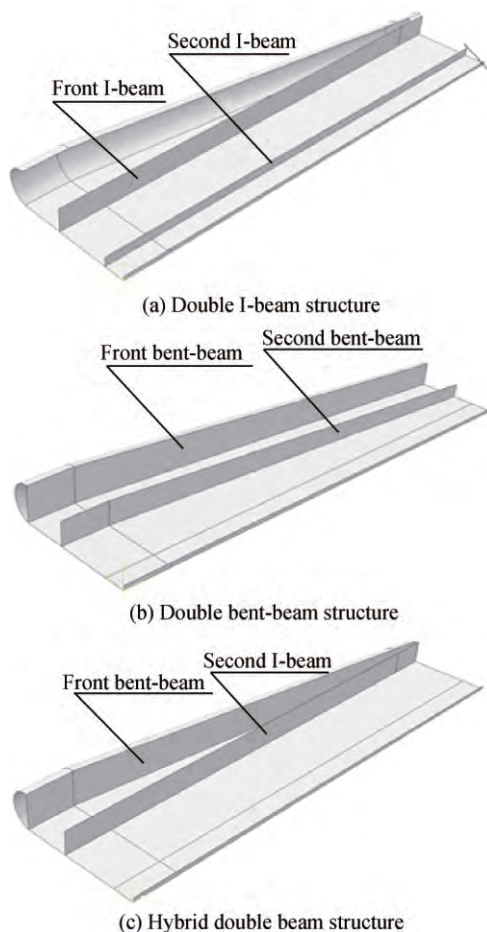


图 10 三闭室机翼结构
Fig. 10 Three-chamber wing structures

3.4 带翼肋方案

考虑到翼肋能够在对机翼上下翼面起到支撑作用的同时, 对剪流分布起到积极作用, 在 3.3 节双工字梁结构与混合双梁结构的基础上, 分别尝试添加单肋以及双肋结构, 形成了 4 种带翼肋的结构。带翼肋机翼结构如图 11 所示。

经过有限元模拟计算可知, 带翼肋结构方案的最大载荷/质量比为 23.50 N/g, 相较于三闭室方案并没有体现出优势。其原因在于翼肋在本文采用的加载方式下对有效载荷的影响较小, 但本身的质量又较大, 从而导致带翼肋结构方案的载荷/质量比较低; 同时, 从表 5 中还可以看出, 单肋设计方案的最大载荷/质量比优于对应双肋设计方案的。

3.5 结构设计总结

将所有统计数据汇总到表 5 中, 可以看出 7、8、10 以及 13 号方案明显优于其他方案。10 号方案的最大载荷/质量比最高, 8 号其次。

针对 7 号方案的弯折梁结构, 其最大载荷/质量比较低; 同时, 该弯折梁的工艺较为复杂, 工艺稳定性难以保障。因此排除 7 号方案。

13 号结构方案的载荷/质量比依旧低于 10 号方案的, 翼肋需采用二次固化工艺, 工艺稳定性较一次成型的 10 号方案低, 因此排除 13 号方案。

对比 8 号方案与 10 号方案, 10 号方案相对于 8

号方案, 其最大载荷/质量比仅提升了 2.0%, 平均载荷/质量比差距为 6.3%, 优势并不明显。然而 10 号方案采用的混合双梁中包含一段弯折梁, 该弯折梁的工艺较为复杂, 工艺稳定性难以保障。综合考虑结构效率与工艺因素, 选用 8 号方案作为结构布局方案。

在 8 号结构布局设计方案的基础上, 对铺层进行了优化设计, 形成了最终设计方案。该方案的结构布局形式为双工字梁结构, 如图 10(a)所示。最终设计方案中的机翼铺层如表 6 所示, 有限元模型模拟的最终设计方案机翼的力学性能与试验结果如表 7 所示。

表 6 最终设计方案中的机翼铺层
Table 6 Lay-ups of wing in final designed plan

Area	Lay-up
Front chamber	Upper flange [0 ₄ /-45/0 ₄ /45/90/-45/0 ₄ /45/0 ₄ /-45/0 ₄ /45/0 ₃ /-45/90/45/0 ₃]
	Lower flange [0 ₄ /-45/0 ₄ /45/0 ₃ /-45/90/45/0 ₃]
Central chamber	Upper flange [45/0/-45/90/45/0 ₃]
	Lower flange [45/-45/90/45/0 ₃]
Leading edge	[-45 ₂ /0 ₂ /45 ₂ /0 ₂ /-45 ₂ /90/45 ₂ /0 ₃]
Front beam	[-45/0/45/0/45/0/45/0/-45/-45 ₂ /45 ₂]
Second beam	[45/-45/90/45/0 ₃]
Skin	[0/-45/0/45/-45]

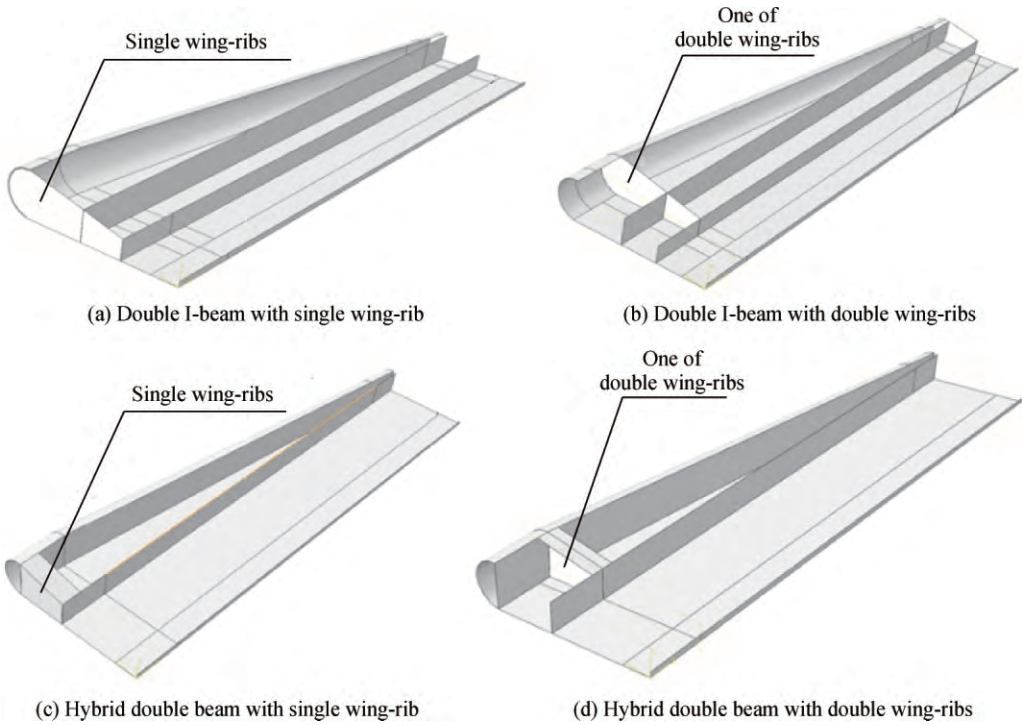


图 11 带翼肋机翼结构

Fig. 11 Wing structures with wing-ribs

表 7 有限元模型模拟的最终设计方案中的机翼力学性能与试验结果

Table 7 Mechanical properties of wing in final designed plan simulated by finite element models and testing results

Parameter	Testing	Simulated	Relative error/%
Failure load/N	14 787.50	14 505.72	1.91
Failure displacement/mm	39.026	37.866	2.97
Mass/g	611.80	518.32	15.28
Load/mass ratio/ (N · g ⁻¹)	24.17	27.99	

4 试验验证

按照最终设计方案,加工制造了全复合材料机翼。制造的全复合材料机翼如图 12 所示。

机翼采用图 1 所示的试验方式进行加载试验,机翼加载过程如图 13 所示。

由表 7 还可以看出,模拟所得的最终机翼设计方案的失效载荷与试验值之间的相对误差仅为 1.91%,失效位移的相对误差仅为 2.97%,验证了所建有限元模型的正确性和有效性。

设计并加工制造的机翼载荷/质量比达到了 24.17 N/g,相对于初始机翼的提升了 30.65%,证明了设计方法的有效性。



图 12 制造的全复合材料机翼
Fig. 12 Manufactured all-composite wing

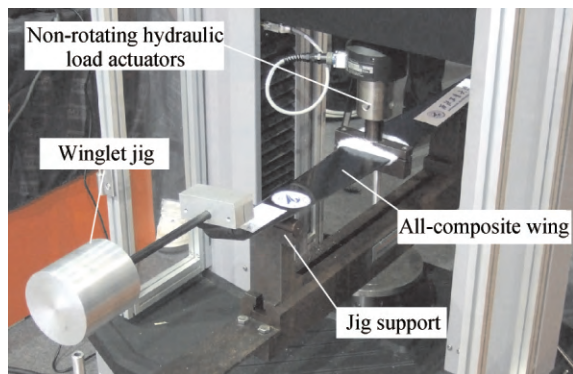


图 13 机翼加载过程
Fig. 13 Loading process of wing

5 结论

(1) 采用四结点的一次减缩积分壳单元建模能够较好地模拟复合材料结构的失效载荷。

(2) Hashin 准则能够有效模拟复合材料的失效模式及刚度降阶等,可应用于计算全复合材料机翼的失效载荷。

(3) 泡沫夹心结构能够有效地维持全复合材料机翼翼面的稳定性。

(4) 理论分析以及有限元模拟结果均指出三闭室结构的承载效率优于单闭室结构的,同时,有限元模拟结果表明三闭室结构优于双闭室结构。

(5) 对于三点弯曲加载形式,翼肋对机翼承载效率的提升很小,甚至会降低机翼承载效率。

(6) 模拟所得的最终机翼设计方案的失效载荷与试验值之间的相对误差仅为 1.91%,失效位移的相对误差仅为 2.97%,所建立的有限元模型有效。

(7) 设计并加工制造的机翼的载荷/质量比达到了 24.17 N/g,相对于初始机翼的 18.50 N/g 提升了 30.65%,证明了设计方法的有效性。

参考文献:

- [1] KASSAPOGLOU C. Design and analysis of composite structures[M]. Hoboken: John Wiley & Sons, 2013: 46-52.
- [2] HINTON M J, SODEN P D. Predicting failure in composite laminates: The background to the exercise[J]. Composites Science and Technology, 1998, 58(7): 1001-1010.
- [3] SPOTTSWOOD S M, PALAZOTTO A N. Progressive failure analysis of a composite shell[J]. Composite Structures, 2001, 53(1): 117-131.
- [4] WIGGENRAAD J F M, AOKI R, GÄDKE M, et al. Damage propagation in composite structural elements—Analysis and experiments on structures[J]. Composite Structures, 1996, 36(3): 173-186.
- [5] 冯雁, 郑锡涛, 吴淑一, 等. 轻型复合材料机翼铺层优化设计与分析[J]. 航空学报, 2015, 36(6): 1858-1866.
FENG Y, ZHENG X T, WU S Y, et al. Layup optimization design and analysis of super lightweight composite wing[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2015, 36(6): 1858-1866 (in Chinese).
- [6] 安国锋, 吕胜利, 赵庆兰, 等. 无人机全复合材料机翼的结构有限元分析[J]. 强度与环境, 2009, 36(6): 40-44.
AN G F, LV S L, ZHAO Q L, et al. Finite element analysis for all composite wings of UAV[J]. Structure & Environment Engineering, 2009, 36(6): 40-44 (in Chinese).
- [7] 张元明, 赵鹏飞. 低速小型无人机中的复合材料结构及分析[J]. 玻璃钢/复合材料, 2003(6): 36-40.

- ZHANG Y M, ZHAO P F. Analysis of composite UAV structure[J]. Fiber Reinforce Plastic/Composites, 2003(6): 36-40 (in Chinese).
- [8] 仲健林, 马大为, 乐贵高. 某型无人机复合材料尾翼的分析与优化[J]. 兵器材料科学与工程, 2013, 36(6): 52-55.
- ZHONG J L, MA D W, LE G G. Analysis and optimization for composite tail of an unmanned aerial vehicle[J]. Ordnance Material Science and Engineering, 2013, 36(6): 52-55 (in Chinese).
- [9] 胡江波, 梁宪珠, 张铨, 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, 26(3): 37-40.
- HU J B, LIANG X Z, ZHANG C, et al. Study on structure design and manufacture of high load-weight ratio composite wing model[J]. Development and Application of Materials, 2011, 26(3): 37-40 (in Chinese).
- [10] 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 C Y, YI X S, LI W D, et al. Design, manufacturing and testing of composite wing model via integral forming process[J]. Journal of Aeronautical Materials, 2011, 31(4): 56-63 (in Chinese).
- [11] 张驰, 郑锡涛, 刘振东. 轻型复合材料泡沫夹层机翼结构设计与分析[J]. 西北工业大学学报, 2013, 31(6): 884-890.
- ZHANG C, ZHENG X T, LIU Z D. Design and analysis of a light composite wing with foam core sandwich structure[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2013, 31(6): 884-890 (in Chinese).
- [12] 黄其青. 结构力学基础[M]. 西安: 西北工业大学出版社, 2001: 105-113.
- HUANG Q Q. Fundamental of structure mechanics[M]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University Press, 2001: 105-113 (in Chinese).
- [13] 庄茁. 基于 ABAQUS 的有限元分析和应用[M]. 北京: 清华大学出版社, 2009: 117-118.
- ZHUANG Z. Finite element analysis and application based on ABAQUS[M]. Beijing: Tsinghua University Press, 2009: 117-118 (in Chinese).
- [14] HASHIN Z. Failure criteria for unidirectional fiber composites[J]. Journal of Applied Mechanics, 1980, 47(2): 329-334.
- [15] TSAI S W, WU E M. A general theory of strength for anisotropic materials[J]. Journal of Composite Materials, 1971, 5(1): 58-80.

Structural design and test verification of all-composite wing for unmanned aerial vehicle

LIU Zhendong, ZHENG Xitao*, FENG Yan, ZHANG Di

(School of Aeronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: In order to improve the ratio of effective load to wing mass (load/mass ratio) of all-composite wing, a finite element simulate approach was proposed to predict the ultimate load of all-composite wing, and the structural design framework which can raise the structural efficiency of wing was established. First, based on the thin-walled engineering beam theory, theoretical analysis was conducted on all-composite wing, and the initial design of structure form and lay-ups form for all-composite wing was preceded. Then, based on the testing data of initial wing, four kinds of different finite element models were built using ABAQUS, and the best numerical simulate approach was obtained by contrast. After that, fourteen kinds of structure configuration forms were established and each structure form were given with different lay-up plans, thus one hundred and seventeen design plans for wing were formed, the load/mass ratios and manufacture factors of each structure form were contrasted. Finally, the all-composite wing was manufactured and test verification was conducted. The results show that double I-beam structure is the best structure configuration form of wing, which has relatively high load bearing efficiency. The relative error between simulated load and testing value is only 1.91%, which verifies the correctness of finite element model. The load/mass ratio of wing reaches 24.17 N/g, which is 30.65% higher comparing with that of the initial design. The conclusions obtained show that the design approach is valid.

Keywords: composite structure; structural design; strength; structural efficiency; finite element model