

DOI:10.19344/j.cnki.issn1671-5276.2025.01.040

某高速无人机机翼结构与气动弹性分析

冯正建, 胡琦, 李欣, 刘其琛, 刘张君, 王昆

(航天时代飞鸿技术有限公司, 北京 100094)

摘 要:针对某型高速无人机的结构设计要求,设计一种相对厚度小、承载能力强的双梁式复合材料机翼。在 Hyperworks 中建立机翼的有限元模型,采用最大应变准则和 Von-Mises 准则对机翼的复合材料结构和金属结构进行强度校核,结果表明位移与应变均在允许范围之内。对机翼进行气动弹性分析表明机翼结构满足气动弹性的要求。通过静力试验结果表明机翼结构满足强度和刚度的要求。

关键词:无人机;复合材料;机翼;结构设计;气动弹性

中图分类号:V214.1⁺1 **文献标志码:**B **文章编号:**1671-5276(2025)01-0192-05

Structural Design and Aerodynamic Analysis of Wing for High Speed UAVs

FENG Zhengjian, HU Qi, LI Xin, LIU Qichen, LIU Zhangjun, WANG Kun

(Aerospace Times Feihong Technology Company Limited, Beijing 100094, China)

Abstract:In order to meet the structural design requirements of a high-speed UAV, a double-beam composite wing with relatively small thickness and high-bearing composite wing is designed. The finite element model of the designed wing is established in Hyperworks software. The strength analysis of metal and composite structure is carried out using Von-Mises criterion and Maximum strain criterion. The results indicate that the displacement and strain are within the allowable range. The aerodynamic analysis of the wing shows that the structure of the wing meets the requirements of aeroelasticity. And the static test verifies that the structure of the wing meets the strength and stiffness as required.

Keywords:unmanned aerial vehicles; composite material; wing; structural design; aeroelasticity

0 引言

无人机作为现代战争中的重要一员,具有使用限制少、隐蔽性好等特点,在军事领域的地位和作用日渐突出^[1]。低速无人机飞行速度低,战场存活率低,高速无人机因其高速、大机动的特点,具有更高的应用价值^[2]。高速无人机一般具有小展弦比、薄翼型、载荷高、后掠角大等特点,传统的机翼结构无法满足刚度、强度的要求。复合材料具有比强度高、质量轻、可设计等特点,被广泛应用于航空航天领域的次承力结构甚至主承力结构^[3]。

机翼作为无人机上的关键承力部件,国内外大量学者针对复合材料机翼进行了研究^[4-5]。刘振东等^[6]基于薄壁工程梁理论,对全复合材料机翼进行了理论分析,并对机翼的结构形式与铺层形式进行了设计优化,制造了全复合材料机翼并进行了试验验证。邵家儒等^[7]建立了机身与机翼间的螺栓连接模型,研究了不同连接形式下的应

力分布及应力集中问题,并分析了不同板材间的胶接模型对结构应力变化的影响。刘峰等^[8]研究了某工字梁复合材料无人机机翼的铺层优化方法,完成了翼梁的分段铺层设计和强度校核。王喆^[9]对复合材料平尾进行了强度分析与优化改进。

大量学者对低速无人机进行了研究,而对高速无人机机翼设计研究较少。随着无人机向高速、大机动方向发展,机翼具有薄翼型、展弦比小、载荷大的特点,传统的机翼结构设计方法已无法满足高速无人机的强度要求。

本文针对某型高速无人机的机翼气动外形,采用双 C 型梁复合材料机翼结构设计。通过有限元分析,验证了机翼结构设计的合理性,其强度、刚度、结构和效率都超出了传统的无人机机翼。通过气动弹性分析,验证了机翼满足气动弹性的要求,为未来更高性能的复合材料机翼提供了设计依据。

第一作者简介:冯正建(1990—),男,河南信阳人,工程师,硕士,研究方向为无人机结构总体设计及强度计算,1529110665@qq.com。

1 机翼结构设计

机翼为无人机提供升力,对无人机的综合性能有很大影响。机翼结构设计应满足结构的强度、刚度、外形准确度以及外表面光滑度等方面的要求。在最大过载及考虑安全系数的情况下,结构不失稳破坏并且翼梢处的最大变形要小于设计值;结构质量尽可能轻,拆装方便,便于运输和维修^[10]。

某型高速无人机机翼相对厚度小,展弦比小,相对弯矩、转矩和集中力大,按照传统机翼结构设计方式,采用多腹板或单块式机翼结构较为合适。但是,该种设计方式会导致有较多的腹板或长桁等纵向结构。因结构复杂,成型质量难以控制,本文设计了一种双梁式复合材料机翼结构布局,该机翼主要由上蒙皮、下蒙皮、前梁、后梁、翼肋、翼梁接头以及副翼组成,如图1所示。

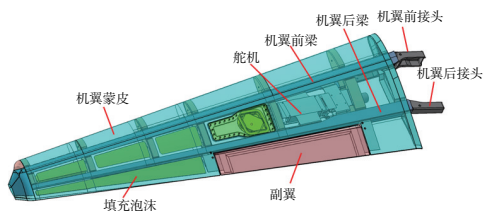


图1 复合材料机翼结构示意图

翼肋布置如图2所示,机翼沿着展向布置了一定数量的翼肋,传递蒙皮受到的气动载荷,并提高机翼蒙皮的稳定性。机翼翼根处的加强肋为铝合金材质,其余翼肋为复合材料。副翼翼肋均为铝合金材质,从而提高副翼的承载能力。翼肋采用预埋式成型,材料选用 T300 碳纤维编织布,机翼前、后梁主要承担气动力产生的弯矩,梁的上、下缘条承担机翼总体弯矩造成的轴向力,梁腹板承担机翼的剪力。翼肋和梁形成的封闭空间承担机翼的大部分转矩。蒙皮局部填有泡沫,起到提高蒙皮整体稳定性的作用。

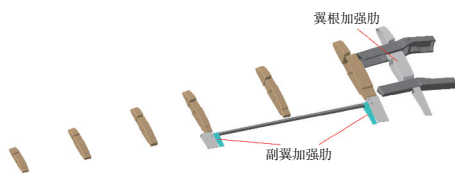


图2 翼肋布置示意图

副翼结构如图3所示。副翼由金属加强肋、转轴与复合材料蒙皮组成,空隙区域用泡沫修形

填充。副翼通过转轴及衬套与机翼连接,用衬套提高副翼和副翼转轴间连接的可靠性。

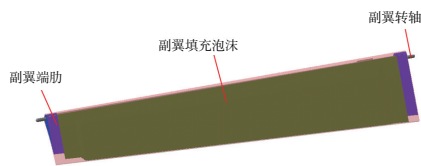


图3 副翼结构示意图

机翼的主要制造材料有碳纤维复合材料编织布、单向带、金属材料等,各材料的基本力学性能参数如表1和表2所示。复合材料采用许用应变设计,在设计载荷下的许用应变值为:压缩 $\varepsilon_c = 4\,000\ \mu\varepsilon$;拉伸 $\varepsilon_t = 5\,500\ \mu\varepsilon$;剪切 $\gamma = 7\,600\ \mu\varepsilon$ ^[11]。

表1 机翼所用金属材料的基本力学参数

参数	2A12	30CrMnSi2A
E/GPa	68	207
μ	0.33	0.30
σ_b/MPa	424	1\,627
σ_s/MPa	549	1\,720

表2 机翼所用复合材料力学性能参数

参数	T300 碳纤维预浸料	T700 碳纤维单向带预浸料
E_{11}/GPa	54.10	126
E_{22}/GPa	53.50	6.65
G_{12}/GPa	3.18	2.65
μ_{12}	0.28	0.33
X_T/MPa	745	2\,377
Y_T/MPa	636	41.30
S_{12}/MPa	62.90	51.20
X_C/MPa	482	800.50
Y_C/MPa	482	138

2 有限元分析

2.1 模型简化及处理

将机翼的三维几何模型导入有限元分析前处理软件 Hypermesh 中,并对模型进行几何清理和简化,对机翼蒙皮、翼肋、前后缘条抽取中面。去除不影响有限元分析的微小特征,如直径小于 5 mm 的倒角、小孔等。复合材料部件采用 shell 单元模拟。机翼和副翼端肋采用壳单元模拟,机翼

前、后梁接头采用 solid 单元模拟,副翼转轴采用 beam 单元模拟,采用共节点、MPC 刚性单元和约束算法模拟组件之间的连接关系。由于机翼是对称结构,为减少计算周期,采用 1/2 模型进行仿真分析。基于通用有限元软件 Hyperworks 建立的有限元模型如图 4 所示。

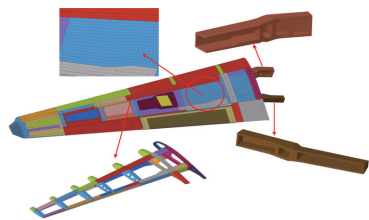


图 4 机翼有限元模型

2.2 气动载荷

无人机巡航状态的机翼气动载荷由 CFD 计算给出。为了能够较为精确地施加气动载荷,在载荷施加时,对机翼表面进行了划分。弦向方向将机翼上、下表面均分成两部分,展向方向将机翼上下表面分为 6 段。机翼共分为 13 个区域,如图 5 所示。其中 x 方向为机头指向机尾, y 方向竖直向上为正, z 方向根据右手法则确定。1 倍过载下,CFD 计算的机翼各表面气动力数值如表 3 所示。

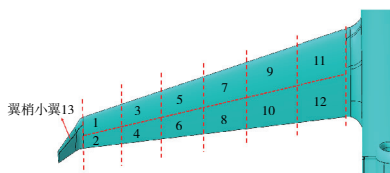


图 5 机翼气动载荷分区示意图

表 3 机翼各区域最大气动力数值 单位:N

区域编号	F_x	F_y	F_z
1	-5.38	482.54	19.31
2	25.57	214.83	1.44
3	-4.59	628.57	24.00
4	31.74	277.80	1.94
5	-1.43	763.55	28.04
6	33.21	338.55	3.07
7	1.68	852.17	30.61
8	31.85	369.37	3.94
9	4.99	869.27	30.90
10	32.66	382.17	4.19
11	12.53	784.61	30.51
12	40.78	408.47	6.05
13	-10.26	236.00	-114.00

2.3 位移边界条件

建模选取左半机翼,在机翼对称面处施加对称位移约束。机翼通过根部前、后梁接头插入相应的机身框安装套箱中,用销钉与机身连接。约束机翼、前后接头与机身套箱接触部分单元的垂直于展向的两个平动自由度以及沿着展向的转动自由度。

2.4 失效准则及判据

该无人机机翼主要由金属材料及复合材料构成。金属材料采用 Von-Mises 失效准则作为失效判据。复合材料采用最大应变准则判断失效。

2.5 有限元分析结果

3 倍过载下,安全系数取 1.5,机翼的有限元静力分析计算结果如图 6—图 17 所示。

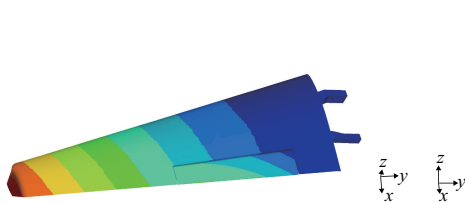


图 6 机翼位移云图

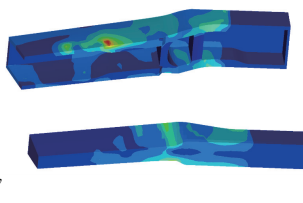


图 7 机翼接头应力云图

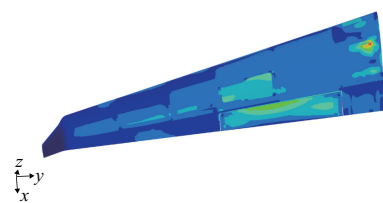


图 8 机翼蒙皮 x 方向拉伸应变云图

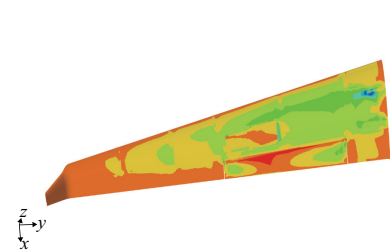


图 9 机翼蒙皮 x 方向压缩应变云图

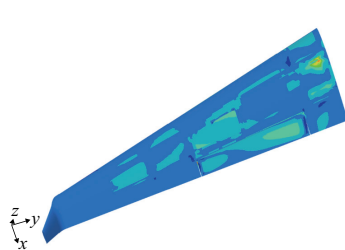


图 10 机翼蒙皮剪应变云图

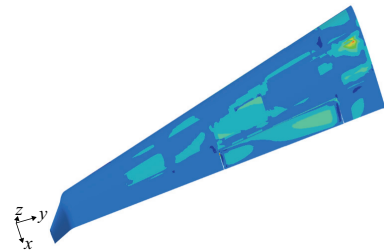


图 11 机翼蒙皮 y 方向拉伸应变云图

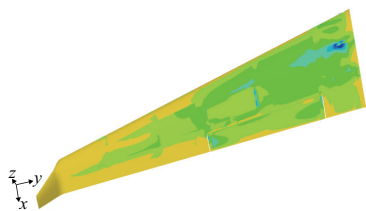
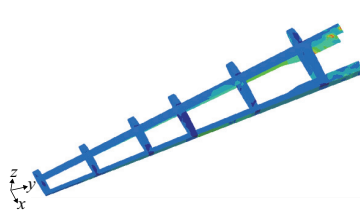
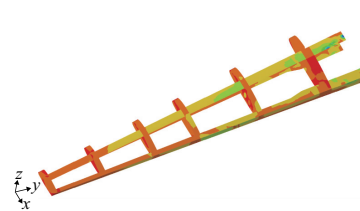
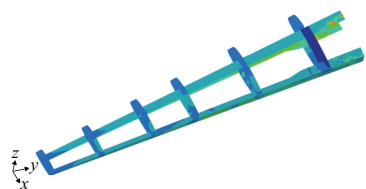
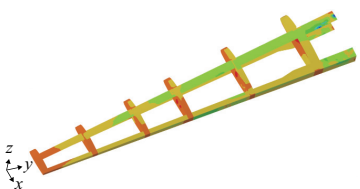
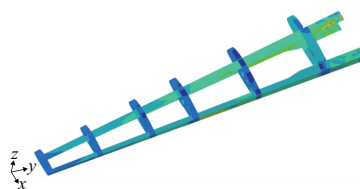
图 12 机翼蒙皮 y 方向压缩应变云图图 13 机翼梁 x 方向拉伸应变云图图 14 机翼梁 x 方向压缩应变云图图 15 机翼梁 y 方向拉伸应变云图图 16 机翼梁 y 方向压缩应变云图

图 17 机翼梁剪应变云图

从机翼的整体位移变形情况可以看出,机翼的位移从翼根处逐渐增大,机翼后缘整体位移稍大于前缘位移,说明机翼在气动力作用下发生了一定程度的扭转变形。最大位移在翼尖小翼上,为 248.6 mm。机翼最大位移与翼展之比为 4.72%,小于翼展的 5%。机翼前、后接头的应力云图如图 7 所示,最大应力 1 270 MPa,最大应力小于材料的屈服强度。蒙皮 x 方向最大拉伸应变 $4\,324\,\mu\varepsilon$,最大压缩应变 $3\,982\,\mu\varepsilon$;机翼蒙皮 y 方向最大拉伸应变 $4\,886\,\mu\varepsilon$,最大压缩应变 $3\,824\,\mu\varepsilon$;机翼蒙皮最大剪切应变 $7\,372\,\mu\varepsilon$ 。机翼梁、肋 x 方向最大拉伸应变 $3\,662\,\mu\varepsilon$,最大压缩应变 $4\,120\,\mu\varepsilon$; y 方向最大拉伸应变 $3\,499\,\mu\varepsilon$,最大压缩应变 $3\,675\,\mu\varepsilon$,最大剪切应变 $5\,060\,\mu\varepsilon$ 。机翼结构各方向的最大应变均小于复合材料的许用应变值,满足强度设计要求。

3 试验验证

受加载设备与研发时间限制,该机翼地面试验采用沙袋加载方式对机翼刚度和强度进行测试,并对加载后机翼结构进行检查确保机翼结构

没有裂纹、异响等情况。机翼变形通过固定钢尺进行测量,如图 18 所示。采用固定机身方式模拟空中飞行状态。为保证沙袋能较为真实模拟气动载荷,同时兼顾到实际加载操作的可行性,将机翼表面模拟气动载荷的沙袋加载区合并为 6 个,如图 19 所示。施加沙袋称重后并标记,确保每个沙袋与规划质量误差不大于 0.1 kg。采用逐级加载的方式,左右机翼尽量做到同时加载,载荷最终加载到设计载荷,最终加载状态如图 20 所示。

最终通过地面试验得到机翼在气动力作用下的变形情况,最大变形出现在翼梢处。加载结束后,检查机翼和机身结构,表面没有出现裂纹和机体结构破坏等现象,也没有明显残余变形。经测量,加载到设计载荷时,翼尖小翼的最大位移为 235.2 mm,与有限元分析数值误差为 5.39%。考虑到地面静力试验加载只能模拟机翼表面的法向载荷,与有限元理论加载不能完全吻合,并且有限元建模与机翼实物模型存在简化、人工测量误差等因素的存在,初步认为地面静力试验能够印证有限元建模分析的结果,即机翼的建模与仿真数据具有一定的可靠性,能够作为日后设计与校核的重要参考依据。

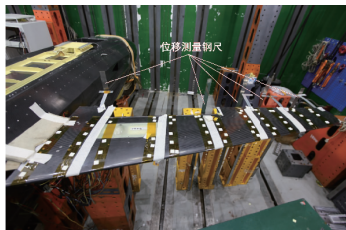


图 18 机翼位移测量示意图



图 19 机翼静力试验加载前



图 20 机翼静力试验加载后

4 气动弹性分析

在 MSC.Flds 中建立非定常气动力模型,该方法采用平板气动力方法^[12],没有考虑翼型等影

响,精度相对较低,但计算效率高。本文设计的无人机最大速度在亚音速范围内,采用偶极子网格亚音速升力面理论来建立空气动力平面。机翼空气动力网格模型如图 21 所示。本文中结构网格

节点与空气动力单元之间的相互连接是采用薄板样条方法进行插值实现。

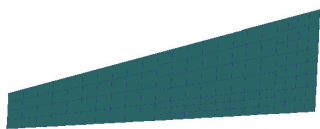


图 21 机翼气动网格

由于机身的质量和绕各轴的惯量远大于机翼,故本文不考虑气动扰动导致的附加惯性力,忽略机体的刚体模态。采用约束机翼根部固支的方法计算机翼的固有模态。机翼前 6 阶振动模态频率如表 4 所示。使用 $p-k$ 法求解机翼的颤振速度。

表 4 机翼振动模态的固有频率情况

阶数	模态固有频率/Hz	模态名称
1	30.98	机翼一弯+副翼转动
2	76.58	副翼转动
3	96.36	机翼二弯
4	117.32	机翼一扭+副翼弯曲
5	144.27	机翼三弯
6	180.74	机翼 2 阶弯曲+副翼转动

无人机俯仰过程中,左、右机翼承受对称空气动力载荷,设置空气动力流速沿着 x 轴对称,根据计算结果绘制 $V-g$ 图和 $V-f$ 图。无人机在 8 000 m 海拔高度的颤振特性如图 22 和图 23 所示。由 $V-g$ 曲线可知,在第 1、第 2、第 4、第 5、第 6 阶中, $V-g$ 曲线与 $g=0$ 并不相交,所以不会发生颤振。第 3 阶 $V-g$ 曲线与 $g=0$ 有交点,可能会发生颤振。第 3 阶颤振速度为 $V_F=303$ m/s,小于无人机的最大飞行速度。由 $V-f$ 曲线确定机翼的颤振频率,第 3 阶的颤振频率为 142.5 Hz。

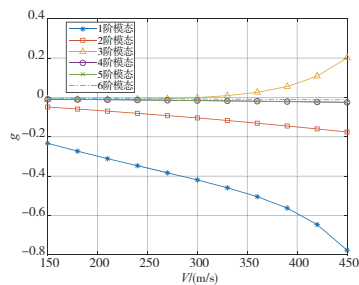


图 22 机翼颤振 $V-g$ 图

5 结语

本文针对某高速无人机相对厚度小、载荷高的特点,设计了一种双梁式复合材料机翼结构布局,并通过有限元分析探讨了该机翼的强度、刚度以及气动弹性特性。

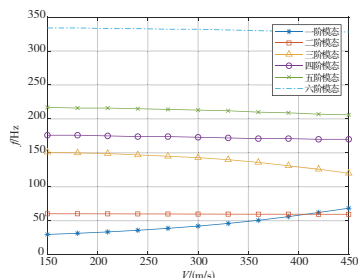


图 23 机翼颤振 $V-f$ 图

通过静力试验,验证了该机翼结构的强度和刚度。仿真计算和静力试验结果表明在气动载荷作用下,本文设计的机翼结构的最大位移小于翼展的 5%,变形满足刚度要求,且各结构件均满足强度要求。机翼的颤振速度小于最大飞行速度,满足气动弹性设计要求。综上所述,本文设计的复合材料机翼结构具有较好的承载能力,为之后的改进设计提供了依据。

参考文献:

- [1] 吕信明.军用无人机的发展及对策[J].国防科技,2013,34(1):5-7,11.
- [2] 向锦武,阎梓,邵浩原,等.长航时无人机关键技术研究进展[J].哈尔滨工业大学学报,2020,52(6):57-77.
- [3] 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.
- [4] 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.
- [5] RAJA SEKAR K, 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(1): 012058.
- [6] 刘振东,郑锡涛,冯雁,等.无人机全复合材料机翼结构与试验验证[J].复合材料学报,2016,33(5):1055-1063.
- [7] 邵家儒,刘牛,曾宪君,等.复合材料机翼结构力学分析及连接设计[J].重庆理工大学学报(自然科学版),2020,34(10):126-133.
- [8] 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.
- [9] 王喆.复合材料平尾中央翼的强度分析与设计改进[D].南京:南京航空航天大学,2017.
- [10] 祝小平.无人机设计手册[M].北京:国防工业出版社,2007.
- [11] 孙侠生.民用飞机结构强度刚度设计与验证指南:第一册[M].北京:航空工业出版社,2012.
- [12] 赵永辉.气动弹性力学与控制[M].北京:科学出版社,2007.