

小型飞机复合材料起落架结构设计

强 博

中航西安飞机工业集团股份有限公司 陕西 西安 710089

【摘 要】：为提升某型小型飞机主起落架抗弯和抗坠性能，减轻结构重量，研究人员设计了一种桁架式起落架结构。对起落架桁架主杆、接头和轮叉等结构进行了设计，以起落架实际载荷为基础，通过 Nastran 软件对小型飞机主起落架结构进行有限元分析，得到重量轻、安全性高的复合材料起落架结构。

【关键词】：复合材料；起落架；结构设计

1 引言

起落架主要用于小型飞机的起飞、着陆、地面滑跑和地面停放，滑跑和滑行时的制动，以及吸收和消耗小型飞机在着陆和地面滑跑过程中与地面相对运动产生的撞击和颠簸能量，对于小型飞机的安全起降，担负着极其重要的作用。

常规固定翼小型飞机受空间布局、重量及跑道等因素的限制，通常不带起落架，通过地面弹射或火箭助推方式实现起降。传统固定翼小型飞机的起落架多采用缓冲器与受力支柱一体化布局形式，总体结构布局集成较为复杂，难以实现轻量化设计。桁架式是起落架众多布局形式的一种，桁架式起落架具有结构布局简单、重量轻、设计制造成本低、维护方便等优点，多应用于小型中低速飞机。

复合材料具有优良的综合性能，它具有比重小、比强度高、比刚度大和比模量大等特点。复合材料可通过力学设计调节性能，可以通过选择合适的纤维基体和合理的铺层形式，制成满足使用要求的复合材料构件；由于复合材料的纤维和基体界面的阻尼较大，所以复合材料减振性能好。将复合材料技术应用于小型飞机起落架的设计制造过程中，不仅能够设计出满足需要强度的小型飞机起落架，还能够减轻小型飞机的结构重量。

2 应用软件

CATIA 是一套完整的 3D CAD/CAM/CAE 一体化软件。它的内容涵盖了产品从概念设计、工业设计、三维建模、分析计算、动态模拟与仿真、工程图的生成到生产加工成产品的全过程。

Nastran 是美国国家航空航天局（National Aeronautics and Space Administration）为适应各种航空航天工程结构分析问题而开发的多用途有限元分析程序，具有极高的软件可靠性和优秀的软件品质。

3 起落架结构设计

3.1 结构设计要求

小型飞机总重量为 14.6kg，小型飞机着陆时垂直速度为 3m/s，水平速度为 9m/s。要求在机身、机翼结构和起落架装配要求已经确定的前提下，通过设计起落架主杆、支杆的截面尺寸、铺层，使小型飞机能够满足安全着陆条件，起落架结构不发生永久性变形及破坏。

3.2 起落架结构方案

该小型飞机采用双垂尾构型，机翼和垂尾之间布置有尾撑。桁架式主起落架安装在飞机前部，机翼和尾撑的正下方。桁架式主起落架主要由一对较长主杆和一对较短支杆及连接在杆上的接头组成，如图 1 所示。在两根主杆之间有三根辅助支杆，在两根支杆间有一根辅助支杆。主杆和支杆之间使用 U 型接头连接。两个 U 型接头间的支杆除连接作用外，还可防止在降落的冲击下接头沿主杆方向的滑移。起落架与尾撑之间采用典型的单双耳式接头连接。



图 1 桁架式主起落架设计模型及实物

桁架杆为桁架式起落架的主要结构，选用复合材料进行设计以减轻起落架重量。采用高强 T300 纤维材料和环氧树脂作为桁架杆材料。起落架与尾撑的连接接头和轮叉选用 7050 高强度铝合金材料。考虑到结构减重，对接头和轮叉进行简化，并去除非传力路径上的材料。经过对小型飞机的起

降姿态分析, 确定出主杆长度为 570mm, 支杆长度为 260mm。

3.3 主杆截面设计

通过分析起落架杆截面惯性矩计算公式可知, 通过减少截面厚度或宽度, 可适当地增强起落架的“弹性”, 从而能够使起落架“吸收”更多小型飞机冲击着陆时的动能。但是, 截面惯性矩的减小易使起落架杆产生较大的弹性变形, 有发生断裂的风险。通过多轮对比, 选用环形截面对起落架结构最优。主杆和支杆选用内径尺寸为 15mm, 采用 7 层单向带铺覆, 壁厚为 1.12mm; 辅助杆选用内径尺寸为 5mm, 采用 5 层单向带铺覆, 壁厚为 0.8mm。复合材料杆总重为 0.205Kg。

4 建模仿真分析

对设计模型进行有效简化, 将桁架杆离散为杆单元, 并建立有限元模型。根据飞机重量和着陆速度得到初始工况。在实际工况下, 起落架不仅需要承受飞机与地面接触时产生的静、动载荷, 还要吸收和消耗飞机在运动时与地面相对运动所产生的能量。尤其在着陆过程中, 飞机会与地面产生不同程度的冲击, 这些冲击都将由起落架承受并吸收。承受和吸收这些冲击载荷会造成飞机起落架结构发生破坏, 影响飞机起落架结构寿命。

考虑到安全性, 对初始工况进行调整, 指定三个方向的最大载荷: 垂向载荷为 45Kg, 航向载荷为 9Kg, 侧向载荷为

18Kg。设置材料属性、连接、边界条件等之后, 在 Nastran 中对模型的应力和变形进行计算, 计算结果如图 2 所示。

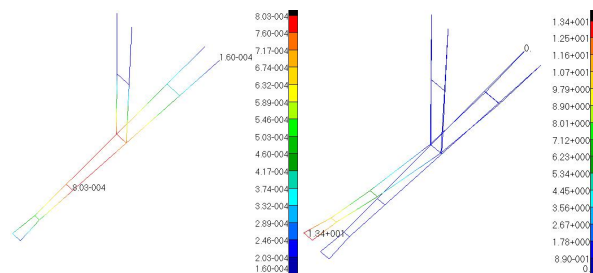


图 2 起落架应力和变形云图

由计算结果可知, 三个方向载荷联合作用下变形为 13.4mm, 最大拉应力 144, 最大压应力-144, 远小于许用值, 结构安全可靠。从安全性角度考虑, 根据《中华人民共和国国家军用标准》(GJB5435.9-2005), 在对该结构进行实际应用时, 还应进行落震和必要的破坏性分析。

5 结论

本文设计了一种应用于小型飞机的桁架式复合材料主起落架结构, 针对主起落架的抗弯和抗坠性能, 从选材、结构形式和截面形式选取等方面进行考虑, 采用结构形式简单、重量轻、传力路径直接的桁架式主结构。通过传力路径、载荷工况分析和有限元校核, 得到了满足静强度要求的小型飞机复合材料主起落架结构。

参考文献:

- [1] 王志瑾, 姚卫星. 飞机结构设计[M]. 北京: 国防工业出版社, 2007.
- [2] 刘冰. 海鸥 300 飞机起落架强度分析与试验[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2010.
- [3] 戴蓓. 某无人机起落架改型设计[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2016.
- [4] 牛春匀. 实用飞机结构设计[M]. 北京: 国防工业出版社, 1991.