

基于适坠性的轻型飞机结构设计改进方案

李 葳 徐惠民

(南京航空航天大学飞行器先进设计技术国防重点学科实验室, 南京, 210016)

摘要: 适坠性是对轻型飞机设计提出的新要求。空间、约束、环境、能量控制和坠机后的因素是适坠性设计的主要要求。为了提高飞机的适坠性, 必须对飞机结构进行相应的改进。本文在介绍飞机适坠性的本质和基本要求的的基础上, 列举了当前一些结构设计在适坠性方面存在的不足, 总结了在轻型飞机上采用低置的发动机架、去除直角的防火墙、吸能地板、柔性座椅和加强的前机身等改进方案对提高飞机适坠性的效果和原理。

关键词: 轻型飞机; 适坠性; 飞机结构; 结构设计

中图分类号: V212

文献标识码: A

文章编号: 1005-2615(2008)04-0526-04

Light Aircraft Airframe Modifications Based on Crashworthiness

Li Wei, Xu Huimin

(Key Laboratory of Fundamental Science for National Defense-Advanced Design Technology of Flight Vehicle,
Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Nanjing, 210016, China)

Abstract: The crashworthiness is a new technical need for light aircraft design. The fundamentals of the crashworthiness design include container, restrain, environment, energy management, and post-crash factors. To improve the crashworthiness, the airframe must be modified. Based on the nature and general demand of crashworthiness, defects in the crashworthiness of some light aircrafts are presented. And this paper introduces the modifications including a low engine mount, a nonscooping firewall, an energy absorbing floor, and flexible seats.

Key words: light aircraft; crashworthiness; airframes; structural design

任何飞机都有可能发生事故。国外对大量的飞行事故调查报告的详细研究表明: 改进飞机的设计可以大大提高和改善机组人员和乘客在坠机时的生存能力。适坠性(Crashworthiness)研究的核心问题就是改善飞机结构的抗坠毁能力和机上人员的生存概率。美国和欧洲已经把飞机适坠性设计作为飞机初始设计阶段中与重量、载荷因子和疲劳寿命同等重要的关键因素来考虑。各种适航规章对飞机的适坠性都有严格的要求, 例如中国民用航空规章第 23 部对“应急着陆(含陆上、水上)”情况有明确的规定^[1]。近年来欧美等国的全复合材料轻型飞机的发展方兴未艾, 但是“特别是对于复合材料飞机, 各种设计方案的能量吸收特性几乎还是不为人们

所知的^[2]。”本文结合适坠性评估实验, 总结了几种提高轻型飞机适坠性的结构方案, 为 DF-2 型轻型运动飞机的改进作技术准备。

1 适坠性设计的本质和基本要求

DeHaven 在飞行器设计中第一次考虑了适坠性的要求。他认为这是一个特殊的包装问题, 旨在使内容物在受到冲击载荷的时候免受损毁^[3]。与一般的包装设计最明显区别在于飞行器的内容物是人而不是货物, 所以它的适坠性设计也就更为复杂, 其核心问题就是如何改善飞机内乘员潜在的生存能力^[4]。飞机的适坠性设计要求总结为 4 个方面, 分别是空间(Container), 约束(Restraint), 环境(Environment), 能量控制(Energy management)

收稿日期: 2007-10-21; 修订日期: 2008-01-08

作者简介: 李葳, 男, 1984 年 3 月生; 徐惠民(联系人), 男, 高级工程师, E-mail: xuhm@nuaa.edu.cn。

和坠机后的因素(Post-crash factors)^[5]。

首先,在发生坠机事件的时候,飞机要能够为机内人员提供足够的可生存空间。其次,要有可靠的装置把乘员约束在机舱内,但是不能对乘员施加伤害性的载荷。在坠机时乘员周围环境中也不应该出现任何可能刺伤或者击伤乘员的部件。能量控制是指通过合理的飞机结构来控制坠机时动能的传递和转化过程,从而将传递到乘员身上的载荷减少到无害的程度。这涉及到从飞机撞击点到乘员之间的所有载荷传递结构。最后,坠机后因素反映了坠机后可能发生的火灾等情况对乘员的伤害,这要求设计者必须为乘员设计坠机后的快速逃离出口。

2 一般轻型飞机的适坠性分析

现有的大多数轻型飞机的设计重点主要是飞机的操纵品质、飞行性能和生产成本,对飞机的适坠性关注很少,也没有完整的适坠性实验数据。对这些轻型飞机的结构进行分析,会发现存在降低飞机适坠性的结构因素。

例如,一些双座轻型飞机的座椅布置在机身中央龙骨的两侧,并与地板连接,但是为了减少飞机结构重量和制造成本,飞机的地板往往很单薄,没有足够厚度的吸能材料或结构来吸收坠机时机身与地面撞击的能量。

基于适坠性的轻型飞机结构设计就是要针对这类存在安全隐患的结构进行改进,提高飞机乘员在坠机时的生存概率。

3 基于适坠性的飞机结构改进方案

3.1 防火墙和发动机架的改进

美国军方调查发现,75%的坠机事故发生在跑道以外的地方,所以飞机在软土上的适坠性非常关键,但是美国 NASA Langley 研究中心对 1990 年之前设计的大量轻型飞机在软土坠落实验中的表现都不理想^[6-7]。实验中飞机在坠落后迅速陷入软土中,飞机机身结构沿长度方向变形剧烈,乘员的生存空间被严重压缩,巨大的载荷甚至损坏了座椅和安全带等约束装置,乘员在这种情况下的生存概率极低。

要提高轻型飞机在软土上的适坠性,可以考虑能量管理的方法。考虑动量定理

$$\int_{t_1}^{t_2} F(t) dt = mv_2 - mv_1$$

t_2 与 t_1 时间间隔越大, v_1 减速到 v_2 的平均加速度就越小,根据牛顿第二定理,物体受到的平均

载荷就越小,物体结构越不容易被损坏。

Terry 研究了轻型飞机在软土坠落实验中的运动方式,提出具有良好适坠性的轻型飞机在软土坠落时应该能够在软土上滑行一段距离,而不至于立即陷入泥土中,延长飞机的减速时间,使撞击的巨大能量在滑行过程中逐渐被消耗^[8]。类似的观点在美国军用飞机的设计指导文件中也有提及^[9],但是并没有在 1990 年之前的大多数轻型飞机设计中得到应用。

在典型的轻型飞机坠机事故中,发动机舱是最先接触地面的。如图 1 所示,传统的发动机架设计和防火墙设计使飞机极易陷入泥土中,降低了飞机的适坠性。右图就是一种改进后的设计方案:低置的发动机架可以承受触地时的撞击,同时地面可以通过发动机架在飞机上作用一个力矩,使飞机的速度矢量与地面平行;防火墙与机腹连接处用斜面过渡,可以防止飞机在触地瞬间陷入泥土,减小了机体结构承受的瞬间冲击载荷^[10]。

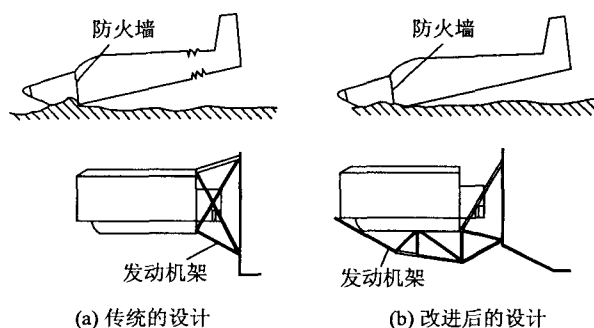


图 1 发动机架和防火墙的设计改进

3.2 座椅结构的改进

座椅对于飞机适坠性的影响长期被人们忽视。美国交通安全委员会对一系列的通用航空事故进行了分析,指出具有吸收能量特性的座椅可以减少 34% 的乘员重伤率和 2% 的乘员死亡率^[11]。

如图 2 所示的传统座椅支撑结构在发生坠机事故的时候直接将撞击时的载荷传递到乘员,对人员造成伤害。改进后的飞机座椅采用柔性吸能结构,当飞机与地面发生撞击时,S形的柔性支柱能

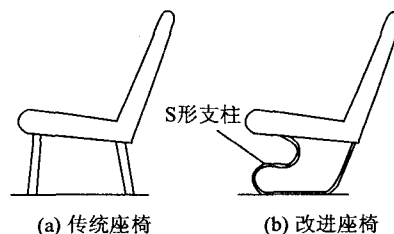


图 2 座椅的改进

通过比较大的变形来吸收部分撞击能量,减少传递到乘员的载荷,减轻对乘员的伤害。

图3是NASA最近为农用轻型飞机研发的一种适坠性的座椅^[12],它的主要特点是结构简单,重量轻,同时又具有很高的适坠性。该座椅主要由坐垫、座椅轨道和固定件组成。它的工作原理是在发生坠机瞬间,通过固定件和轨道的摩擦,以及铝制轨道的弯曲变形吸收大部分动能,减少乘员的伤害。如表1所示,通过实验数据对比可以发现,该新型座椅可以在坠机时,减少乘员48%的过载和22.5%的腰部载荷,具有良好的适坠性。

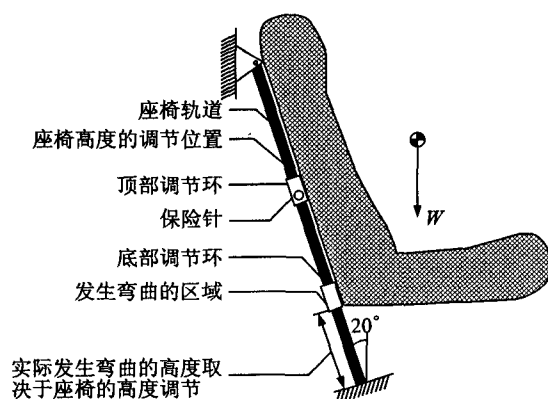


图3 一种适坠性的座椅

表1 两种座椅的实验数据对比

条 件	传统座椅	新型座椅
座椅着陆瞬时速度/($\text{m} \cdot \text{s}^{-1}$)	7.8	9.9
人体模型最大过载/ g	34	17.5
人体模型最大载荷/ kg	843.3	653.4

3.3 地板结构的改进

现代轻型飞机大量采用复合材料,但是由于大多数复合材料都是脆性材料,刚度大,受到冲击载荷时变形量小,直接破坏,不能很好地吸收能量,容易对飞机乘员造成伤害,所以必须在飞机上增加吸能结构和材料。

如图4所示,NASA Langley 研究中心首先提出了4种不同的地板下部吸能结构的形式:夹芯板

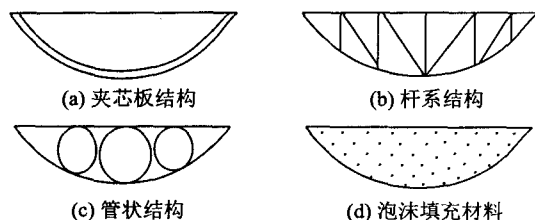


图4 4种吸能结构

结构、杆系结构、管状结构和泡沫填充材料,并分别制造了相应的1/5缩比模型。通过大量撞击实验和动力学模拟分析,泡沫填充材料的吸能效率最高^[13]。

考虑到轻型飞机地板空间较小,而单纯采用泡沫材料的方案需要较大的变形量才能取得良好的吸能效果,因此国外提出了一种新型的吸能地板机构,如图5所示。该结构利用壁板和支柱的变形来吸收撞击能量,也能取得较好的效果^[5]。

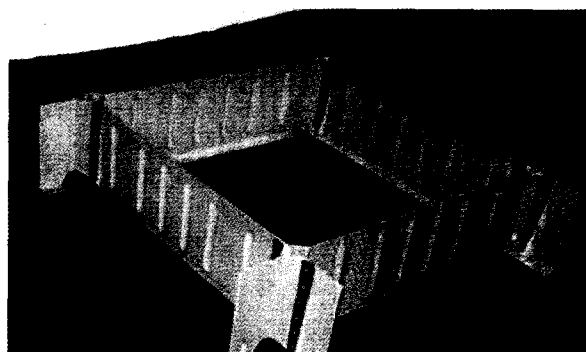


图5 吸能地板结构

3.4 机身结构的加强^[5]

要保证飞机上的乘员在坠机时有足够的生存空间,必须对机身结构进行加强。如图6所示,对机身结构的加强主要集中在装载乘员前机身。机身的侧面增加了强度较大的纵梁,提高了飞机前机身纵向的刚度。坠机时前机身不容易被机身尾段的惯性力压缩,也不容易在撞击时折断解体。防火墙上连接有低置的发动机架,在坠机时发动机架承受的巨大冲击力会直接传递到防火墙上,所以必须要对防火墙也进行加强。前机身的加强框提高了机身横向刚度。加强框和防火墙的加强结构与纵梁连接在一起,成比较完整的承力结构,提高了整个前机身的刚度和强度。

值得注意的是前机身和尾段结构上强度的突变。如图7所示,在飞机坠落受到撞击时,飞机的尾段与机身前端之间发生断裂,这样可以避免尾段的惯性力压缩机身前端,危及乘员的生存空间。

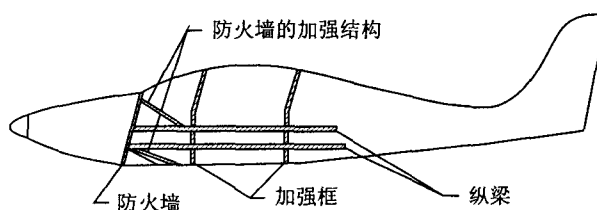


图6 机身结构的加强方案

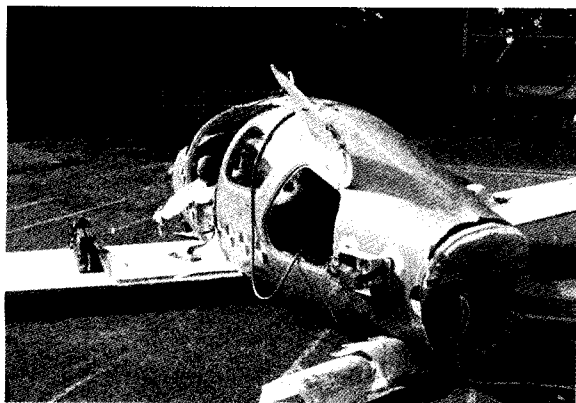


图7 机身前段与尾段的分离情况

4 结束语

要发展中国的轻型飞机,提高群众对航空运动的接受程度,就必须提高轻型飞机的安全性。在飞机开始的设计工作中就考虑适坠性的要求,采用新的结构设计方案,是可以提高飞机的安全性的。大量记录表明,具有良好适坠性的飞机可以显著提高乘员在可生还飞行事故中的生存概率。

参考文献:

- [1] 中国民航总局. 中国民用航空规范第23部(正常类、实用类、特技类和通勤类飞机)适航标准 CCAR23 [S]. 北京:中国民用航空出版社,1994.
- [2] Anon. General aviation task force report[R]. Washington: National Aeronautics and Space Administration, 1993.
- [3] DeHaven H. Accident survival-airplane and passenger car[R]. SAE520016. Warrendale: Society of Automotive Engineers Inc, 1952.
- [4] 孙侠生. 民用飞机结构适坠性评估技术现状与发展趋势[J]. 结构强度研究, 2006(3):1-7.
- [5] Henderson M, Hooper S J. Estimation of firewall loads due to soft soil impact[R]. WBS 3.0 Integrated Design and Manufacturing. Washington: AGATE, 2002.
- [6] Vaughan. Crash tests of four identical high-wing single-engine airplane[R]. NASA TP 1699. Washington: NASA, 1980.
- [7] Castle Alfaro-Bou. Crash test of three identical low-wing single-engine airplanes[R]. NASA TP 2190. Washington: NASA, 1983.
- [8] Terry H N, Nicholson. Design and test of an improved crashworthiness small composite airframe-phrase II report[R]. NASA SBIR Contract NAS1-20427. Kansas: NASA, 1997.
- [9] US Army. Aircraft crash survival design guide, volumn III-aircraft structural crash resistance [M]. Simula Inc, 1989.
- [10] Raymer D P. Aircraft design a conceptual approach [M]. Third Edition. Reston: AIAA, 1999: 205-206.
- [11] Henderson M, Hooper S J, Lyle K. AGATE composite airframe impact test results[R]. WBS 3.0 Integrated Design and Manufacturing. Washington: AGATE, 2002.
- [12] Kellas S. Energy absorbing seat system for an agricultural aircraft [R]. NASA/CR-2002-212132. Washington: NASA, 2002.
- [13] Fasanella E L. Multi-terrain impact testing and simulation of a composite energy absorbing fuselage section[R]. American Helicopter Society 60th Annual Forum. Baltimore: MD, 2004.