

文章编号:1674-8190(2019)S1-072-04

折叠翼弹簧锁紧机构动力学仿真分析

朱利媛¹, 陈雷¹, 孙英超^{1,2}, 林海彬¹, 吴华晴¹

(1. 江西洪都航空工业集团有限责任公司 六六零所, 南昌 330024)

(2. 哈尔滨工程大学 航天与建筑工程学院, 哈尔滨 150001)

摘要: 折叠翼的锁紧机构和到位碰撞缓冲特性是折叠翼设计的重要技术指标, 为了研究折叠弹翼锁紧机构展开到位瞬时的碰撞问题, 基于刚柔耦合动力学理论, 采用 LS-DYNA 建立折叠翼的刚柔耦合动力学模型, 根据构件的相对运动关系建立运动副和接触关系, 对折叠弹翼展开到位时的局部接触碰撞动力学过程进行数值模拟, 刚体运动学仿真结果到位角速度 50 rad/s 作为柔体动力学仿真输入, 分析折叠翼展开到位的碰撞特性。结果表明: 折叠翼锥形孔两侧的应力水平在 300~400 MPa, 从而为折叠翼机构的设计提供指导。

关键词: 折叠翼; 碰撞; 动力学仿真; 刚柔耦合

中图分类号: TJ760.3

文献标识码: A

DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.2019.S1.014

Dynamics Simulation Analysis of Spring Locking Mechanism for Folding-Wing

Zhu Liyuan¹, Chen Lei¹, Sun Yingchao^{1,2}, Lin Haibin¹, Wu Huaqing¹

(1. 660 Design Institute, Jiangxi Hongdu Aviation Industry Group Co., Ltd., Nanchang 330024, China)

(2. College of Aerospace and Civil AVIC Engineering, Harbin Engineering University, Harbin 150001, China)

Abstract: Spring locking mechanism and impact characteristics for folding-wing are important specifications of folding-wing designing. In order to study the collision problem of the folded wing locking mechanism in the instantaneous position, the flex-rigid coupling dynamics model is built using the software LS-DYNA based on the flex-rigid coupling dynamics theory. According to the relative motion relation of the components, the problem of transient collisions when folding-wing deploying to expected position is analyzed. The in place angular velocity of 50 rad/s is obtained by the rigid body kinematics simulation and used as the input for the flexible body dynamic simulation. The local contact collision deformation is considered and the collision characteristics of the folded wing are analyzed, the curves of kinetic energy and angular velocity during collision are obtained, the stress level of the folded wing is about 300~400 MPa. The analysis result provides guidance for the design of the folded wing mechanism.

Key words: folding-wing; impact; dynamics simulation; flex-rigid coupling

0 引言

折叠翼能缩小飞行器与发射装置的尺寸, 便于储运和发射, 从而提高了武器系统的战术技术性

能, 已在国防上得到广泛的应用^[1]。某折叠翼弹簧锁紧机构, 主要是依靠弹簧压缩蓄能, 为锁紧销提供足够的动能, 保证翼面展开到位时, 锁紧销可以准确插入翼面, 保证翼面的可靠锁定。折叠翼展开

收稿日期: 2019-01-19; 修回日期: 2019-03-02

通信作者: 朱利媛, 553529555@qq.com

引用格式: 朱利媛, 陈雷, 孙英超, 等. 折叠翼弹簧锁紧机构动力学仿真分析[J]. 航空工程进展, 2019, 10(增刊 1): 72-75.

Zhu Liyuan, Chen Lei, Sun Yingchao, et al. Dynamic simulation analysis of spring locking mechanism for folding-wing[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2019, 10(S1): 72-75. (in Chinese)

到位时,要由锁紧机构对弹翼进行锁定,翼面到位后仍具有较大的动能,会引起弹翼和锁紧机构的冲击碰撞。在折叠翼的设计过程中,不仅要保证弹翼能按要求展开,而且要可靠锁定,冲击碰撞力不能太大,以免对飞行器产生不利的影 响。因此,研究折叠翼展开到位的碰撞问题具有重要意义。

国内外许多学者关于折叠翼动力学问题的研究主要集中在对其展开过程的动力学分析和实验测试方面,J. I. Henry 等^[2]介绍了一种柔性可折叠翼微型飞行器(MAV)样机的研制和试验;李玉亮等^[3]采用刚体动力学方法对折叠翼到位的接触碰撞局部动力学过程进行数值模拟,用碰撞力函数描述减震垫与弹翼的碰撞作用;胡明等^[4]进行了折叠翼展开性能试验,获得各项性能指标及变化规律;甄文强等^[5]对折叠翼展开过程建立数学模型,使用动力学仿真软件进行了相应动力学仿真。多数是将折叠翼展开机构简化为多刚体系统,而且没有涉及折叠翼展开到位碰撞过程的局部动力学问题。

本文基于刚柔耦合动力学理论对折叠翼展开到位的瞬时碰撞问题进行分析,采用 LS-DYNA 建立折叠翼弹簧锁紧机构的动力学模型,对其展开到位的接触碰撞局部动力学过程进行仿真分析。

1 刚柔耦合动力学理论基础

1.1 柔性体运动学方程

采用混合坐标系来描述柔性体上任意一点的位移,混合坐标系如图 1 所示,包括惯性坐标系 e^r 和动坐标系 e^b ,柔性体上任意一点 p 在惯性坐标系 e^r 内的位移为

$$r = r_0 + A(S_p + U_p) \quad (1)$$

式中: r_0 为 e^b 在 e^r 中的位置; S_p 为 p 在 e^b 中的位置; U_p 为 p 在 e^b 中的形变; A 为 e^b 、 e^r 间的方向余弦。

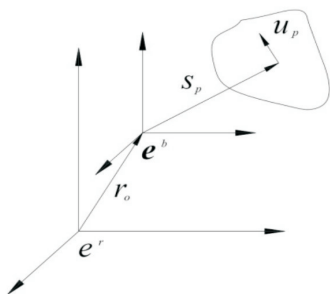


图 1 柔性体上一 点的位移示意图

变形位移用模态坐标来描述,即 $U_p = \Phi_p q_f$, Φ_p 为模态矩阵, q_f 为变形的广义坐标,代入式(1)可得:

$$r = r_0 + A(S_p + \Phi_p q_f) \quad (2)$$

式(2)对时间求一次导数得到 p 点速度矢量,求两次导数得到 p 点加速度矢量。

1.2 柔性体系统动力学方程

柔性体的运动可以通过其大范围刚体运动及小的柔性变形来合成^[6]。其中,刚体运动可以由一个固定在柔性体上坐标系的位置向量 r 和方位向量 φ 来表征,而柔性变形是相对于此坐标系来表示的,由模态坐标 q 来表征。因此,柔性体的广义坐标可以表示为

$$\xi = [r \varphi q]^T \quad (3)$$

根据拉格朗日一类方程,建立柔性体的动力学方程:

$$\begin{cases} \frac{d}{dt} \left(\frac{\partial L}{\partial \dot{\xi}} \right) - \frac{\partial L}{\partial \xi} + \frac{\partial F}{\partial \xi} + \left(\frac{\partial \varphi}{\partial \xi} \right)^T \lambda - Q = 0 \\ \varphi = 0 \end{cases} \quad (4)$$

式中: $L = T - W$ 为拉格朗日函数; T 为动能; W 为势能; F 为能量耗散函数; φ 为约束方程; λ 为相对于约束方程的拉格朗日乘子向量; Q 为投影到 ξ 上的广义非保守力。

将以上的能量函数表示为广义坐标的形式,动能可以表示为

$$T = \frac{1}{2} \int_V \rho \omega^T \omega dV \quad (5)$$

柔性体的势能包括弹性势能和重力势能:

$$V = V_g(\xi) + V_k(\xi) \quad (6)$$

$$V_g = \int_V \rho r_p \cdot g dV = \int_V \rho [r + A(u_p + \Phi_q)]^T g dV \quad (7)$$

$$V_k = \frac{1}{2} \xi^T K \xi = [r \varphi q] \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & k_{qq} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} r \\ \varphi \\ q \end{bmatrix} \quad (8)$$

式中: $V_g(\xi)$ 为弹性体的重力势能; $V_k(\xi)$ 为弹性体的弹性势能。

由上式所知,采用弹性体的相对坐标描述方法,刚度矩阵没有大范围刚体运动与柔性变形之间的耦合, K 与 k_{qq} 是相对于模态坐标 q 的结构部件

的广义刚度矩阵。

柔性体的能量耗散采用瑞利耗散函数：

$$F = \frac{1}{2} \dot{q}^T D \dot{q} \quad (9)$$

式中： D 为阻尼系数矩阵，通常是常数对称矩阵。

将式(5)~式(9)代入式(4)，得到最终的动力学微分方程为

$$M\ddot{\xi} + \dot{M}\dot{\xi} - \frac{1}{2} \left[\frac{\partial M}{\partial \xi} \dot{\xi} \right]^T \dot{\xi} + K\xi + \frac{\partial W}{\partial \xi} + D\dot{\xi} + \left(\frac{\partial \varphi}{\partial \xi} \right)^T \lambda = Q \quad (10)$$

式中： $\xi, \dot{\xi}, \ddot{\xi}$ 为柔性体的广义坐标及其对时间的导数； M, \dot{M} 为柔性体的质量矩阵及其对时间的导数； $\frac{\partial M}{\partial \xi}$ 为质量矩阵对广义坐标的偏导数； K 为刚度矩阵； D 为阻尼矩阵。

解此微分方程，可以求得外力作用下柔性体系统的所有广义坐标，对时间求导可得到所有的广义速度、广义加速度。

2 动力学模型

某飞行器折叠翼机构以蜗簧为动力源，在蜗簧的扭矩作用下绕转轴旋转，当折叠翼展开到位时，锁紧销在弹簧力的作用下插入锥形孔并锁定折叠翼。对折叠翼展开到位的接触碰撞过程进行刚柔耦合动力学分析。

采用 LS-DYNA 建立折叠翼弹簧锁紧机构的有限元模型，如图 2 所示。

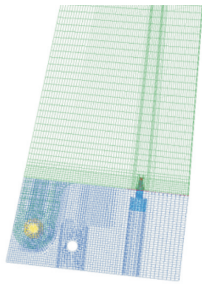


图 2 折叠翼机构有限元模型

将折叠翼、固定翼定义为弹性体，转轴及锁紧销定义为刚体。整个机构的拓扑关系如下：折叠翼面与转轴通过 CONSTRAINED_JOINT_REVOLUTE 建立转动副；固定翼面与锁紧销通过 CON-

STRAINED_JOINT_TRANSLATIONAL 建立平动副；折叠翼面与锁紧销之间建立接触关系；折叠翼面与固定翼面之间建立接触关系；固定翼面与锁紧销之间建立接触关系；固定翼面与转轴之间建立接触关系。在固定翼面端部施加固定位移约束。

弹簧锁紧销是依靠弹簧压缩蓄能，为锁紧销提供足够的动能，保证翼面展开到位时，锁紧销可以准确的插入折叠翼面，从而实现翼面的上锁功能，使翼面可靠锁定。设定弹簧刚度系数为 $k = 2.4 \text{ N/mm}$ ，取初始压缩量 $x_0 = 5 \text{ mm}$ 。

在相关参数设置一致的情况下，Adams 运动学仿真的结果如图 3~图 4 所示。

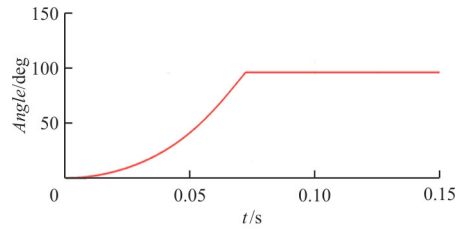


图 3 翼面展开角度—时间历程曲线

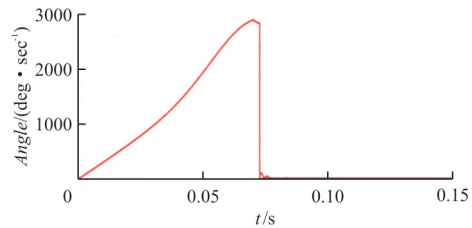


图 4 翼面展开角速度—时间历程曲线

从图 3~图 4 可以看出：折叠翼面到位角度为 100° ，翼面展开过程中作加速运动，在其角速度接近峰值位置会有一小段减速过程，此由折叠翼面即将到位时与锁紧销碰撞所引起，到位角速度为 50 rad/s 。利用折叠翼展开运动学的仿真结果作为折叠翼展开到位接触碰撞分析的初始运动条件，设置初始角速度为 50 rad/s ，然后对碰撞过程进行动力学仿真分析。

3 折叠翼到位碰撞仿真分析

应用 LS-DYNA 软件进行仿真分析。折叠翼展开到位接触碰撞过程中的动能时间曲线、角速度

时间曲线如图 5~图 6 所示。

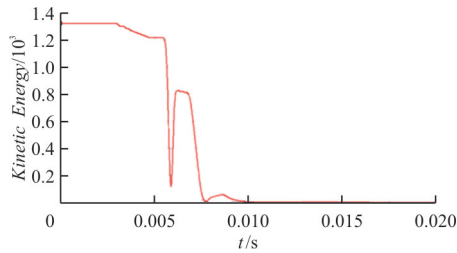


图 5 折叠翼动能时间曲线

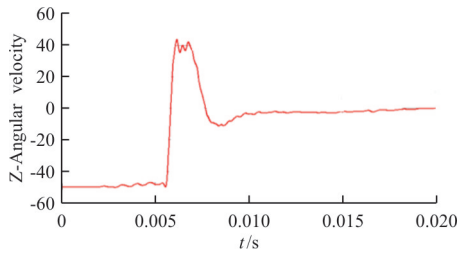
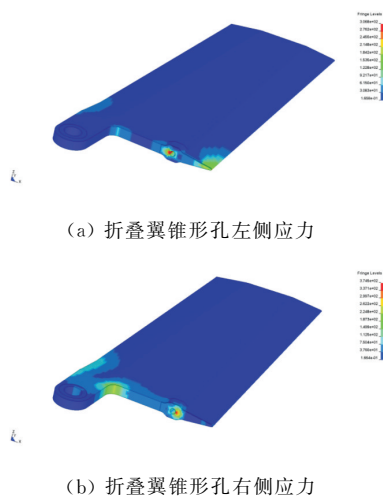


图 6 折叠翼角速度时间曲线

从图 5 可以看出:折叠翼动能的大小与其展开到位时碰撞的激烈程度有关,最终通过接触碰撞耗散。从图 6 可以看出:弹翼展开到指定角度后,与锁紧销发生碰撞,角速度出现振荡变化,当角速度降为 0 时,折叠翼机构锁定。

折叠翼展开到位接触碰撞过程中瞬时的 Von Mises 应力分布云图如图 7 所示,应力峰值最大位置如图 7 所示,位于折叠翼的锥形孔边左右两侧,锁紧销与折叠翼锥形孔左右两侧依次接触碰撞,锥形孔左侧的最大应力约为 306.8 MPa,锥形孔右侧的最大应力约为 374.5 MPa,折叠翼锥形孔边区域应力水平相对较高,且存在应力集中现象。



(b) 折叠翼锥形孔右侧应力

图 7 折叠翼应力云图

4 结 论

(1) 应用 LS-DYNA 软件实现了对折叠翼展开到位接触碰撞过程的刚柔耦合动力学仿真,通过刚体动力学仿真得到到位角速度 50 rad/s,到位动能由蜗簧能量产生,可进行优化且可作为柔体动力学仿真输入。由于没有到位缓冲机构,折叠弹翼仍具有很大动能,折叠弹翼与锁紧销碰撞锁定是设计的关键。

(2) 柔体动力学仿真考虑了构件的弹性变形,通过对某飞行器的折叠翼弹簧锁紧机构分析表明,折叠翼展开到位时,到位时与锁紧销发生碰撞且角速度出现了震荡变化,需采取一定缓冲措施,折叠翼锥形孔两侧局部应力较大,应力水平在 300~400 MPa,锥形孔产生碰撞变形也直接决定与锁紧销锁定,该仿真分析方法可为折叠翼设计研究提供参考。

参考文献

- [1] 张波. 空面导弹系统设计[M]. 北京: 航空工业出版社, 2013.
- [2] Henry J I, Schwartz D R, Soukup M A. Design, construction, and testing of a folding-wing, tube-launched micro air vehicle[J]. AIAA-2005-1451, 2005.
- [3] 李玉亮, 田伟, 孙英超. 折叠翼展开到位碰撞特性分析[J]. 南昌大学学报: 工科版, 2012, 34(3): 268-272.
- [4] 胡明, 章斌, 陈文华, 等. 折叠翼展开机构测试装置设计与试验验证[J]. 中国机械工程, 2015, 26(14): 1854-1861.
- [5] 甄文强, 姬永强, 石运国. 导弹折叠翼展开过程的动力学仿真及试验研究[J]. 兵工学报, 2016, 37(8): 1409-1414.
- [6] 洪嘉振, 刘铸永. 刚柔耦合动力学的建模方法[J]. 上海交通大学学报, 2008, 42(11): 1922-1926.

作者简介:

朱利媛(1986—),女,硕士,工程师。主要研究方向:飞行器结构强度分析及优化设计。

陈雷(1983—),男,学士,高级工程师。主要研究方向:飞行器结构强度分析及优化设计。

孙英超(1984—),男,博士研究生,高级工程师。主要研究方向:飞行器结构强度分析及优化设计。

林海彬(1987—),男,硕士,工程师。主要研究方向:飞行器结构强度分析及优化设计。

吴华晴(1988—),男,硕士,工程师。主要研究方向:飞行器结构强度分析及优化设计。

(编辑:赵毓梅)