

文章编号: 1000-6893(2007)02-0324-04

舰载机着舰减震新技术研究

魏小辉, 聂宏

(南京航空航天大学 102 教研室, 江苏 南京 210016)

New Method of Attenuating Landing Impact Force on Carrier-based Aircraft Landing Gear

WEI Xiao-hui, NIE Hong

(Faculty 102, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

摘要: 在航空母舰上引入降落区的概念, 考虑航空母舰的运动模型, 建立了舰载机在该降落区上降落时的简化分析模型, 推导出了基于该分析模型的运动微分方程及相关参数的表达式, 采用数值分析方法解出飞机垂直撞击舰面降落区这一过程的动态响应, 给出机身载荷-时间历程曲线和舰面垂直反力-时间历程曲线等。与原模型分析结果相比, 机身受载和舰面垂直反力峰值减小分别 37.3% 和 37.2%, 有效地减小了舰载机着舰的冲击载荷。

关键词: 舰载机; 起落架; 降落区; 数学模型; 动力学

中图分类号: V214.1+3; V212.13+1; V271.4+92

文献标识码: A

Abstract: The conception of landing area is introduced to the aircraft carrier, and a simplified model of the conventional oleo-pneumatic landing gear during the process of landing impact on the landing area is established. The mathematic model is also derived. The dynamic response of the landing gear landing vertically is calculated via Runge-Kutta procedure. Simulation results for both the original model and the new model are presented to illustrate the effectiveness of the new model. The result shows that the maximum of the impact loads on airframe and the maximal ground reaction force are reduced 37.3% and 37.2% respectively.

Key words: carrier-based aircraft; landing gear; landing area; mathematic model; dynamics

飞机在着陆冲击时, 会产生很大的冲击载荷。舰载机着舰时下沉速度大, 着舰环境复杂的特点, 使得这个问题尤为突出。如何有效地吸收飞机着舰动能以及降低飞机在着舰冲击中承受的冲击载荷, 是舰载机起落架设计中的一项重要课题^[1]。

考虑到舰载机的着舰环境非常复杂, 而对于舰载机着舰的精确性要求又非常高, 一直以来, 中国外对于飞机着舰的研究都集中在如何使飞机精确降落在航母上^[2-4], 而对飞机在着舰以后的起落架和机身动力响应鲜有研究。

作为减震分析的必要条件, 首先要对舰载机起落架着舰过程的动态响应进行分析研究。在确定舰载机起落架着舰过程的动态响应之后, 进而提出减震设计方案并进行分析研究。以往人们主要通过对起落架结构缓冲系统的设计改进^[5]以及在起落架上加入控制系统^[6]等方法来降低飞机着舰冲击载荷。

作者在之前的研究中提出降落区的概念, 并指出该模型的引入可以显著减小飞机起落架的着舰冲击载荷^[7]。并对降落区设计参数对于飞机起落架着舰冲击载荷的影响进行了参数研究^[8]。在本文中,

作者综合考虑航空母舰的运动模型, 在航空母舰上引入降落区模型, 并对舰载机起落架在航空母舰降落区上着舰的动态响应进行仿真计算及分析。

1 航空母舰运动的影响及坐标系

(1) 航空母舰运动的影响

航空母舰是一个空间有限的运动的机场, 在海面上由于受到风浪等因素的影响, 会产生各种不规则的运动。

在本文的分析中, 将航空母舰的运动对于飞机着舰的影响简化为一个做简谐振动的基础。其运动方程可以描述为

$$z_c = z_{cm} \sin(\omega t + \phi_0) \quad (1)$$

式中: z_{cm} , ω 和 ϕ_0 分别为振动幅值、频率和初相位。

(2) 系统坐标系

带有降落区模型的飞机起落架着舰系统示意图如图 1 所示。起落架模型沿用经典的二质量模型, 而航母运动模型如式(1)所示。

坐标系的定义为: z_1 为固定坐标系, 坐标原点在飞机起落架轮胎与甲板接触时起落架上部质量的重心位置, 坐标轴方向以垂直向下为正; z_2 为固定坐标系, 坐标原点在飞机起落架轮胎

收稿日期: 2005-11-10; 修订日期: 2006-02-15

基金项目: 国家自然科学基金(10072025); 航空基础科学基金(00B52028); 教育部优秀青年教师资助计划(1825)

通讯作者: 魏小辉 E-mail: weixiaohuinaua@hotmail.com

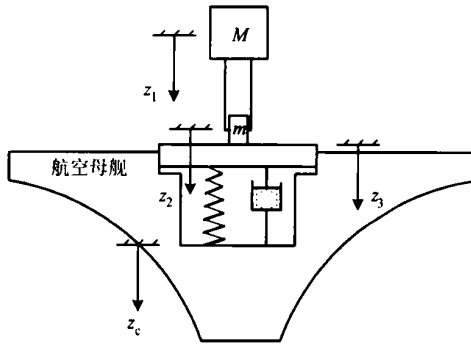


图 1 带降落区情况舰载机起落架着舰系统示意图

Fig. 1 Sketch map of landing system of carrier-based aircraft with landing area

与甲板接触时起落架下部质量的重心位置,坐标轴方向以垂直向下为正; z_3 为固定坐标系,坐标原点在飞机起落架轮胎与甲板接触时降落区浮动板上表面位置,坐标轴方向以垂直向下为正; z_c 为固定坐标系,坐标原点在飞机起落架轮胎与甲板接触时支撑弹簧和支撑阻尼器与航空母舰的连接点位置,坐标轴方向以垂直向下为正。

2 系统运动方程

加入航空母舰的振动模型以后,带有降落区模型的飞机起落架着舰的系统运动方程可以描述如下:起落架部分的动力学模型沿用经典的二质量模型,而航空母舰的运动被简化为一个做简谐振动的基础。系统简化的动力学模型示意图如图 2 所示。

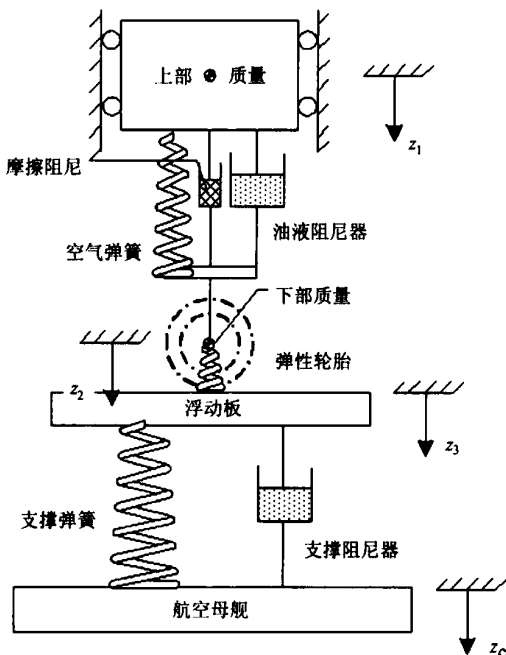


图 2 带降落区情况舰载机起落架着舰动力学模型示意图

Fig. 2 Sketch map of the dynamic model of landing system of carrier-based aircraft with landing area

在这个系统中,舰载机的着舰冲击过程可以划分为 3 个阶段。第 1 阶段指的是从舰载机起落架轮胎接触舰面的瞬时开始,到缓冲器开始压缩的瞬时为止的这段时间;第 2 阶段指的是从缓冲器开始压缩的瞬时到浮动板上表面与舰面相平后锁死的瞬时这段时间;第 3 阶段指的是从浮动板和舰面相平锁死的瞬时到飞机完成着陆冲击的这段时间。

(1) 第 1 阶段系统方程

第 1 阶段,由于缓冲器不压缩,上部质量和下部质量同步运动,即 $z_1 = z_2 = z$,所以系统由自由度 z, z_3 和 z_c 组成的 3 自由度系统。

对于起落架

$$\frac{W}{g} \ddot{z} = W(1 - K_L) - F_{V_g} \quad (2)$$

式中: \ddot{z} 为起落架加速度; W 为舰载机起落架着舰相当量总重; g 为重力加速度; K_L 为升力系数; F_{V_g} 为舰面垂直反力,其在本阶段的计算表达式为

$$F_{V_g} = m(z_2 - z_3)^r \quad (3)$$

式中: m 和 r 是和轮胎压缩特性相关的常数。

对于浮动板

$$F_{V_g} - F_k - F_c = \frac{W_3}{g} \ddot{z}_3 \quad (4)$$

式中: W_3 为浮动板重量; F_k 为降落区支撑弹簧力; F_c 为降落区支撑阻尼力; \ddot{z}_3 为浮动板加速度。

对于航空母舰,其运动方程描述如式(1)所示。

式(1)、式(2)和式(4)组成描述第 1 阶段系统的运动方程。

判断第 1 阶段结束的标志方程为

$$\frac{W}{g} \dot{z} = -F_{a_0} - F_{f_0} \quad (5)$$

式中: F_{a_0} 为缓冲器空气腔预压力; F_{f_0} 为缓冲器静摩擦力。

(2) 第 2 阶段系统方程

第 2 阶段缓冲器开始压缩,缓冲器上部质量和下部质量不同步运动。此阶段系统由 z_1, z_2, z_3 和 z_c 组成一个 4 个自由度系统。

对于上部质量

$$F_s + L - W_1 = -\frac{W_1}{g} \ddot{z}_1 \quad (6)$$

式中: F_s 为缓冲器总轴向力; L 为升力; W_1 为弹性支撑重量; \ddot{z}_1 为弹性支撑质量加速度。

对于非弹性支撑质量

$$F_s + W_2 - F_{V_g} = \frac{W_2}{g} \ddot{z}_2 \quad (7)$$

式中: W_2 为非弹性支撑质量; \ddot{z}_2 为非弹性支撑质量加速度; F_{V_g} 在本阶段仍然由式(3)计算。

对于浮动板和航空母舰,此阶段的描述方程与第1阶段均相同。

式(1)、式(4)、式(6)和式(7)组成描述第2阶段系统的运动方程。

判断第2阶段结束的标志方程为

$$z_3 - z_c = h \quad (8)$$

式中: h 为浮动板上表面高出舰面甲板的高度。

(3) 第3阶段系统方程

第3阶段由于自由度 z_3 被约束,与航空母舰随动,系统成为由自由度 z_1, z_2 和 z_c 组成的3自由度系统。

对于弹性支撑质量和非弹性支撑质量,运动方程分别与第2阶段的描述方程相同。但由于此阶段浮动板与甲板锁死随动,从而舰面垂直反力 F_{V_g} 由下式进行计算

$$F_{V_g} = m(z_2 - h - z_c)'' \quad (9)$$

对于航空母舰,运动方程与之前相同。

式(1)、式(6)和式(7)一起组成描述第3阶段系统的运动方程。

(4) 力关系式

缓冲器轴向力 F_S

$$F_S = F_a + F_h + F_f \quad (10)$$

式中: F_a 为空气弹簧力; F_h 为油液阻尼力; F_f 为轴向摩擦力^[9]。

$$F_a = p_{a_0} A_a \left(\frac{v_0}{v_0 - A_a s} \right)^n \quad (11)$$

式中: p_{a_0} 为缓冲器空气腔初始压强; A_a 为压气面积; v_0 为空气腔初始体积; s 为缓冲器行程; n 为理想气体压缩多变指数。

$$F_h = \frac{\rho}{|\dot{s}|} \frac{A_h^3}{2(C_d A_n)^2} \dot{s}^2 \quad (12)$$

式中: ρ 为缓冲器速度; ρ 为油液密度; A_h 为压油面积; C_d 为油液缩流系数; A_n 为油孔面积。

$$F_f = \frac{\dot{s}}{|\dot{s}|} (\mu_1 |F_1| + \mu_2 |F_2|) \quad (13)$$

式中: μ_1 为上轴承处的摩擦系数; F_1 为上轴承处正压力; μ_2 为下轴承处摩擦系数; F_2 为下轴承处正压力。

支撑弹簧力 F_k

$$F_k = K(z_3 - z_c) \quad (12)$$

式中: K 为支撑弹簧刚度系数。

支撑阻尼力 F_c

$$F_c = C(\dot{z}_3 - \dot{z}_c) \quad (13)$$

式中: C 为支撑阻尼器阻尼系数; \dot{z}_c 由式(1)求导可得如下

$$\dot{z}_c = z_{cm} \cos(t + \theta) \quad (14)$$

3 仿真计算与结果

根据上面建立的动力学模型,就可以求解包含航空母舰运动模型和降落区模型的舰载机起落架着舰动力响应。对某型飞机起落架,采用变步长4阶龙格-库塔法进行数值仿真计算。

图3对比了在无降落区和有降落区的情况下起落架传递给机身的载荷变化。

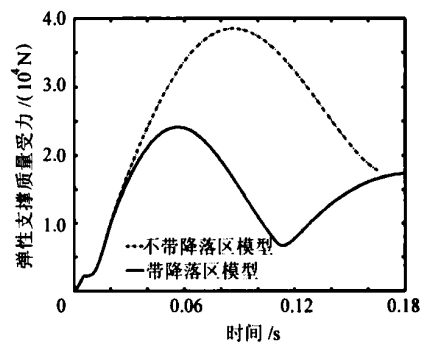


图3 弹性支撑质量受力时间历程图

Fig. 3 Time histories of force on upper-mass

图4对比了在无降落区和有降落区的情况下地面垂直反力的变化。

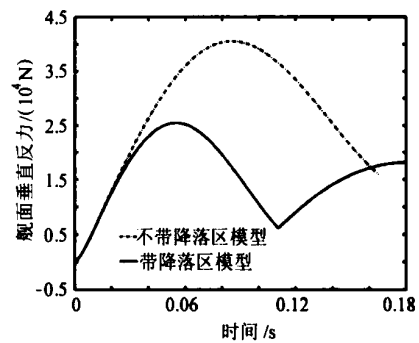


图4 舰面垂直反力时间历程图

Fig. 4 Time histories of vertical ground reaction force

由图3和图4可以看出,引入降落区以后,舰载机起落架的着舰冲击载荷明显减小,且表现出具有2个峰值的特点。

分析运动过程可知,当起落架轮胎接触到浮动板开始,飞机起落架缓冲系统和降落区着舰缓冲系统共同作用,承担舰载机的着舰动能。飞机起落架的冲击载荷在达到第1个峰值以后逐渐减小。然而随着浮动板运动到与甲板相平锁死以后,剩余的着舰动能则由飞机起落架缓冲系统单独承担,从而造成冲击载荷重新升高,形成第2个

峰值。

4 结 论

本文通过在舰面上建立的降落区模型,并综合考虑了航空母舰的运动模型,引入了减小舰载机着舰冲击载荷的一个新的方案。并且通过本文的分析结果表明,引入这样的降落区以后,对于舰载机着舰冲击载荷的减小是相当有效的。

参 考 文 献

- [1] 高泽迥,黄振威,于俊虎,等. 飞机设计手册第14分册:起飞着陆系统设计[M]. 北京:航空工业出版社,2002.
Gao Z J, Huang Z W, Yu J H, et al. The 14th fascicule of aircraft design manual: take-off and landing system design [M]. Beijing: Aeronautic Industry Press, 2002. (in Chinese)
- [2] Hess R A, Judd T M. Improved automatic carrier landing using deck motion prediction[J]. Journal of Aircraft, 1976, 13(2):153-155.
- [3] Pervan B, Chan F C, Gebre E D, et al. Performance analysis of carrier-phase DGPS navigation for shipboard landing of aircraft[J]. Journal of the Institute of Navigation, 2003, 50(3): 181-191.
- [4] Mook D J, Swanson D A, Roemer M J, et al. Improved noise rejection in automatic carrier landing systems [J]. AIAA Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 1992, 15(2): 509-519.
- [5] Nie H, Qiao X, Gao Z J, et al. Dynamic behavior analysis for landing gear with different types of dual-chamber shock struts[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 1991, 4(2): 235-244.
- [6] Berg C D, Wellstead P E. The application of a smart landing gear oleo incorporating electrorheological fluid [J]. Journal of Intelligent Material Systems and Structures, 1998, 9(8): 592-600.
- [7] 魏小辉,聂宏. 基于降落区概念的飞机起落架着陆动力学分析[J]. 航空学报,2005,26(1):8-12.
Wei X H, Nie H. Analysis of landing impact force of aircraft landing gears based on the conception of landing area [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2005, 26(1):8-12. (in Chinese)
- [8] Wei X H, Nie H. Dynamic analysis of aircraft landing impact using landing-region-based model [J]. Journal of Aircraft, 2005, 42(6):1631-1637.
- [9] Benjamin M, Francis E C. Analysis of landing-gear behavior[R]. NACA Report 1154,1953.

作者简介:

魏小辉(1978-) 男,讲师。研究方向:飞机起落架装置设计、飞机起落架自适应控制技术。

E-mail:weixiaohuinuaa@hotmail.com

聂宏(1960-) 男,教授,博士生导师。主要研究方向:飞机起落架装置设计、结构疲劳与断裂、飞机起落架自适应控制技术等。

E-mail:hnie@nuaa.edu.cn

(责任编辑:李铁柏)