

舰载机变长度减振牵制装置动力学分析

魏小辉 贲亮亮 聂宏 张明

(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:舰载机弹射起飞过程中, 由于牵制载荷突卸而产生的前起落架沿航向的快速振动对机体结构和设备都会带来严重的疲劳问题。本文建立了舰载机弹射起飞动力学模型, 设计了具有减振功能的舰载机弹射起飞变长度牵制装置, 分析了该装置的动力学特性, 并对该装置的减振效果进行了参数分析。研究表明: 牵制载荷沿下扭力臂轴向的载荷分量所造成的缓冲器活塞杆的向后弯曲是导致牵制载荷突卸后前起落架振动的主要原因; 变长度减振牵制装置通过实时改变牵制杆长度和牵制角, 可大幅降低牵制载荷突卸后前起落架振动以及各铰接点振荡载荷, 该装置在解决牵制载荷突卸振动问题中效果明显。

关键词:舰载机; 弹射起飞; 前起落架; 载荷突卸; 牵制载荷

中图分类号: V226

文献标志码: A

文章编号: 1005-2615(2013)01-0001-07

Analysis on Anti-Vibration Holdback Device of Carrier-Based Aircraft

Wei Xiaohui, Ben Liangliang, Nie Hong, Zhang Ming

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

Abstract: The vibration of the nose landing gear caused by the sudden discharge of holdback load during catapult launch of a carrier-based aircraft could bring serious fatigue problem to the structure and air-borne equipment. With the purpose to solve the vibration problem, a dynamics model of catapult launch is established. An anti-vibration holdback device is designed while the dynamic characteristic and the effect of the device are discussed. From the research, the conclusions show that: the aft bending of the strut is the primarily reason of the fore-aft vibration of nose landing gear; the anti-vibration device would reduce the vibration load at the joint of gear and fuselage sharply with changing the length of the holdbar and the hold angle. The anti-vibration hold back device is effective in solving the vibration phenomenon.

Key words: carrier-based aircraft; catapult launch; nose landing gear; load sudden discharge; holdback load

舰载机弹射起飞时, 由于牵制载荷突然卸载而导致的起落架撑杆、活塞杆以及与机体铰接处载荷产生大幅振荡的现象会对机体结构、机载设备带来严重的疲劳问题^[1]。因此, 研究牵制载荷突卸后的前起落架振动问题并提出具体解决方案就尤为重要。

国内外学者对弹射起飞过程进行了大量研究:

Ramsey 等人^[2]对 A-6A 飞机与航母适配性进行了实验研究; 郑本武^[3-4]对影响弹射起飞的多种因素以及前起落架的突伸运动对起飞航迹的影响等问题进行了分析研究; 金长江等人^[5]对弹射滑跑过程、离舰轨迹和着舰动力学过程进行了分析和计算; 王维军等人^[6]建立了基于多主体的舰载机弹射起飞模型, 并将其用于弹射过程的动力学分析; 胡

基金项目: 国家自然科学基金(E51105197, E51075203)资助项目。

收稿日期: 2012-07-19; 修订日期: 2012-09-18

通信作者: 魏小辉, 男, 副教授, 1978 年 8 月出生, E-mail: wei-xiaohui@nuaa.edu.cn。

淑玲等人^[7]就突伸过程对起飞特性的影响进行了研究;沈强等人^[8-10]则通过性能优化以及参数敏感性分析对突伸过程也进行了深入探讨;王俊彦等人^[11]还针对弹射起飞的建模及控制问题建立了全量非线性模型。

舰载机的弹射起飞主要包括3个阶段:张紧阶段、弹射滑跑阶段以及突伸离舰阶段。上述各项研究成果主要针对弹射滑跑和突伸离舰阶段的各种动力学以及控制和优化问题进行研究,而关于牵制载荷突卸后前起落架的振动以及牵制装置的设计等问题则较少涉及。

针对牵制载荷突卸后起落架的振动问题,本文设计了具有减振功能的变长度牵制装置,并对该装置的使用效果和动力学特性进行论述。

1 弹射起飞力学模型

飞机的张紧与弹射滑跑过程具有各自不同的力学特性,因此需要分别建立力学模型。

1.1 弹射张紧及滑跑阶段力学模型

从飞机的牵制杆、弹射杆分别与甲板牵制装置、弹射器拖梭相连直至牵制杆释放前均属于张紧阶段。由于该过程时间短、弹射器载荷变化缓慢,因此飞机的运动可近似为一动平衡过程,其受力分析如图1所示。

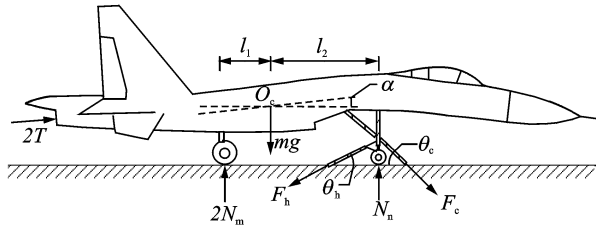


图1 张紧过程飞机受力分析

根据图1的分析,建立平衡方程

$$\sum F_x = 0: 2T \cos \alpha + F_c \cos \theta_c - F_h \cos \theta_h = 0 \quad (1)$$

$$\sum F_y = 0: N_n + 2N_m + 2T \sin \alpha - mg - F_c \sin \theta_c - F_h \sin \theta_h = 0 \quad (2)$$

$$\sum M_z = 0: (F_c \cos \theta_c - F_h \cos \theta_h)(H_{n1} - l_2 \sin \alpha) + N_n l_2 \cos \alpha - 2N_m l_1 \cos \alpha - (F_c \sin \theta_c + F_h \sin \theta_h) l_2 \cos \alpha = 0 \quad (3)$$

式中: F_c 为弹射力; F_h 为牵制力; H_{n1} 为弹射力作用点到前起落架机身安装点距离; l_1 为主起落架与机身连接点到飞机重心水平距离; l_2 为前起落架与机身连接点到飞机重心水平距离; mg 为飞机所受重力; N_n 、 N_m 分别为前、主起落架轮胎地面支反力; T

为发动机推力; O_c 为飞机重心; θ_c 为弹射角; θ_h 为牵制角; α 为飞机迎角。

当牵制杆载荷达到释放载荷时,张紧过程结束,飞机在弹射器的作用下开始甲板动力滑跑过程。滑跑过程飞机的受力分析如图2所示。

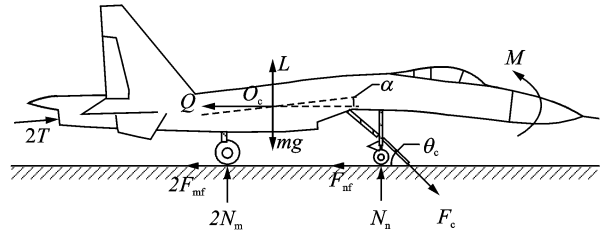


图2 弹射滑跑过程飞机受力分析

根据图2所示,运用牛顿第二定律和相对质心的动量矩定理建立动力学微分方程组

$$ma_x = F_c \cos \theta_c - F_{nf} - 2F_{mf} + 2T \cos \alpha - Q \quad (4)$$

$$ma_y = N_n + 2N_m + 2T \sin \alpha + L - F_c \sin \theta_c - mg \quad (5)$$

$$I_z \dot{\omega}_z = F_c \cos \theta_c (H_{n1} - l_2 \sin \alpha) + N_n l_2 \cos \alpha + (F_{nf} + F_{mf})(H_{n0} - un - unt - l_2 \sin \alpha) - 2N_m l_1 \cos \alpha - F_c l_2 \sin \theta_c \cos \alpha + M \quad (6)$$

式中: a_x 为飞机重心沿水平方向的加速度; a_y 为飞机重心沿竖直方向的加速度; F_{mf} 为主起落架轮胎与地面摩擦力; F_{nf} 为前起落架轮胎与地面摩擦力; I_z 为飞机绕机体轴旋转的转动惯量; M 为气动俯仰力矩; Q 为气动阻力; Y 为升力; $\dot{\omega}_z$ 为飞机绕机体轴旋转的角加速度。

在牵制载荷的作用下,起落架活塞杆会产生一定的弯曲变形,如图3所示,牵制杆通过扭力臂将牵制载荷传递至起落架上,其中,上扭力臂与外筒相连,下扭力臂与轮轴相连。所以,下扭力臂轴向载荷沿水平方向的分量是导致活塞杆弯曲变形的主要因素。

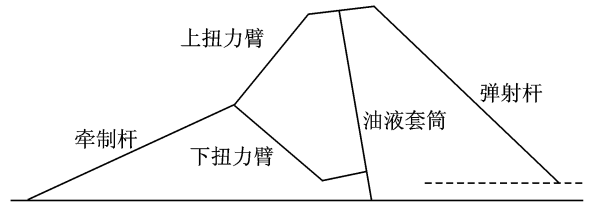


图3 张紧过程前起落架结构分析

1.2 滑跑阶段飞机前起落架动力学分析及轮胎地面载荷计算

在张紧阶段,前起落架活塞杆由于牵制载荷的作用而产生弯曲变形,在飞机被释放后活塞杆迅速

回弹,并在起落架刚度、阻尼以及轮胎地面摩擦力的共同作用下前后振动,取前起落架机轮为研究对象,进行受力分析,如图4所示。

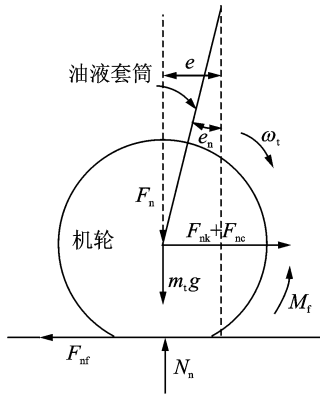


图4 弹射滑跑过程机轮受力分析

根据图4所示,可建立如下方程

$$m_t a_{tx} = F_{nk} + F_{nc} - F_{nf} \quad (7)$$

$$m_t a_{ty} = N_n - F_n - m_t g \quad (8)$$

$$I_t \dot{\omega}_t = M_f - F_{nf}(n_r - u_{nt}) \quad (9)$$

设前起落架航向刚度 k_x , 航向阻尼 c_x , 则

$$F_{nk} = -k_x e \quad (10)$$

$$F_{nc} = -c_x \dot{e} \quad (11)$$

在滑跑过程中由于起落架活塞杆的前后振动,轮胎与地面的滑移率定义为

$$S_g = \frac{v_{tx} - \omega_t(n_r - u_{nt})}{v_{tx}} \quad (12)$$

式中: F_{nk} , F_{nc} 为由于活塞杆的航向变形所产生的弹性力和阻尼力; n_r 为机轮半径; u_{nt} 为轮胎压缩量; a_{tx} , a_{ty} 为机轮加速度; F_n 为轮轴中心所受起落架缓冲器作用力; I_t 为机轮旋转的转动惯量; m_t 为机轮质量; M_f 为轮胎滚转摩擦阻; v_{tx} 为机轮轮心速度; ω_t 为机轮转动角速度。

2 牵制载荷突卸对弹射过程的影响

本节将着重分析牵制载荷突卸后前起落架的动力学特性及受力情况,分析过程中取飞机起飞质量 $m=30\,000\text{ kg}$, 发动机推力 $T=118.730\text{ kN}$ (按两台发动机计算), 张紧时间 $t=0.5\text{ s}$ 。在张紧阶段,以时间控制弹射力,弹射力的变化,可用增长率表示, $B=200\text{ kN/s}$ 。

2.1 前起落架非弹性支承质量动力学特性

前起落架在弹射载荷与牵制载荷的共同作用下,压缩量增加,并向后弯曲。当牵制杆拉力达到释放要求,牵制载荷突然卸载时,前起落架将迅速向上、向前弹出。式(1~12)建立了完整的张紧和

弹射过程动力学模型,同时也给出了求解方程组所必须的各种补充方程。其中,式(7,8)给出了轮轴运动的动力学方程,求解上述动力学方程后,即可得到前起落架轮轴的运动特性,如图5,6所示。在张紧阶段,随着牵制载荷的增加,前起落架压缩量、活塞杆向后的弯曲变形都在不断增加,0.5 s时牵制载荷卸载,前起落架开始快速前后振荡。随着弹射过程的进行,在1 s左右,这种振荡基本衰减完毕。起落架的压缩量也进入到正常的小幅振荡状态。

起落架的这种前后振动特性必然会影响到弹性支承质量的受力情况。

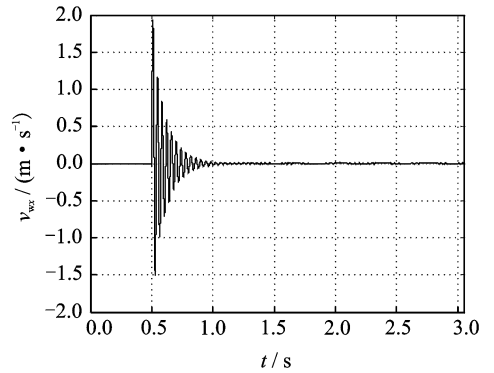


图5 前起落架轮轴处振动速度

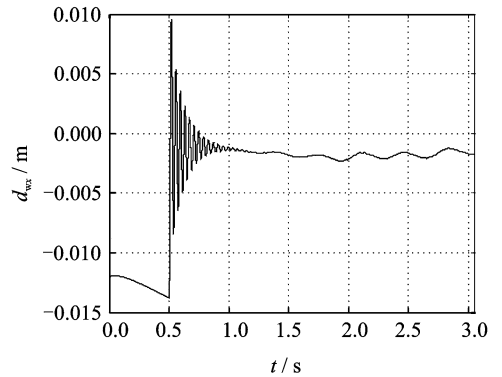


图6 前起落架轮轴处振动位移

2.2 前起落架弹性支承质量动力学特性

前起落架结构如图7所示。

由于外筒随机身转动(俯仰)幅度较小,所以可将外筒运动近似为平动,对其进行受力分析

$$m_w a_{wx} = F_{cx} - F_{ax} - F_{dx} - F_{bcx} \quad (13)$$

$$m_w a_{wy} = F_{dy} + F_{by} - F_{ay} - F_{cy} \quad (14)$$

$$0 = M_c - M_{bc} - M_d - M_{dx} \quad (15)$$

式中: a , b 分别为外筒、斜撑杆与机身的铰接点; c 为斜撑杆与外筒的铰接点; d 为活塞杆中心点; F_{ax} , F_{ay} 为机身对外筒的约束力; F_{bc} 为斜撑杆轴向

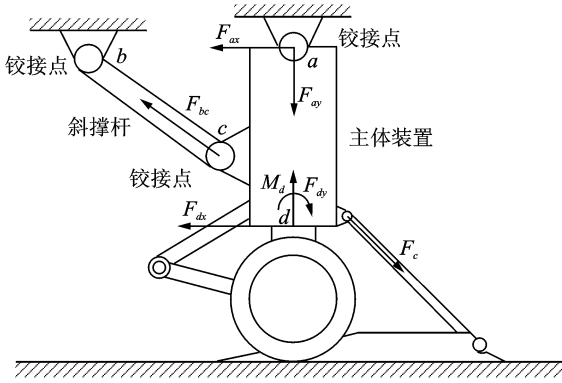
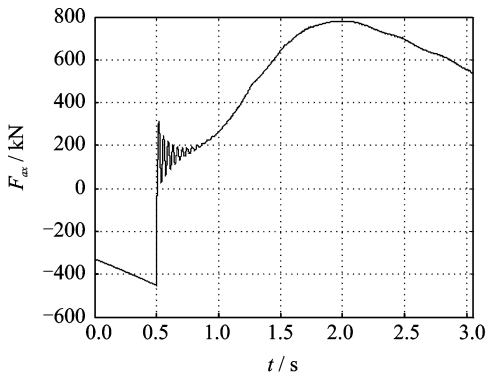
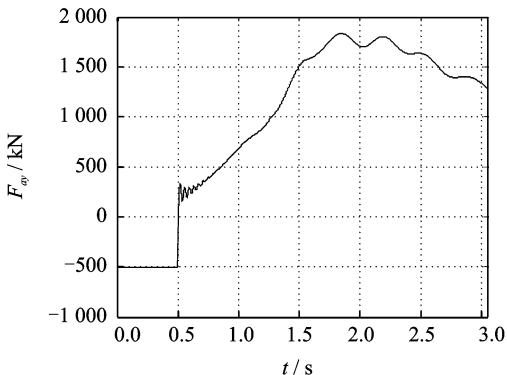


图7 前起落架

载荷; F_{dx} , F_{dy} , M_d 为活塞杆对外筒的作用力向 d 点简化所得到的主矢和主矩; m_w 为外筒质量; a_{wx} , a_{wy} 为外筒水平和竖直方向加速度; F_{bcx} , F_{bcy} 为斜撑杆轴向力分量; F_{cx} , F_{cy} 为弹射力的分量; M_c , M_k , M_d , M_{dx} 分别为图7中各个载荷对 a 点的力矩。

式(13~15)根据图7所示的前起落架结构特性对其受载过程进行动力学分析并给出方程描述,在求解式(1~12)的基础上继续求解式(13~15)即可得 a 点以及斜撑杆轴向载荷变化曲线如图8~10所示。由于牵制载荷的突然卸载,导致起落架与机身铰接点(a 点)以及斜撑杆轴向载荷在释放

图8 a 点水平载荷图9 a 点竖直载荷

瞬间产生较大突变,随后载荷在较高水平大幅振荡。

与轮轴处位移和速度的变化相似,载荷的振荡在1s左右也基本衰减完毕。

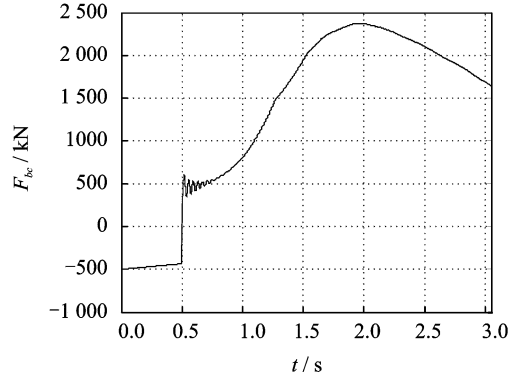


图10 斜撑杆轴向载荷

3 变长度减振牵制装置

查图3,考虑由上、下扭力臂轴向载荷以及牵制杆轴向载荷所组成的平面汇交力系,得

$$F_h \cos \theta_h = F_1 \cos \theta_{n1} + F_2 \cos \theta_{n2} \quad (16)$$

$$F_h \sin \theta_h = F_1 \sin \theta_{n1} - F_2 \sin \theta_{n2} \quad (17)$$

式中: F_1 , F_2 分别为上、下扭力臂轴向载荷; θ_h 为牵制角; θ_{n1} , θ_{n2} 分别为上、下扭力臂与水平线夹角。

式(16,17)表明,当下扭力臂轴向载荷为零或接近零点时,可以消除或减弱前起落架的振动,而下扭力臂轴向载荷为零的充分必要条件为

$$F_2 = 0 \Leftrightarrow \theta_h = \theta_{n1} \quad (18)$$

根据该充要条件,对原动力学模型进行求解,得出牵制张紧阶段理想的牵制杆长度随时间变化曲线,如图11所示。

由图11可以看出,理想的牵制杆长度是一个变化范围。但实际上,现有牵制装置为一根带有定载拉断装置的、固定长度的杆件,一端与甲板固定

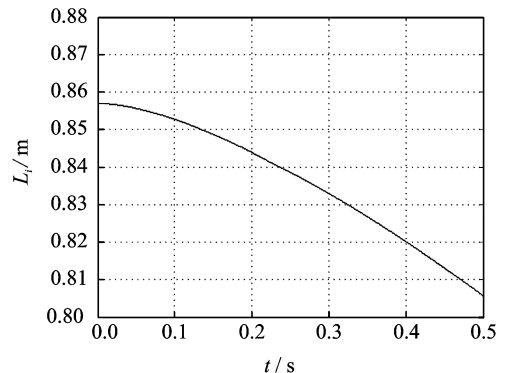
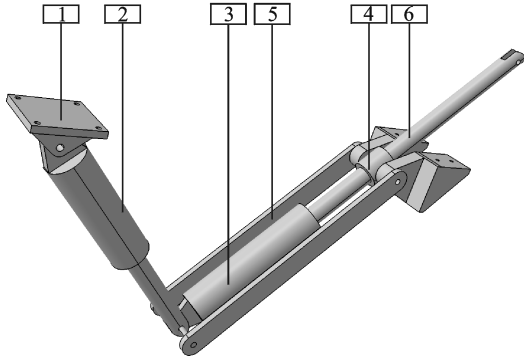


图11 理想牵制杆长度随时间变化曲线

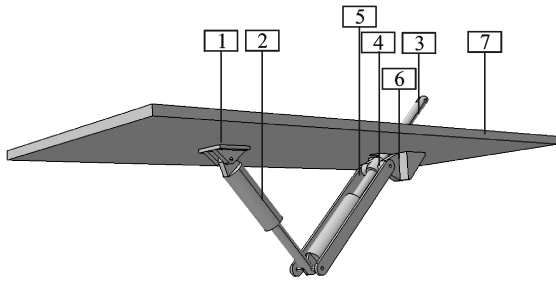
支座相连,另一端与前起落架上、下防扭臂铰接点相连,其长度无法改变,这就使牵制载荷突卸时,前起落架不可避免地产生振动。

3.1 变长度减振牵制装置结构设计

本节针对现有牵制装置长度不可随时改变这一缺点,设计了可变长度的牵制机构,其结构分解图及装配图如图 12 所示。



(a) 变长度牵制装置结构装配示意图



(b) 变长度牵制装置与甲板装配示意图

1. 第一固定支座; 2. 牵制角度控制作动筒; 3. 牵制杆长度控制作动筒; 4. 转向轴套; 5. 作动筒行程固定件;
6. 第二固定支座; 7. 航母甲板。

图 12 变长度牵制装置结构示意图

第一固定支座与甲板下面固定连接,牵制角度控制作动筒通过其尾部连接孔与第一固定支座铰接,牵制角度控制作动筒使用其活塞杆端部轴孔与牵制杆长度控制作动筒尾部轴孔以及作动筒行程固定件铰接,转向轴套套在牵制杆长度控制作动筒的活塞杆上,作动筒行程固定件、第二固定支座和转向轴套通过转向轴套两侧的轴销铰接在一起,其顺序依次为:作动筒行程固定件,第二固定支座,转向轴套,第二固定支座,作动筒行程固定件。牵制杆长度控制作动筒的活塞杆通过甲板牵制杆伸出孔伸出,与舰载飞机前起落架上、下扭力臂铰接点直接铰接。

3.2 变长度减振牵制装置工作原理及使用效果对比分析

当弹射杆开始张紧时,通过控制牵制杆长度控制作动筒的行程来达到控制牵制杆长度的目的,转向轴套用来保证在机构运动过程中牵制杆长度控制作动筒可以绕转向轴套两侧轴销自由旋转,作动筒行程固定件用来固定牵制杆长度控制作动筒与转向轴套两侧轴销之间的距离不变,从而保证牵制杆长度控制作动筒的行程变化完全体现在外露部分的活塞杆(牵制杆)上。通过控制牵制角度控制作动筒来调节牵制杆长度控制作动筒与上扭力臂之间的夹角,确保在整个张紧过程中,牵制杆长度控制作动筒与上扭力臂的轴线共线,使下扭力臂无轴向载荷,即满足式(18)的要求,从而保证前起落架非弹性质量无较大结构变形,最终消除因牵制载荷突然卸载而导致的前起落架结构以及载荷的振动。

图 11 给出了理想牵制杆长度随时间变化曲线,使用液压伺服系统根据该曲线调节牵制杆长度控制作动筒的行程以达到改变牵制杆长度的目的。同时,根据牵制角的变化来调节牵制角度控制作动筒的行程,以达到牵制角随前起落架缓冲器压缩行程协同变化的目的。通过求解动力学方程组式(1~3)及平面汇交力系平衡方程式(16,17)即可求解出牵制角随时间的变化曲线如图 13 所示。

根据牵制装置结构尺寸图 14 和牵制角变化曲线即可计算出牵制角度控制作动筒的行程变化曲线。

设 $L_a=1\ 500\text{ mm}$, $L_b=1\ 000\text{ mm}$, $L_c=2\ 000\text{ mm}$, $L_{a0}=1\ 000\text{ mm}$, θ_h 如图 13 所示曲线变化,则牵制角度控制作动筒的行程为

$$u_1 = L_b - \sqrt{L_a^2 + L_c^2 - 2L_aL_c\cos\theta_h} \quad (19)$$

$$u_2 = L_{a0} - L_{bar_i} \quad (20)$$

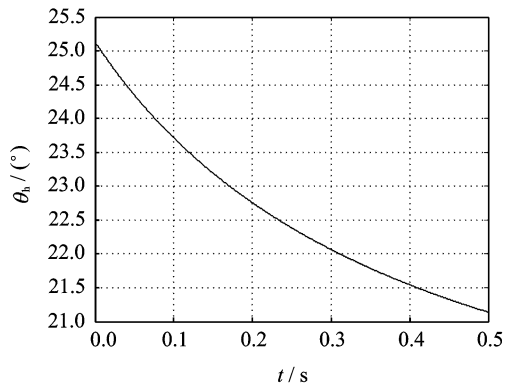


图 13 牵制角随时间变化曲线

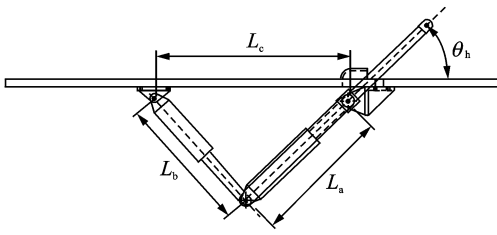


图14 变长度牵制装置结构图

式中： L_a 为作动筒行程固定板长度； L_{a0} 为牵制杆长度控制作动筒全伸长时，甲板外露长度； L_b 为牵制角度控制作动筒全伸长长度； L_c 为作动筒甲板铰接点间距； θ_h 为牵制角； L_{bar_i} 为理想牵制杆长度。

将数据代入式(19,20)，牵制角度控制作动筒及牵制杆长度控制作动筒的行程随时间变化曲线如图15,16所示。

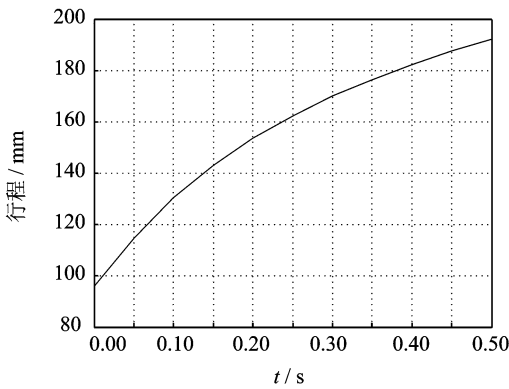


图15 牵制角度控制作动筒行程随时间变化曲线

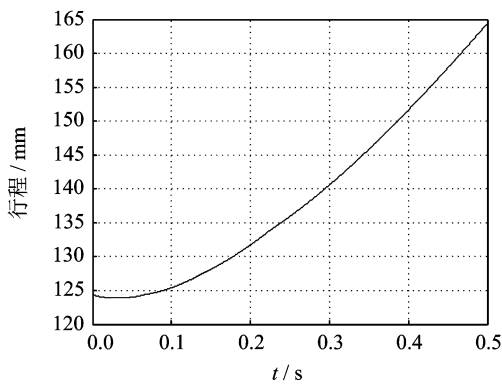


图16 牵制杆长度控制作动筒行程随时间变化曲线

通过控制系统对两作动筒进行协调控制，实现牵制杆长度与牵制角的同步变化。牵制杆长度按照理想曲线变化(即图11所示曲线)后，前起落架的振动以及各种载荷的波动都显著减弱，其振动过程峰值及振幅与不同长度牵制杆情况的比较如表1所示(表中 L_i 即为使用减振牵制装置后的牵制杆长度)。

表1 不同长度牵制杆,振动峰值对比

| 参数 | 牵引杆长度/ mm | 最大值 | 最小值 | 振幅 |
|--|--------------|---------|----------|---------|
| $v_{ax}/(\text{mm} \cdot \text{s}^{-1})$ | 700 | 234.2 | -347 | 290.6 |
| | 1 000 | 732.7 | -534.7 | 633.7 |
| | 1 500 | 1 930.5 | -1 512.6 | 1 721.5 |
| | L_i | 120.8 | -106.1 | 113.45 |
| d_{ax}/mm | 700 | 0.205 | -2.502 | 1.3535 |
| | 1 000 | 2.969 | -3.905 | 3.437 |
| | 1 500 | 9.561 | -8.427 | 8.994 |
| | L_i | -0.377 | -1.713 | 0.668 |
| F_{ax}/kN | 700 | 198.72 | 116.75 | 40.985 |
| | 1 000 | 209.29 | 96.22 | 56.535 |
| | 1 500 | 314.01 | 26.6 | 143.70 |
| | L_i | 153.6 | 130.68 | 11.46 |
| F_{ay}/kN | 700 | 197.82 | 166.6 | 15.61 |
| | 1 000 | 252.5 | 173.1 | 39.7 |
| | 1 500 | 337.48 | 154.45 | 91.515 |
| | L_i | 198.7 | 185.3 | 6.7 |
| F_{bx}/kN | 700 | 502.3 | 429.9 | 36.2 |
| | 1 000 | 512.1 | 412.5 | 49.8 |
| | 1 500 | 605.7 | 305.1 | 150.3 |
| | L_i | 463.1 | 441.9 | 10.6 |

变长度减振牵制装置在不改变前起落架结构、增加前起落架结构质量以及刚度的前提下有效地解决了牵制载荷突卸带来的振动问题,使飞机在不受载荷突卸振动影响的情况下弹射滑跑。而由变长度减振牵制装置本身带来的附加振动则传递至舰船结构,与舰载飞机相比,舰船结构对质量的要求相对较低,而减振牵制装置的质量在整个舰船结构中所占比例更小,所以可通过增加减振牵制装置结构质量及刚度来有效解决由该装置本身所带来的附加振动问题。

4 结 论

本文在考虑牵制载荷突卸对滑跑过程影响的基础上,建立了完整的舰载机弹射起飞动力学模型,通过计算分析得出以下结论:

(1)牵制载荷沿下扭力臂轴向载荷分量所造成的缓冲器活塞杆的向后弯曲是导致牵制载荷突卸后前起落架振动的主要原因。

(2)变长度减振牵制装置通过实时改变牵制杆长度和牵制角可降低牵制载荷沿下扭力臂轴向的载荷分量,进而可以显著降低起落架与机身铰接点以及斜撑杆处载荷的快速、大幅振荡。

(3)变长度减振牵制装置在解决牵制载荷突卸后的前起落架振动问题中效果明显。

参考文献:

- [1] Lucas C B. Catapult criteria for a carrier-based aircraft[R]. AD702814, 1968.
- [2] Ramsey J E, Dixon W R. Carrier suitability tests of the model A-6A aircraft[R]. Naval Air Test Center, 1967.
- [3] 郑本武. 舰载飞机弹射起飞性能和影响因素分析[J]. 飞行力学, 1992, 10(3): 27-33.
Zheng Benwu. The catapulting performance of the carrier based aircraft and the parameter study[J]. Flight Dynamics, 1992, 10(3): 27-33.
- [4] 郑本武. 前起落架突伸对舰载飞机弹射起飞航迹的影响[J]. 南京航空航天大学学报, 1994, 26(1): 27-33.
Zheng Benwu. The influence of the nose gear fast-extension on the catapult trajectory for carrier-based airplane[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 1994, 26(1): 27-33.
- [5] 金长江, 洪冠新. 舰载机弹射起飞及拦阻着舰动力学问题[J]. 航空学报, 1990, 11(12): 534-542.
Jin Changjiang, Hong Guanxin. Dynamic problems of carrier-aircraft catapult launching and arrest landing [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 1990, 11(12): 534-542.
- [6] Wang Weijun, Qu Xiangju, Guo Linliang. Multi-agent based hierarchy simulation models of carrier-based aircraft catapult launch[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2008, 21(3): 223-231.
- [7] 胡淑玲, 林国锋. 前起落架突伸对舰载机起飞特性的影响[J]. 飞行力学, 1993, 12(1): 28-34.
Hu Shuling, Lin Guofeng. The effects of nose landing gear jump on the carrier aircraft catapult take-off flight path[J]. Flight Dynamics, 1993, 12(1): 28-34.
- [8] 沈强, 黄再兴. 舰载机前起落架突伸性能优化[J]. 计算机辅助工程, 2009, 18(3): 31-36.
Shen Qiang, Huang Zaixing. Optimization of fast-extension performance of nose landing gear of carrier-based aircraft [J]. Computer Aided Engineering, 2009, 18(3): 31-36.
- [9] 黄再兴, 樊蔚勋, 高泽迥. 舰载机前起落架突伸的动力学分析[J]. 南京航空航天大学学报, 1995, 27(4): 466-473.
Huang Zaixing, Fan Weixun, Gao Zejiang. Dynamical analysis of nose gear fast-extension of carrier based aircraft[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 1995, 27(4): 466-473.
- [10] 沈强, 黄再兴. 舰载机起落架突伸性能参数敏感性分析[J]. 航空学报, 2010, 31(3): 532-537.
Shen Qiang, Huang Zaixing. Sensitivity analysis of fast-extension performance of carrier based aircraft landing gear to varying parameters[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2010, 31(3): 532-537.
- [11] 王俊彦, 吴文海, 高丽, 等. 舰载机弹射起飞建模与控制[J]. 飞行力学, 2010, 30(2): 10-13.
Wang Junyan, Wu Wenhai, Gao Li, et al. Modeling and control of carrier-aircraft during catapult launch [J]. Aircraft Design, 2010, 30(2): 10-13.