

舰载机拦阻系统动力学建模与控制*

周建斌 金栋平 张澍森

(南京航空航天大学振动工程研究所, 飞行器结构力学与控制教育部重点实验室, 210016 南京)

摘要 提出了一种液压吸能和滑轮机构相结合的舰载机拦阻系统模型, 然后建立了计入拦阻索弹性的拦阻系统非线性动力学模型. 基于高斯伪谱方法获得了舰载机拦阻过程的最优控制轨迹, 并应用线性二次型最优控制跟踪该最优轨迹, 数值结果验证了该方法的可行性, 最后讨论了空气阻力与甲板摩擦力对控制过程的影响.

关键词 拦阻系统, 非线性动力学, 高斯伪谱方法, 最优控制

引言

舰载机拦阻系统为航空母舰必备装置之一, 国外 50 年代起对此开展研究, 但出于保密, 能够查到的资料十分有限. Ringleb 采用波动方程来描述能量在拦阻索中的传递问题^[1]. Gibson 和 Cress 对拦阻索材料及编织方法进行了深入研究^[2]. Chiu 研究了水涡轮式液压吸能器, 这种吸能器体积小、安装简便, 但缺点是难于控制, 吸收能量的能力也很有限^[3]. 宋锦春等人设计了一种刹车环制动的机械-液压系统, 并设计了与飞机速度相关联的凸轮阀以进行刹车力的控制^[4]. 吴娟等人对拦阻系统的非线性控制方法做了探讨^[5], 针对飞机偏离甲板中心线的情形, 设计了一个用于纠偏的控制系统^[6]. 张澍森和金栋平考虑拦阻索的弹性建立了一个与国内其他学者完全不同的非线性动力学模型.

从可查阅的文献看, 这些研究对于吸能系统和拦阻索之间的能量传递机构缺乏考虑, 由于吸能系统需要一个过渡装置以减缓拦阻索张力和长度, 因此设计一个合理的吸能器及其相匹配的能量传递机构成为舰载机拦阻系统的重要环节. 本文提出一种液压吸能器及其相应的滑轮机构组成舰载机拦阻系统, 考虑拦阻索弹性因素, 以形成一个较完整的拦阻系统动力学模型, 研究了该非线性动力学受控系统的控制问题.

1 拦阻系统模型

完整的拦阻系统应由三个子系统组成: 拦阻索

系统、能量传递系统、吸能系统. 一根拦阻索需要两个吸能器.

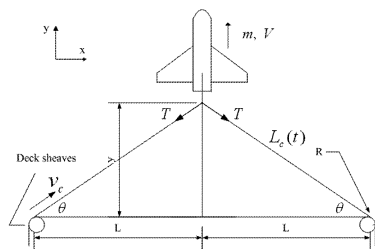


图1 拦阻索系统

Fig. 1 Arresting system

拦阻索模型如图 1 所示, 拦阻索两端分别缠绕在对称的两个相距为 $2L$ 、半径为 R 的轮毂 (Deck sheaves) 上, 一旦质量为 m 的舰载机尾钩钩住拦阻索 (Deck pendant), 则拦阻索被对称地以速度 v_c 拉离甲板滑轮. 因为 $\sin\theta = y/\sqrt{L^2 + y^2}$, 所以每段拦阻索作用于飞机尾钩上的拉力 T 为

$$T = -m\ddot{y} \frac{\sqrt{L^2 + y^2}}{2y} \quad (1)$$

弹性索应变

$$\varepsilon = \frac{\Delta L_c(t)}{L_{half}} = \frac{\sqrt{L^2 + y^2} - (s_c + L)}{L_{half}} \quad (2)$$

式中 L_{half} 为总绳长的一半, s_c 为从甲板滑轮处被新拉出的绳索长度. 设 E 为拦阻索弹性模量, A_c 为拦阻索横截面积, 考虑到拦阻索张力 $T = EA_c\varepsilon$ 与作用在飞机尾钩上的拉力相等, 且令 $\beta = EA_c/(mL_{half})$, 则

$$\ddot{y} = -2\beta y \left(\frac{s_c + L}{\sqrt{L^2 + y^2}} - 1 \right) \quad (3)$$

作为拦阻索系统与吸能器之间必备的连接机构,这里采用一种滑轮机构作为能量传递系统,以缩短吸能器的液压缸长度,如图2所示. 本文欲通过控制拦阻索应变以控制拦阻索张力,进而控制舰载机所受的拦阻力,故须对活塞速度能够做出精确的控制. 为此,根据调速阀的控制流量不受负载影响的特点,选用调速阀来控制油液的流量,从而控制活塞的运动速度,吸能器机构如图3所示,其中液压缸工作状态为负值负载,即活塞的速度方向与受力方向相同.

预计飞机降落距离为 y_{max} , 单侧滑轮机构的动滑轮个数为 N , 则活塞行程为 $y_{max}/(2N)$ (单位 m), 可求得 $L_{half} > [L + y_{max}(2N + 1)/(2N)]$ (单位 m). 根据液压系统的设计原则^[7], 本文选用标准液压缸内径 $D = 320mm$ 和活塞杆直径 $D = 220mm$, 以便采用标准的密封元件.

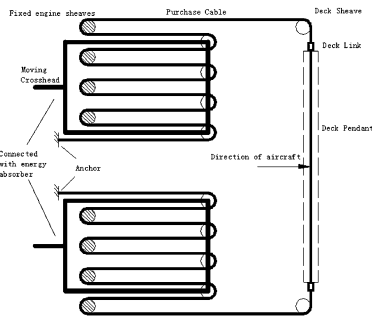


图2 能量传递系统

Fig. 2 Energy transmitting system

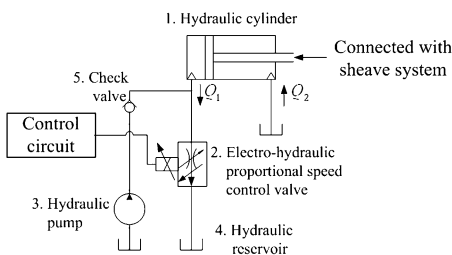


图3 液压吸能机构

Fig. 3 Hydraulic energy absorber system

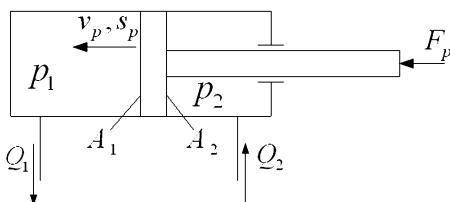


图4 液压缸工作示意图

Fig. 4 Working principle of hydraulic cylinder

调速阀的流量公式为

$$Q = C_d A_v(x) \sqrt{\frac{2}{\rho} \Delta p} \quad (4)$$

式中 C_d 为流量系数, ρ 为油液密度. 紊流工况时, 流量系数可近似取为常数. 一旦调节好固定压差 Δp , 调速阀的通流面积 $A_v(x)$ 与调速阀阀口的流量之间的关系便是比例关系. 对于电液比例调速阀 (Electro-hydraulic proportional speed control valve), 通流面积 $A_v(x)$ 与输入电流 I 之间存在一定的比例关系. 液压缸的工作原理如图4所示. 活塞杆速度与油液流量之间满足 $v_p = Q_1/A_1$, 这里 Q_1 为出口流量, 它受调速阀控制; A_1 为液压缸左腔的横截面积. 考虑到式(4), 活塞向左运动的速度成为 $v_p = K A_v(x)$, 这里 $K = (C_d/A_1) \sqrt{2\Delta p/\rho}$.

活塞向左位移 $s_p = s_c/(2N)$, 拦阻索被拉离轮毂的速度 $v_c = 2N v_p = 2N K A_v(x)$, 这样就建立了拦阻索拉离速度与控制流量之间的关系. 为了便于分析, 本文先将 v_c 作为控制量来分析. 将 $s_c = \int_0^t v_c dt$ 代入式(3)得

$$\ddot{y} = 2\beta y \left(\frac{\int_0^t v_c dt + L}{\sqrt{L^2 + y^2}} - 1 \right) \quad (5)$$

上式为一关于 v_c 的非仿射系统. 我们需要将该系统转变成仿射系统, 才能够对其进行优化, 且利用加速度变化率来构成性能函数. 故将(5)式两边对时间 t 求导并考虑到由式(5)得到的 $\int_0^t v_c dt$ 的表达式, 可得

$$\ddot{y} = -2\beta y \left(\frac{y\dot{y}}{L^2 + y^2} - \frac{v_c}{\sqrt{L^2 + y^2}} \right) - \frac{y\dot{y}\ddot{y}}{L^2 + y^2} + \frac{y\ddot{y}}{y} \quad (6)$$

上式是一个关于 v_c 的仿射非线性系统, 且三个子系统彼此关联.

2 最优拦阻轨迹

采用最优控制方法研究受控的舰载机拦阻系统, 借助高斯伪谱法获得最优轨迹. 令 $X = [x_1 \ x_2 \ x_3]^T = [y \ \dot{y} \ \ddot{y}]^T$, $u = v_c$, 将原系统(6)写成如下的状态方程形式

$$\begin{aligned} \dot{x}_1 &= x_2 & \dot{x}_2 &= x_3 \\ \dot{x}_3 &= -2\beta x_1 \left(\frac{x_1 x_2}{L^2 + x_1^2} - \frac{u}{\sqrt{L^2 + x_1^2}} \right) - \frac{x_1 x_2 x_3}{L^2 + x_1^2} + \end{aligned}$$

$$\frac{x_2 x_3}{x_1}$$

同时,拦阻索对尾钩的拉力为

$$T = -m x_3 \sqrt{1 + L^2/x_1^2}$$

控制目标之一是舰载机加速度尽量平滑,以有利于飞行员的健康及机体结构的寿命.同时,考虑到调速阀的性能与反应速度有限,以致控制量 u 受到约束.故选取性能函数

$$J = \int_{t_0}^f (C_1 \dot{x}_3^2 + C_2 u^2) dt \quad (7)$$

本文实验对象为一架质量 $m = 2 \times 10^4 kg$,进场速度 $V_0 = 75m/s$ 的舰载机.边界条件及不等式约束条件为

$$t \in [0, 2.9] s$$

$$x_1 \in [0.1, 100] m, \quad x_2 \in [0, 75] m/s$$

$$x_3 \in [-30, 0] m/s^2, \quad \dot{x}_3 \in [-200, 200] m/s^3$$

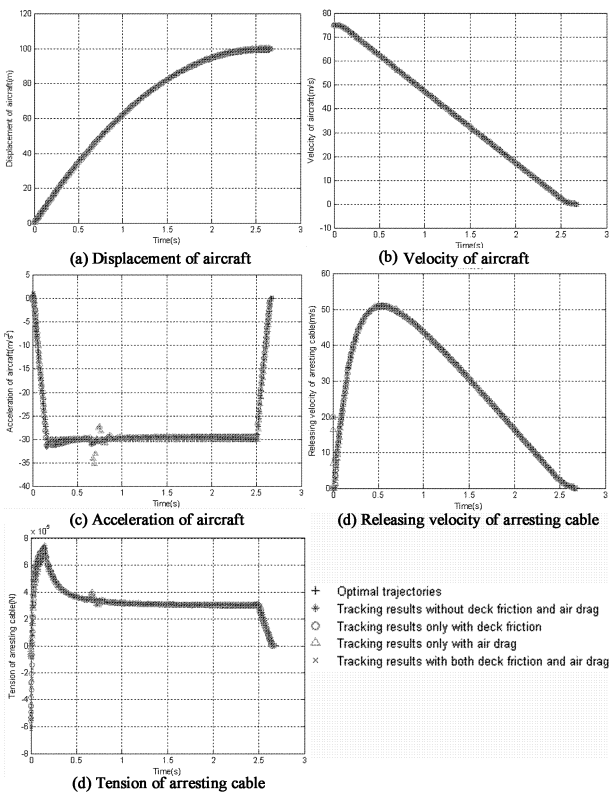


图5 舰载机最优轨迹

Fig.5 Optimal trajectories of the aircraft

这里 x_1 最小值未设为零,因为当 $x_{1min} = 0$ 时,拦阻索即便内部存在张力也无法对飞机尾钩成功施加拉力.考虑到拦阻索在飞机尾钩撞上之前其张力很小或松弛,故令 $x_{1min} = 0.1m$,即尾钩牵引着拦阻索拉开一段距离后张力才发生作用.根据文献

[3],拦阻索横截面积与弹性模量设为 $A_c = 0.01m^2, E = 0.88 \times 10^{11} GPa$.为使性能函数中各项数量级相当,权系数取为 $C_1 = 3 \times 10^{-10}, C_2 = 2$.滑轮机构的动滑轮数 $N = 4$,总绳长的一半 $L_{half} > 25 + 100/(2 \times 4) \times 9 = 137.5m$,取 $150m$.数值仿真中需根据获得的曲线光滑程度来更改边界值,以得到较优的轨迹,结果如图5所示.

将最大张力代入 $\varepsilon = T/EA_c$,可得拦阻索最大应变接近 0.79×10^{-3} .对于常规材料,该量级应变处于线弹性范围内. v_c 上限需根据调速阀估计,以阀的最大流量为 $Q_{max} = 220L/min$ 为例,则 $v_{cmax} = 8v_p = 8 \times Q_{max}/A_1 = 0.37m/s$.因该速度过低,故实际需用多个调速阀并联以增大流量上限,预计需上百个或更强的流量控制装置.

从图5(a)和(b)可见,舰载机被拦停在规定的距离内,且拦停过程舰载机速度线性减小.从图5(c)可见,舰载机的加速度在较宽的范围内没有出现大的变化,仅在拦停一开始和末期有突变.从图5(e)可见,拦停一开始索张力发生一突起,这是因为开始拦阻时,两端拦阻索呈水平,导致拦阻索中必须有很大的张力才能形成有效的拦阻力.事实上,在真实拦阻过程中,拦阻索张力在拦阻初期的骤升是不可避免的,这一现象与前人的研究结果一致^[1,2].

另外我们也可以借鉴汽车、电梯等领域的研究,来找到更好的位移、速度和加速度曲线^[8].

3 最优轨迹跟踪

由于该拦阻系统的状态方程可写为可完全反馈线性化的标准型的形式^[9]

$$\begin{cases} \dot{x}_1 = x_2 \\ \dot{x}_2 = x_3 \\ \dot{x}_3 = a(X) + b(X)u \end{cases}, X = \begin{bmatrix} x_1 \\ x_2 \\ x_3 \end{bmatrix}$$

所以若假设一个名义输入 $v = u \cdot b(x) + a(x)$,则原系统的精确线性化方程可写为

$$\begin{cases} \dot{X} = AX + Bv \\ Y = CX \end{cases}$$

$$A = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}, B = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 1 \end{bmatrix}, C = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (8)$$

对完全可控的系统,可用状态反馈来配置极点

以使系统镇定. 取反馈增益向量 $F = [f_1 \ f_2 \ f_3]$, 则状态反馈控制律为 $v = \bar{v} - FX$, 由此获得稳定化后的系统

$$\dot{X}(A - BF)X + B\bar{v} \quad (9)$$

为使控制律符合实际, 本文使用控制通流面积的电流作为真实的系统输入. 电液比例调速阀的通流面积与其输入电流存在线性比例关系 $A_v(x) = K^* I$, 式中 K^* 为 A_v 与 I 的线性比例系数, 因 $v_c = 2Nv_p = 2NKA_v(x)$, 则

$$u = v_c = 2NKA_v(x) = 2NKK^* I$$

即 $I = u(2NKK^*)$, 这样可用该式对控制系统进行参数设计. 对于一个线性化系统, 应用线性二次型最优控制^[10]设计系统控制律.

分别定义如下的输入修正量和误差向量

$$\Delta v = \bar{v} - v^d, e(t) = \begin{bmatrix} e_1 \\ e_2 \\ e_3 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} x_1 - x_1^d \\ x_2 - x_2^d \\ x_3 - x_3^d \end{bmatrix} \quad (10)$$

式中, v^d 为期望的名义输入, x_1^d, x_2^d, x_3^d 分别为期望的舰载机位移、速度、加速度. 为了获得最优误差修正回路, 为修正量 Δv 定义如下的目标函数

$$J = \int_{t_0}^t \Delta v R \Delta v dt + \int_{t_0}^t e^T(t) Q e(t) dt + e^T(t_f) S e(t_f) \quad (11)$$

式中 R 为正常数, Q 和 S 为半正定矩阵. 根据经典线性最优控制理论^[9], 最优修正量为

$$\Delta v = -R^{-1} B^T P(t) e(t) \quad (12)$$

其中 $P(t)$ 应满足 Riccati 矩阵微分方程

$$\begin{cases} \dot{P} = -P(t)A - A^T P(t) - P(t)BR^{-1}B^T P(t) - Q \\ P(t_f) = S \end{cases}$$

为简便起见, 令 $H = R^{-1} B^T P(t) = [h_1 \ h_2 \ h_3]$, 则有 $\Delta v = -He(t)$. 借助 MATLAB 可使用 care() 函数求解该 Riccati 方程, 获得增益矩阵 H .

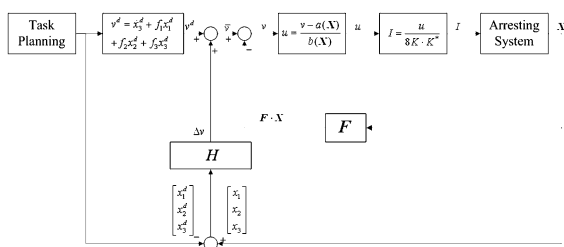


图6 最优跟踪控制系统

Fig. 6 Optimal tracking control system

最优跟踪控制过程如图6所示. 因整个控制过程的最优轨迹已知, 故仅需将该优化数据导入为参考信号即可. 为了能够跟踪优化之后的轨迹, 本文采用当前时间所对应的数据点作为参考点. 注意到, 参考点的选择对跟踪效果会有影响.

当 R 设置为 1 的时候, 控制系统的性能主要由控制器增益和权矩阵值决定. 经过试算可知, 控制器反馈增益向量取 $F = [1 \ 900 \ 110]$ 时效果较好. 权矩阵 Q 值需在不同阶段取不同的值, 以满足不同阶段对响应快慢的不同要求. 仿真实验中发现 F 对跟踪效果的影响远超过 Q . 在上述参数设置下获得的数值结果如图5所示. 从如图5可见, 跟踪效果令人满意. 由于对加速度的高要求, 拦阻索张力不得不在初期时达到一个很高的值, 以产生所需要的拦阻力. 实际上, 这与我们的控制策略有关, 若令前期优化轨迹的加速度曲线上升缓慢, 则拦阻索张力在初期就可以小一些, 因为当舰载机以极高的速度向前滑行时, 两端拦阻索形成的夹角也在迅速减小. 相应地, 随后一段时间的加速度则必须提高才能将舰载机在一定的时间内拦停在指定距离. 另外, 当舰载机被拦停后, 拦阻索的释放速度虽逼近于零但有非零的速度存在, 表明液压缸的活塞依然有向左运动的趋势. 该现象表明, 拦阻索在舰载机被拦停后能够松弛以释放残余应变, 是有利于实际的现象.

4 阻力影响

如果是跟踪优化曲线, 当系统出现了偏差后, 后面的参考点的选择非常困难. 谁也不知道当系统偏离了理想输入后, 到底理想输入中哪个数据点才是最好的, 才是对后面的跟踪最有利的. 如果是跟踪优化曲线, 当系统出现了偏差后, 后面的参考点的选择非常困难. 谁也不知道当系统偏离了理想输入后, 到底理想输入中哪个数据点才是最好的, 才是对后面的跟踪最有利的.

本节考虑甲板摩擦和空气阻力对舰载机降落时受控过程的影响. 设甲板摩擦力 f_d 为定值, $f_d = \mu_n f_R = 12250N$, 式中 μ_n 为舰载机与甲板之间的摩擦系数, f_R 为甲板支撑反力; 空气阻力 $f_a = cy^2$ ^[11], $c = 0.21N \cdot s^2/m^2$. 当分别计入甲板摩擦和空气阻力时, 拦阻索作用于飞机尾钩上的拉力为 $T = -(f +$

$m\ddot{y})\sqrt{L_0^2 + y^2}/(2y)$,其中 f 用 f_d 与 f_a 分别代入.同理,可考察两者共同作用时的影响.通过获得相应的仿射非线性系统,结果如图5所示.

在只计入甲板摩擦的轨迹跟踪中,系统在初始时出现了紊乱,但持续时间极短,骤升的拉力几乎完全掩盖了甲板摩擦的作用;在只计入空气阻力的跟踪中,从图5(e)可见,拦阻索出现了负张力,说明拦阻索松弛.这是因为在刚开始拦阻时,拦阻索张力很小,两端拦阻索形成的夹角大,因而能够形成的拦阻力极小.此时,空气阻力提供的加速度显得很大,于是控制系统为了跟踪理想输入(理想输入中的初始加速度为零),便令拦阻索张力为负,以使飞机加速度回到零点.这一状态的持续时间的量级为 $10^{-3}s$,随后系统的仿真较为真实且对理想输入的跟踪很好,这是因为随着拦阻索张力的骤升,舰载机速度大幅减小以致空气阻力越来越小,其影响完全被掩盖了.注意到,在令 $f=f_a$ 或者 $f=f_a + f_d$ 的仿真过程中必须调整反馈增益向量 F 方能获得收敛且调整幅度较大.另外由图5(c)可知空气阻力影响到了加速度曲线的光滑性,因此当要求加速度曲线具有很高的光滑性时,就有必要计入空气阻力的影响.在实际系统中,可以让拦阻索在开始时具有一定的松弛度,以缓解甲板摩擦和空气阻力的影响.

5 结论

计入拦阻索的弹性形变,提出了一种舰载机拦阻系统的动力学模型,获得了拦阻过程各参数变化的最优轨迹,设计了合理的控制系统对其进行跟踪.研究表明,该拦阻系统可以在要求的时间和范围内有效拦停舰载机,舰载机和甲板之间的摩擦力对过程控制的影响可忽略不计.当对拦停过程的加速度响应的光滑性要求不高时,空气阻力也可忽略.

参 考 文 献

- 1 F O Ringleb. Cable dynamics. U S ; Naval Air Engineering Facility Engineering Department, 1956
- 2 Gibson P T, Cress H A. Analytical study of aircraft arresting gear cable design. U. S. ; Battelle Memorial Institute Columbus Laboratory, 1965
- 3 Ya-Tien Chiu. Computational fluid dynamics simulations of hydraulic energy absorber. Blacksburg VA: Virginia Polytechnic Institute and State University, College of Engineering, 1999
- 4 宋锦春, 张志伟, 曹淑华等. 飞机拦阻器的液压系统性能及仿真. 东北大学学报(自然科学版), 2002, 23(10): 992 ~ 995 (Song Jinchun, Zhang Zhiwei, Cao Shuhua, et al. Hydraulic system design and performance simulation of aircraft arresting system. *Journal of Northeastern University (Nature Science Edition)*, 2002, 23(10): 992 ~ 995)
- 5 吴娟, 袁朝辉, 何长安. 飞机拦阻系统非线性控制仿真分析. 系统仿真学报, 2004, 16(2): 329 ~ 332 (Wu Juan, Yuang Zhaohui, He Chang'an. Simulation analysis for nonlinear control of aircraft arresting system. *Journal of System Simulation*, 2004, 16(2): 329 ~ 332 (in Chinese))
- 6 吴娟, 何长安. 某型飞机拦阻系统纠偏仿真分析. 系统仿真学报, 2002, 14(12): 1614 ~ 1616 (Wu Juan, He Changan. Simulation analysis of an aircraft arresting. *Journal of System Simulation*, 2002, 14(12): 1614 ~ 1616 (in Chinese))
- 7 上海第二工业大学液压教研室. 液压传动与控制(第二版). 上海: 上海科学技术出版社, 1989 (Hydraulic Lab of Shanghai Second Polytechnical University. Hydraulic power transmission and control (Second Edition). Shanghai: Shanghai Technology Press, 1989 (in Chinese))
- 8 彭献, 刘晓晖, 霍兵勇. 最优控制理论在人车路磁流变半主动悬架中的应用. 动力学与控制学报, 2007, 05(2): 183 ~ 188 (Peng Xian, Liu Xiaohui, Huo Binyong. Application of stochastic optimal control theory to human-vehicle-road-magnetorheological fluid semi-active suspension system. *Journal of Dynamics and Control*, 2007, 5(2): 183 ~ 188 (in Chinese))
- 9 程代展. 非线性系统的几何理论. 北京: 科学出版社, 1988 (Chen Daizhan. Geometrical theory of nonlinear system. Beijing: Science Press, 1988 (in Chinese))
- 10 胡寿松, 王执铨, 胡维礼. 最优控制理论与系统(第二版). 北京: 科学出版社, 2005 (Hu Shousong, Wang Zhiquan, Hu Weili. Theory and system of optimal control (Second Edition). Beijing: Science Press, 2005 (in Chinese))
- 11 刘宏伟, 赵国志, 夏松林, 张伟. 飞机网式拦阻系统动力学分析. 力学与实践, 2007, 29(2): 21 ~ 23 (Liu Hongwei, Zhao Guozhi, Xia Songlin, Zhangwei. Dynamic

analysis of aircraft net arresting system. *Mechanics in Engineering*, 2007, 29(2): 21 ~ 23 (in Chinese))

12 李为吉, 王和平. 现代飞机总体综合设计. 西安: 西北

工业大学出版社, 2001 (Li Weiji, Wang Heping. General Design of Modern Aircraft. Xi'an: Northwest Polytechnical University Press, 2001 (in Chinese))

DYNAMIC MODELING AND CONTROL OF CARRIER-BASED AIRCRAFT ARRESTING SYSTEM*

Zhou Jianbin Jing Dongping Zhang Shusen

(*Institute of Vibration Engineering Research MOE Key Lab of Structure Mechanics and Control for Aircraft Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China*)

Abstract Starting with the analysis of the force on a carrier-based aircraft, this paper presented a kind of hydraulic energy absorber and sheaves, and then the nonlinear dynamic model with arresting cable elasticity. To control the slide of the carrier-based aircraft along with an optimal trajectory, Gauss Pseudo-spectral Method (GPM) was used to obtain the optimal trajectories of state variables in the arresting process, and then LQR method was used to track the optimal trajectories. Finally, the influences of air drag and deck friction on the arresting dynamics were discussed on the basis of numerical computations.

Key words arresting system, nonlinear dynamics, Gauss Pseudo-spectral method, optimal control