



NANJING UNIVERSITY OF
AERONAUTICS AND ASTRONAUTICS

南京航空航天大学



“**泉龙杯**”

第十届研究生学术会议

10th Postgraduate Academic Conference of NUA

论文集

2008.11 江苏 南京

主办单位：南京航空航天大学研究生院
共青团南京航空航天大学委员会
南京航空航天大学科协

赞助单位：中国一航611所

承办单位：南京航空航天大学研究生会

“梟龙杯”南京航空航天大学
第十届研究生学术会议

论 文 集

主办单位 南京航空航天大学研究生院
共青团南京航空航天大学委员会
南京航空航天大学科协
赞助单位 中国一航 611 所
承办单位 南京航空航天大学研究生会

二〇〇八年十一月 江苏·南京

树木参天

始子细嫩

丁巳年

二月十日

序

南京航空航天大学研究生学术会议肇始于 1999 年，以其鲜明的学术特色和严谨的学术风格赢得了校内外研究生的广泛参与和支持。在金秋十月秋风送爽，硕果累累丹桂飘香的季节里，南京航空航天大学第十届研究生学术会议又拉开了帷幕。

本届学术会议的召开恰逢我校建校 56 周年校庆和全国博士生学术论坛在我校召开。会议高举自主创新的大旗，以“引领科技，创新思维”为主题，旨在营造浓厚的校园学术氛围，不断提高研究生的学术素养，增强研究生学术交流意识，培养良好的学术道德和科学精神。研究生学术会议自开办以来，得到了全校广大师生的密切关注和积极参与，会议期间组织的主会场、各学院分会场、博士论坛、“科创之星”评选、“科创之星”论坛以及和其他合作院校的学术交流活动，已成为我校提高研究生学术水平，增进学术交流的重要平台，并在省内乃至全国有了一定的影响。第十届研究生学术会议在继承往届传统的同时，着力扩大交流范围，提高学术质量。会议论文的质量持续提高，博士生投稿数量也稳步增长，共征集到稿件 550 篇，经 75 名评审老师认真、细致、严格地评审，确定收录论文 364 篇，从中遴选出 55 篇优秀论文，内容涉及工、管、理、经、文、法、哲、艺术等多个领域。

第十届研究生学术会议得到了学校领导和各学院老师的大力支持和帮助，同学们积极参与，踊跃投稿，也得到了一些著名兄弟高校研究生会的鼎力合作，并且特别得到了中国一航 611 所的大力支持，冠名“泉龙杯”，切实反映了我校研究生学术会议创新、开放、务实、多赢的办会精神。

为反映我校广大研究生的最新研究成果，我们选取了能够较好反映我校研究生较高学术水平和实用价值的学术论文结集成册，以期对大家的研究工作有参考和促进作用。由于作者和编者水平有限，疏漏和错误之处在所难免，恳请读者批评指正。

南京航空航天大学研究生会

二〇〇八年十一月

目录

航空宇航学院

舰载机拦阻过程的建模与最优轨迹求解	周建斌(1)
不同布局的微型飞行器气动特性研究	屈展文(10)
汽车飞机模型概念设计	湛岚(22)
简支曲线板桥的曲线有限条分析	杨丙文(38)
BP 网络和压电阻抗技术在结构健康监测中的应用	吕娟(43)
基于小生境遗传算法的翼型减阻优化	刘艳(50)
悬停状态电控旋翼桨距控制仿真及试验研究	夏鹤鸣(56)
复合材料圆柱壳轴向压溃的数值模拟	王爱军(64)

能源与动力学院

基于卡尔曼滤波器的航空发动机气路部件性能诊断	余云峰(69)
基于广义相关性的稀疏最小二乘支持向量机	赵永平(75)

自动化学院

基于自适应滑模观测器的飞控系统故障诊断	胡芬巧(82)
一种求解二次分配问题的改进蚁群优化算法	胡中华(91)
SINS/GPS 组合导航的改进 UKF 算法研究	陆海勇(101)
脉冲相位辐射检测的盲频率理论研究	杨如意(107)
飞控系统的切换容错控制	尹晓睿(113)

信息科学与技术学院

基于指数小波分形特征的 SAR 图像特定目标检测	刘冬(119)
通信中微带六端口电路的设计	宋晗(130)
基于 BP 算法的 LDPC 码改进译码算法	陈婧文(136)
极化敏感 L 阵中一种新的盲 DOA 和极化估计算法	是莹(145)
基于聚类 and 多重回归估计关系数据库中的空值	吴鹏(156)
基于图谱理论的图像阈值分割快速递推算法	张金矿(162)
基于分裂迭代算法的无线传感器分簇协议	徐莹莹(169)

机电学院

平行磁场对电铸 CoNiMnP-BaFe12O19 磁性纳米复合镀层的影响	焦峰(177)
等离子喷涂纳米陶瓷团聚体粉末熔化模型及试验研究	王东生(185)
基于质量功能展开与公理化设计的产品模块划分方法	朱春燕(194)
基于 ANSYS 二次开发技术的齿轮疲劳寿命分析系统	于世光(202)
扩散制造企业评价选择策略研究	谢亚楠(208)

材料科学与技术学院

Preparation of TiO ₂ nanotube on glass substrate by anodization of titanium film	Wu Tao(215)
---	-------------

Structure and optical properties of highly c-axis oriented high In content InAlN films grown by rf magnetron sputtering	He Hong(221)
Ba ²⁺ -doping effects on the crystal structure, morphology and luminescence properties of Sr ₂ SiO ₄ :Eu ²⁺ phosphor	Pan ZhengWei(227)
阳极氧化制备纳米管阵列电极的电化学性能研究	田西林(234)
一步法合成具有二级孔道的有序介孔碳及其超电容性能研究	廖书田(242)

民航学院

民机舱音背景声中开关手柄声的特性分析与检测	郭超(248)
不确定型层次分析在民航空管运行管理风险评估中的应用	张旭婧(255)
模拟退火算法求解旅行商问题	白凤(262)

理学院

一类周期 pq 的二元序列最小错的上下界	孙江红(268)
----------------------------	------------

经济与管理学院

江苏省城市化水平综合评价	朱吉超(280)
供应链多级库存问题的研究方法:一个文献综述	沈璇(287)
江苏省教育投资对经济增长贡献的总量研究	蔡婷(293)
南京航空航天大学推进军民两用技术转移的战略研究	施彬彬(298)
江苏省的教育投资对经济增长的贡献计量分析	蔡婷(304)
金融发展与经济增长:基于江苏省的总量与结构分析	卢家昌(311)
BK 模型的三叉树解及实证研究 成黎明	成黎明(318)
不确定需求下的多物料批量采购模型及应用	于伟(325)
基于产业网络的创新资源扩散机制研究	崔永明(335)
中国吸引 FDI 区位因素之实证分析	张志琳(343)

人文与社会科学学院

时尚消费对企业技术创新的影响	陈枫(351)
“现实的、活生生的人”——马克思对人深层本质的透视	邱少明(357)
社会排斥研究综述	张震(362)
乡村土地纠纷调解的关系路径解读 ——以庙村与柳村土地纠纷调解的为例	张震(370)
飞行员与航空公司劳动法律关系分析	陈程(378)
家族企业引入职业经理人的信任障碍	杜常志(383)

艺术学院

物象与时空的迷宫——浅析电影《去年在马里安巴》中的隐喻	全真真(388)
-----------------------------------	------------

外国语学院

《送孟浩然之广陵》的汉英语篇纯理功能分析	刘宜珍(392)
隐形的枷锁,疯癫的呐喊——评析《夜色温柔》中尼科尔	熊敏(398)

舰载机拦阻过程的建模与最优轨迹求解

周建斌

(南京航空航天大学 航空宇航学院 中国 南京 210016)

摘要: 本文在前人工作的基础上建立了计入拦阻索线弹性变形的飞机拦阻系统的非线性动力学模型,并采用了与其它拦阻方案不同的吸能方式。为抑制加速度的突变,并使原二阶微分方程系统易于控制,使用了高一阶的模型。采用高斯伪谱方法(GPM)求取飞机进入拦阻过程后加速度以及控制输入的优化轨迹。结果表明,拦阻索的横截面积与弹性模量对拦阻效果影响很大。

关键词: 飞机拦阻;非线性优化;高斯伪谱方法;拦阻索;调速阀

引言

由于航空母舰的空间所限,舰载机的降落距离随着机体重量的增加显得越来越重要,因此国外于20世纪50年代开始研究舰载机拦阻机构,但许多资料以及测试数据都属机密,无从考查。仅在一个纪念性质的美国网站上检索到寥寥数篇50年代的研究报告。

Ringleb在他的研究工作中应用波动方程研究了横向冲击下阻拦索的动力学以及阻拦引擎等装置间的相互作用,通过实验对理论结果进行了对比分析^[1],并且对吸能机构做了探索。

Chiu设计并研究了一种旋转液压式被动吸能器,利用转子在充满液体的柱形容器中转动所产生的流体阻力来耗散飞机的动能^[5]。与Ringleb的拦阻系统相比,这种拦阻系统具有体积小优势,但它拦停能力有限,并且难以控制,吸能器内部的液体是否处于紊流状态对吸能器的性能影响很大。

吴娟等研究了某拦阻系统液压控制部分的稳定性及非线性控制问题^[11,12],并通过对偏心的调整以使该液压控制系统适应于偏离中心的拦阻问题^[13]。但必须注意到,国内学者涉及到的拦阻系统的简化模型均较为相似,例如均采用刹车装置、完全忽略阻拦索弹性因素的影响等。实际上,阻拦索的变形很大,单纯的从拉力上去控制飞机的降落过程,会产生较大的误差,例如拉力受到了控制,但是阻拦索的实际变形已超出了线弹性范围,进入了屈服阶段。而且刹车装置并不适合做为舰载机的拦阻系统的吸能器。

本文将从阻拦索的应变入手,采用与他人不同但具有实用性的吸能器模型,进行数学建模,求解出飞机降落的优化轨迹,以为日后的闭环跟踪控制做好准备。

1 拦阻索建模

由于尾钩、阻拦索之间的高度与拦停距离(100m以内)相比非常之小,因此将其忽略。

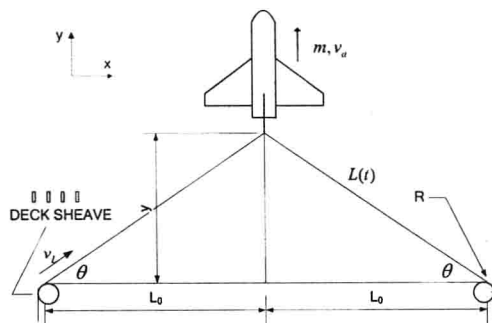


图1 飞机拦阻过程示意图

图 1 中, 飞机在钩住拦阻索的中心之后的运动方程可描述为 $m \cdot \ddot{y} = -2 \cdot \sin(\theta) \cdot T$, 式中 m 为飞机的质量, θ 为拦阻索当前位置与初始位置之间的夹角, T 为拦阻索中的张力。 y 表示飞机的位移, $\ddot{y}$ 则为飞机的加速度。由于夹角 θ 与飞机的位移之间存在如下近似关系:

$\sin(\theta) \approx y / \sqrt{L_0^2 + y^2}$, 可得拦阻索对尾钩的拉力

$$T = -\frac{m}{2} \cdot \frac{\ddot{y} \cdot \sqrt{L_0^2 + y^2}}{y} \quad (1)$$

拦阻索的应变为

$$\varepsilon = \frac{\Delta L}{L} = \frac{\sqrt{L_0^2 + y^2} - (s_L + L_0)}{s_L + L_0} = \frac{\sqrt{L_0^2 + y^2}}{s_L + L_0} - 1 \quad (2)$$

由该应变产生的张力为

$$T' = E \cdot A \cdot \varepsilon = EA \cdot \left(\frac{\sqrt{L_0^2 + y^2}}{s_L + L_0} - 1 \right) \quad (3)$$

式中, A — 拦阻索的截面积;

E — 拦阻索的弹性模量;

拦阻索内的张力 T' 与作用在飞机尾钩上的拉力 T 相等, 据此可得:

$$-\frac{1}{2} \cdot m \cdot \ddot{y} = E \cdot A \cdot \left(\frac{y}{s_L + L_0} - \frac{y}{\sqrt{L_0^2 + y^2}} \right) \quad (4)$$

2 吸能器模型

2.1 滑轮机构

考虑到如今的飞机重量高达二、三十吨, 因此本文将采用两个吸能器, 甲板左右各放置一个。

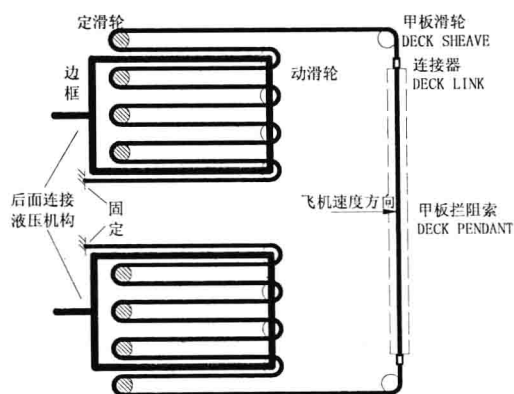


图 2 滑轮机构

最右边的一段钢缆, 即甲板拦阻索 (虚线框内) 通过连接器与其余的钢缆相连, 甲板拦阻索由于长期经受飞机尾钩的冲击, 损耗较大, 因此需要定期检测、更换。当对飞机进行拦阻时, 动滑轮将向左移动, 压迫液压缸的活塞杆。

2.2 液压吸能机构

该液压机构的原理是利用电液比例调速阀控制液压缸的速度，进而控制绳索的释放速度，以实现舰载机的降落过程的控制。

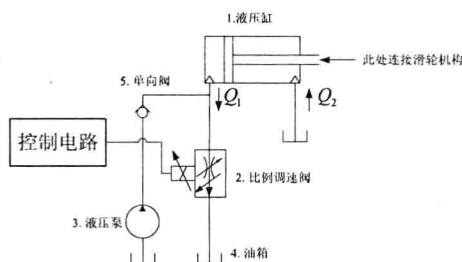


图3 液压吸能机构原理示意图

2 比例调速阀根据输入电信号可以改变允许油液通过它的流量，调速阀内部的定差减压阀使得调速阀对流量的控制不受负载的影响。拦阻过程中液压泵不工作，活塞杆受到向左的压力，向左移动，将油液压回至油箱，流量由 2 比例调速阀控制。拦阻完毕后，将拦阻索从尾钩上取下，开启液压泵，将活塞推至右端，恢复最初状态。

美国 MARK 5 以及 MARK 7 老型号的拦阻系统中，在图 3 比例调速阀的位置上，前者使用的是一个提前设定好开口的针阀，后者使用的是一个由凸轮控制开口的流量控制阀（即凸轮控制阀）。

2.3 液压缸活塞速度

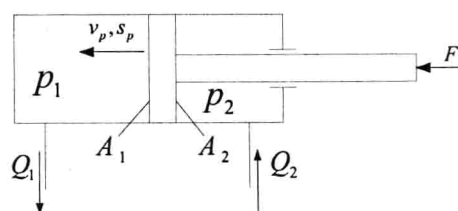


图4 液压缸工作示意图

活塞向左的运动速度 $v_p = Q_1 / A_1$ ，式中 Q_1 为出口流量，它受调速阀控制， A_1 为液压缸左腔的内横截面积。

调速阀的流量公式为 $Q = C_d A(x) \sqrt{2\Delta p / \rho}$ ，式中 C_d 为流量系数， ρ 为油液密度， $A(x)$ 为阀的通流面积。

综上可得活塞向左的运动速度

$$v_p = \frac{Q_1}{A_1} = \frac{C_d A(x) \sqrt{\frac{2}{\rho} \Delta p}}{A_1} = K A(x) \quad (5)$$

式中， $K = \frac{C_d}{A_1} \sqrt{\frac{2}{\rho} \Delta p}$ ，对于调速阀这是一个常系数，因此 v_p 与通流面积 $A(x)$ 成线性比例关系。

3 系统综合数学模型

假设活塞向左的位移是 s_p 、速度是 v_p ，绳索在甲板滑轮处的释放速度是 v_L ，由于动滑轮的作用，存在这样的关系： $s_L = s_p \times (2 \times 4) = 8s_p$ ， $v_L = \dot{s}_L = 8\dot{s}_p = 8v_p$ ，所以有等式

$$s_L = 8s_p = 8K \int_0^t A(x) dt = \int_0^t v_L dt \quad (6)$$

由于 $v_L = 8v_p = 8KA(x)$ ，式中 K 对于调速阀是一个常数，显然拦阻索释放速度 v_L 与调速阀的通流面积 $A(x)$ 是线性关系，于是当我们得到了 v_L 的优化轨迹时，除以 $8K$ 就可以得到 $A(x)$ 的优化轨迹，所以我们下文将把 v_L 做为控制量。在数学上可以理解为是一种代换。

将 (6) 式代入 (3) (4) 式，分别得

$$T' = E \cdot A \cdot \left(\frac{\sqrt{L_0^2 + y^2}}{\int_0^t v_L dt + L_0} - 1 \right) \quad (7)$$

$$-\frac{1}{2} \cdot m \cdot \ddot{y} = E \cdot A \cdot \left(\frac{y}{\int_0^t v_L dt + L} - \frac{y}{\sqrt{L^2 + y^2}} \right) \quad (8)$$

这是一个以 v_L 为控制输入的关于状态量 y 的非仿射非线性系统，想要对其进行轨迹优化并设计一个合理的控制律存在困难。为了将该非仿射系统转变成一个仿射系统，即将 v_L 从积分运算中解放出来，我们求出 T 与 T' 关于时间 t 的一阶导数，得：

$$\begin{cases} \dot{T} = -\frac{m}{2} \frac{\ddot{y} \cdot \sqrt{L_0^2 + y^2}}{y} - \frac{m}{2} \frac{\dot{y} \cdot \ddot{y}}{\sqrt{L_0^2 + y^2}} + \frac{m}{2} \frac{\dot{y} \cdot \ddot{y} \cdot \sqrt{L_0^2 + y^2}}{y^2} \\ \dot{T}' = E \cdot A \cdot \left(\frac{y \cdot \dot{y}}{\sqrt{L_0^2 + y^2} \cdot \left(\int_0^t v_L dt + L_0 \right)} - \frac{v_L \sqrt{L_0^2 + y^2}}{\left(\int_0^t v_L dt + L_0 \right)^2} \right) \end{cases} \quad (9)$$

由于 $T = T'$ ，所以 T 与 T' 的变化率即关于时间 t 的导数也应该是相等的。因此，有

$$-\frac{m}{2} \frac{\ddot{y} \cdot \sqrt{L_0^2 + y^2}}{y} - \frac{m}{2} \frac{\dot{y} \cdot \ddot{y}}{\sqrt{L_0^2 + y^2}} + \frac{m}{2} \frac{\dot{y} \cdot \ddot{y} \cdot \sqrt{L_0^2 + y^2}}{y^2} = E \cdot A \cdot \left(\frac{y \cdot \dot{y}}{\sqrt{L_0^2 + y^2} \cdot \left(\int_0^t v_L dt + L_0 \right)} - \frac{v_L \sqrt{L_0^2 + y^2}}{\left(\int_0^t v_L dt + L_0 \right)^2} \right)$$

对上式整理之后，可以得到 $\ddot{y}$ 的表达式

$$\ddot{y} = \frac{\ddot{y} \cdot \dot{y}}{y} - \frac{y \cdot \ddot{y} \cdot \dot{y}}{L_0^2 + y^2} - \frac{2 \cdot E \cdot A \cdot y^2 \cdot \dot{y}}{m \cdot (L_0^2 + y^2) \cdot \left(\int_0^t v_L dt + L_0 \right)} + \frac{2 \cdot y \cdot E \cdot A \cdot v_L}{m \cdot \left(\int_0^t v_L dt + L_0 \right)^2} \quad (10)$$

一次求导并未能够立竿见影的消除对 v_L 的积分运算，反而得到了一个比（8）式更加复杂的（10）式。但由（8）式我们可以得到下面这个表达式

$$\int_0^t v_L dt + L_0 = -\frac{2 \cdot E \cdot A \cdot y \sqrt{L_0^2 + y^2}}{m \cdot \ddot{y} \cdot \sqrt{L_0^2 + y^2} - 2EA \cdot y} \quad (11)$$

上式的右边不仅不含有积分运算，而且不再含有 v_L ，将其代入（10）式，可得

$$\begin{aligned} \ddot{y} = & \frac{\dot{y} \cdot \ddot{y}}{y} - \frac{y \cdot \dot{y} \cdot \ddot{y}}{L_0^2 + y^2} + \frac{y \cdot \dot{y} \cdot \left(m \cdot \ddot{y} \cdot \sqrt{L_0^2 + y^2} - 2 \cdot E \cdot A \cdot y \right)}{m \cdot (L_0^2 + y^2)^{3/2}} \\ & + \frac{v_L \cdot \left(m \cdot \ddot{y} \cdot \sqrt{L_0^2 + y^2} - 2 \cdot E \cdot A \cdot y \right)^2}{2 \cdot m \cdot E \cdot A \cdot y \cdot (L_0^2 + y^2)} \end{aligned} \quad (12)$$

尽管（12）式比与（8）式复杂许多，但是以此为代价，我们令一个非仿射非线性系统变为了一个仿射非线性系统，令轨迹优化变为可能，并且（12）式所表征的新系统要比（10）式所表征的系统容易控制。

4 寻求最优轨迹

我们使用高斯伪谱法（Gauss Pseudospectral Method, GPM）来获得优化轨迹曲线，先做如下代换，令 $x_1 = y$ ， $x_2 = \dot{y}$ ， $x_3 = \ddot{y}$ ， $u = v_L$ ，于是原来的常微分方程（12）式可被写成如下的状态方程：

$$\begin{cases} \dot{x}_1 = x_2 \\ \dot{x}_2 = x_3 \\ \dot{x}_3 = \ddot{y} = \frac{x_2 \cdot x_3}{x_1} - \frac{x_1 \cdot x_2 \cdot x_3}{L_0^2 + x_1^2} + \frac{x_1 \cdot x_2 \cdot \left(m \cdot x_3 \cdot \sqrt{L_0^2 + x_1^2} - 2 \cdot E \cdot A \cdot x_1 \right)}{m \cdot (L_0^2 + x_1^2)^{3/2}} \\ \quad + \frac{u \cdot \left(m \cdot x_3 \cdot \sqrt{L_0^2 + x_1^2} - 2 \cdot E \cdot A \cdot x_1 \right)^2}{2 \cdot m \cdot E \cdot A \cdot x_1 \cdot (L_0^2 + x_1^2)} \end{cases} \quad (13)$$

拦阻索对尾钩的拉力可以改写为：

$$T = -\frac{m}{2} \cdot \frac{x_3 \cdot \sqrt{L_0^2 + x_1^2}}{x_1} \quad (14)$$

选取如下形式的性能函数：

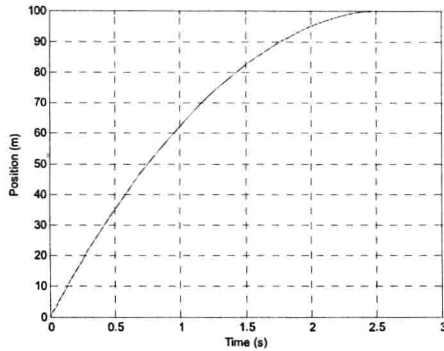
$$J = \int_0^t (C_1 \cdot T^2 + C_2 \cdot \dot{x}_3^2 + C_3 \cdot u^2) dt \quad (15)$$

该性能函数中的三个系数 C_1 、 C_2 、 C_3 乃人为取定， $C_1 = 3 \times 10^{-10}$ ， $C_2 = 1$ ， $C_3 = 2$ 。注意到式中用到了加速度的变化率，这也是我们要将原系统转变成三阶微分方程的原因之一。

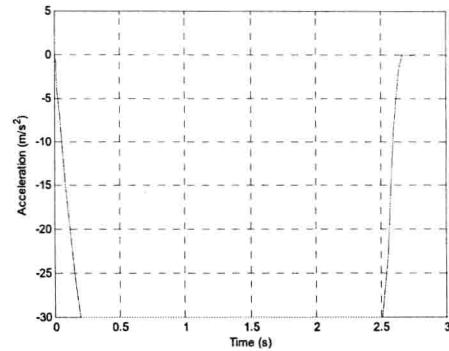
初期研究对象的参数为质量 $m = 20000 \text{ kg}$ ，降落进场速度 $v_0 = 75 \text{ m/s}$ 。数值实验所需要的边界条件为 $x_1 \in [0.1, 100]$ ， $x_2 \in [0, 75]$ ， $x_3 \in [-30, 0]$ ， $t_0 \in [0, 2.8]$ ，不等式路径约束条件为 $T \in [0, 6 \times 10^5]$ ， $\dot{x}_3 \in [-200, 200]$ ，拦阻索各项参数取为 $A = 0.01 (\text{m}^2)$ ， $E = 0.88 \times 10^{11} \text{ GPa}$ ，图 1 中 L_0 的取值为 $L_0 = 25 \text{ m}$ 。

因为我们所做的优化是开环优化， v_L 与 $A(x)$ 之间又是 $8K$ 倍的线性关系，所以一旦我们得到了 v_L 的最优轨迹，将这个轨迹上的所有值除以 $8K$ ，便可以得到 $A(x)$ 的轨迹，这种做法不仅提高了本研究对不同调速阀器件的适应性，同时又可以避免在研究中过多纠缠于元器件的选择。

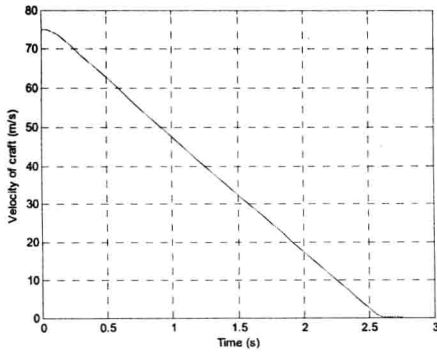
数值实验中我们要根据得到的曲线的光滑程度来调整 (3.20) 式中设定的各个边界值，以得到较优的曲线。结果如下：



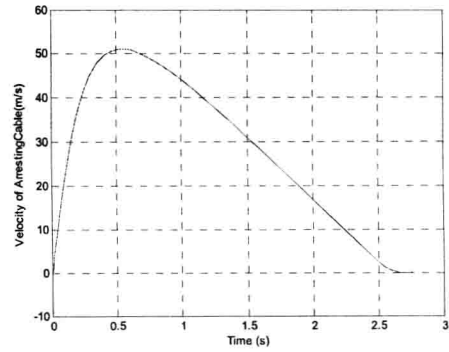
(a) 飞机位置



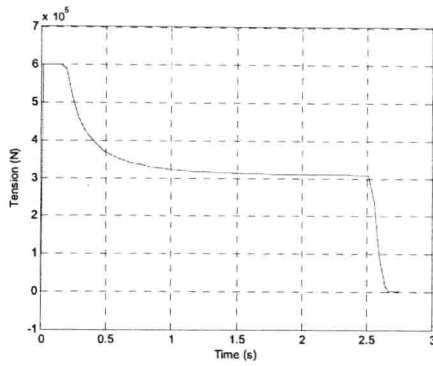
(b) 飞机加速度



(c) 拦阻索释放速度



(d) 飞机速度



(c) 拦阻索中的张力

最后我们来估算一下 v_L 上限, 以阀的最大流量为 $Q_{\max} = 220 \text{ L/min}$ 为例, 则拦阻索的

释放速度的上限为 $v_{L\max} = 8v_p = 8 \times \frac{Q_{L\max}}{A_1} = 8 \times \frac{220 \times 10^{-3}}{0.08 \times 60} \approx 0.37 \text{ (m/s)}$, 这个速度完全不

合实际。因此, 应该用多个调速阀并联, 以增大可控制的流量上限, 进而才可以提高拦阻索的释放速度的上限。以优化结果的速度来看, 需要上百个, 或者更强更方便的流量控制装置。

由于优化程序中对拦阻索中的张力上限有限制, 所以在拦阻初期, 拉力在一个高水平上停留了一段时间, 但预计在跟踪时会有一突起, 因为在刚开始拦阻时, 两段绳子之间的夹角非常大, 导致拦阻索中必须有很大的张力才行成有效的拦阻力, 而事实上在真实拦阻过程中, 是没有什么可以阻止张力的爬升的(因为我们需要的加速度并没有降低), 在文献[1][3]中我们可以看到前人的研究中也出现了这样的尖峰, 时间也是在拦阻初期。

5 结语

本文建立了计入拦阻索弹性变形的飞机拦阻过程的非线性动力学模型, 给出了飞机拦阻过程的最优控制响应及其控制输入, 令飞机的加速度在较长的时间处于一个恒值, 且使阻拦过程结束时的拉索张力恢复到较低水平。得到的结果可以作为闭环跟踪控制的理想输入。但要注意到, GPM 优化算法是根据状态量变化的剧烈程度来改变时间步长, 比如在拦阻的初始阶段, 故在优化过程中时间步长为一时变量, 而通常情况下使用传感器时其采样时间设为常值。因此, 在工程应用中需注意传感器的测量步长应该对应曲线中各段时间做一些调整。

参考文献

- [1] Ringleb F O. Cable Dynamics[R], U.S.: Naval Air Engineering Facility Engineering Department, May 28, 1956.
- [2] Billec W B, Sillen W B. Dynamic Performance of a Mark 7 Mod 1 Arresting System Using 24-inch and 28-inch PD Fairlead Sheaves[R], U.S.: Naval Test Facility, December 27, 1956.
- [3] Gibson P T, Cress H A. Analytical Study of Aircraft Arresting Gear Cable Design[R], U.S.: Battelle Memorial Institute Columbus Laboratory, 1965.
- [4] Gibson P T, Alexander G H, Cress H A. Validation of Design Theory for Aircraft Arresting-Gear Cable[R], U.S.: Battelle Memorial Institute Columbus Laboratory, January 19, 1968.
- [5] Ya-Tien 'Mac' Chiu. Computational Fluid Dynamics Simulations of Hydraulic Energy Absorber[D]. Blacksburg VA: Virginia Polytechnic Institute and State University, College of Engineering, July 21, 1999.

- [6] 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[J]. 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[J]. Journal of Northeastern University (Nature Science Edition), 2002, 23(10): 992-995. (in Chinese)
- [7] 曹淑华, 宋锦春, 张志伟, 等. 飞机拦阻系统性能仿真研究[J]. 航空计算技术, 2002, 32(3): 34-37
Cao Shuhua, Song Jinchun, Zhang Zhiwei, et al. Arresting Performance Simulation Research on Aircraft Arresting System[J]. Aeronautical Computer Technique, 2002, 32(3): 34-37. (in Chinese)
- [8] 赵福新, 宋锦春, 张志伟. 飞机拦阻系统的 PID 控制及 Matlab 实现[J]. 航空计算技术, 2004, 34(2): 96-100.
Zhao Fuxin, Song Jinchun, Zhang Zhiwei. PID Controller Design and Numeric Simulation on the Aircraft Arresting System [J]. Aeronautical Computer Technique, 2004, 34(2): 96-100. (in Chinese)
- [9] 宋锦春, 王艳, 张志伟, 张福波, 飞机拦阻系统电液比例控制研究[J]. 航空学报, 2005, 26(5): 520-523
Song Jinchun, Wang Yan, Zhang Zhiwei, Zhang Fubo. Study on the electro-Hydraulic Proportional Controlled Aircraft Arresting System[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2005, 26(4): 520-523. (in Chinese)
- [10] 吴娟, 袁朝辉, 何长安. 某型飞机拦阻系统控制原理及方法分析[J]. 空军工程大学学报(自然科学版), 2002, 4(3): 1-3
Wu Juan, Yang Zhaohui, He Chang'an. Control Principle and Method Analysis of an Aircraft Arresting System[J], Journal of Air Force Engineering University(Natural Science Edition), 2002, 4(4): 1-3. (in Chinese)
- [11] 吴娟, 袁朝辉, 何长安. 飞机拦阻系统非线性控制仿真分析[J]. 系统仿真学报, 2004, 16(2): 329-332
Wu Juan, Yang Zhaohui, He Chang'an, Simulation Analysis for Nonlinear Control of Aircraft Arresting System[J]. Journal of System Simulation, 2004, 16(2):329-332. (in Chinese)
- [12] 吴娟, 何长安. 某型飞机拦阻系统纠偏仿真分析[J]. 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 [J]. 2002, 14(12):1614-1616. (in Chinese)
- [13] Rao A V. User's Manual for GOPCS-Version 1.1. Gainesville, FL 32607: August, 2007
- [14] Zhang Hongyue, Wang Qing, Theories and Applications of Optimal Control[M], Beijing: Higher Education Press, 2006.
张洪钺, 王青编著, 最优控制理论与应用[M], 北京:高等教育出版社, 2006
Press, 2006. (in Chinese)

Modeling and Trajectory Optimization of Carrier-based Aircraft

Arresting Process

Zhou JianBin

(College of Aerospace Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics,
Nanjing , 210016, China)

Abstract: The equations of motion of aircraft arresting process taking the elasticity of the arresting cable into consideration were derived with the assumption that arresting force was completely provided by the tension of the arresting cable and a new kind of energy absorber was adopted. In order to make the original second order ODE's system controllable and control the acceleration's break, a higher order ODE was required. The acceleration curves were optimized using Gauss Pseudospectral Method (GPM). The results of the simulation demonstrate that the influences of elasticity and cross area are important.

Keywords: aircraft arresting; nonlinear optimization; Gauss Pseudospectral Method; arresting cable; speed control valve

不同布局的微型飞行器气动特性研究

屈展文

(南京航空航天大学 航空宇航学院 中国 南京 210016)

摘要: 微型飞行器(MAV, Micro Aerial Vehicle, 同时也称为微型飞行机器人) 概念起源于 20 世纪 90 年代初, 由于微型飞行器具有体积小、重量轻的飞行平台优势, 在军民两用方面具有十分广阔的应用前景。本文的研究方向是通过对四种不同形状的机翼在 $AR=0.5, 1$ 和 2 时的气动性能进行计算, 得出影响微型飞行器气动性能的主要因素; 本文主要通过 Catia 进行几何建模, 通过 Gambit 建立网格模型, 然后通过南京航空航天大学 MAV 实验室编制的软件 3D2MUFS(Three Dimensional Dynamic Mesh Unsteady Flow Solver)进行气动性能计算, 最后通过对实验数据进行分析比较得到不同布局的微型飞行器的升力特性、阻力特性、力矩特性和压力分布, 从而得到影响小展弦比微型飞行器气动性能的主要因素。

关键词: 不同布局、微型飞行器、气动性能

1 引言

在过去的二十多年里, 关于飞行器在低雷诺数下的空气动力学特性的研究日趋升温。在此期间, 研究主要集中在类似于遥控飞行器, 人力机, 高海拔飞行器, 无线电飞行器等飞行器的研究上, 这里不作赘述。这些飞行器, 受它们的展长, 巡航速度或者巡航高度的限制, 其参考雷诺数通常在 $10^4 \sim 10^6$ 内。

但是, 在过去几年里, 随着新的飞行设备的出现, 关于飞行器的研究取得了重大的突破, 现在我们的研究可以在更低的雷诺数范围类进行。微型飞行器 (MAV) 就是这样一种飞行设备。MAV 就是小型的, 可遥控飞行器, 主要用来完成近距离的侦察和监视任务。MAV 必须小巧, 易操作, 能够展开, 且具有能够完成各种环境的监视和侦察工作的有效载荷。现在对于 MAV 的设计, 目标主要是最大尺寸 15cm 左右, 半自动或自动控制, 有效载荷大于 18g 。预计 MAV 的巡航速度在 $10\text{—}15$ 英里每小时 ($15\text{—}80\text{km/h}$), 因此, 雷诺数应控制在 $50000\text{—}250000$ 左右。另外, 为了轻便, MAV 应该是小展弦比的 ($AR \approx 1$)。

事实上, 关于小展弦比飞机在低雷诺数下的真正研究并没有进行过。以前, 关于小展弦比飞机的研究主要集中在亚声速, 跨声速, 超声速下的诸如大雷诺数三角翼飞机。这些研究主要是基于大迎角, 三角翼或其他低展弦比翼型的。而对于 MAV, 考虑到最大密度的问题, 三角翼并不是理想的翼型, 因为相对于矩形翼和椭圆翼, 同尺寸下三角翼的升力面积较小(因而有效载荷较小)。

在微型飞行器机翼的设计中存在以下不同于常规机翼的空气动力学问题:

1. 小展弦比机翼的翼尖涡影响变大, 在中等迎角后, 机翼升力系数随迎角的变化呈明显的非线性特性;
2. 与常规飞机的机翼相比, 小展弦比机翼的升力曲线斜率更小、失速迎角增大;
3. 对于小弯度的翼型, 低雷诺数流动会在机翼上表面前缘产生层流气泡。

本文就是在基于以上空气动力学问题的前提下展开的: 本文主要通过计算矩形翼、椭圆翼、泽姆曼翼和反泽姆曼翼四种机翼在 $AR=0.5, 1$ 和 2 时的各项气动性能, 比较得出各个翼型在此范围里的性能特点。

2 气动分析基本理论

1. 流体控制方程

积分形式的可压缩流体的控制方程为：

$$\frac{\partial}{\partial t} \int_V W dV + \int_S (F - F_v) dS = 0 \quad (1)$$

把方程写成原始变量 $Q = (p, u, v, w, T)^T$ 的形式，守恒量对原始变量的雅克比矩阵为

$$M = \frac{\partial W}{\partial Q} = \begin{bmatrix} \rho_p & 0 & 0 & 0 & \rho_T \\ u\rho_p & \rho & 0 & 0 & u\rho_T \\ v\rho_p & 0 & \rho & 0 & v\rho_T \\ w\rho_p & 0 & 0 & \rho & w\rho_T \\ \rho_p H - (1 - \rho h_p) & \rho u & \rho v & \rho w & \rho_T H + \rho C_p \end{bmatrix} \quad (2)$$

其中 $\rho_p = \left. \frac{\partial \rho}{\partial p} \right|_T = \frac{1}{c^2} - \frac{\rho_T(1 - \rho h_p)}{\rho C_p} = \frac{\gamma}{c^2}$, $\rho_T = \left. \frac{\partial \rho}{\partial T} \right|_p$

在此，本文采用文献^[4]的预处理矩阵，将 M 中的 ρ_p 换成 ρ_p' ，预处理后的控制方程为：

$$\Gamma \frac{\partial}{\partial t} \int_V Q dV + \int_S (F - F_v) dS = 0 \quad (3)$$

$$\Gamma = \begin{bmatrix} \rho_p' & 0 & 0 & 0 & \rho_T \\ u\rho_p' & \rho & 0 & 0 & u\rho_T \\ v\rho_p' & 0 & \rho & 0 & v\rho_T \\ w\rho_p' & 0 & 0 & \rho & w\rho_T \\ \rho_p' H - (1 - \rho h_p) & \rho u & \rho v & \rho w & \rho_T H + \rho C_p \end{bmatrix} \quad (4)$$

其中 $\rho_p' = \frac{1}{V_r^2} - \frac{\rho_T(1 - \rho h_p)}{\rho C_p} = \frac{1}{\beta' c^2}$, $\beta' = \frac{\beta}{1 + (r-1)\beta}$

β 的取值为 $\beta = \min(\max(Ma^2, \varepsilon^2), 1.0)$ ， Ma 为当地马赫数， ε 为一小的常数。本文取

$$\varepsilon = \frac{Ma^2 + M_\infty^2}{2M_\infty}$$

，算例的收敛都相当稳定。对粘性流， β 的值需要进一步限制，

$$\beta = \max(\beta, \frac{\nu}{d})$$

， ν 是动粘性系数， d 为左右单元中心距离。

预处理后，控制方程系数矩阵的特征值为：