

无人机气动弹射动力学仿真与优化

卢伟, 马晓平, 周明, 杨会涛

(西北工业大学 365 所, 陕西 西安 710072)

摘要:介绍了一种无人机气动弹射系统的组成、结构、工作原理和发射过程。通过对其物理模型进行简化,采用基于封闭矢量环法与力平衡方程的联立约束法分析推导了该无人机弹射系统的动力学求解数学模型。在 Matlab/Simulink 环境中创建了弹射系统发射过程的动态仿真模型,得到了无人机的加速度和速度随时间变化的曲线等参数。并将遗传算法与 Simulink 有机结合,方便实现了气动弹射系统的仿真与优化。结果表明:该无人机弹射系统改善了现有弹射系统弹射加速度有明显峰值、发射轨道利用率低、发射长度过长等不足,为无人机气动弹射系统的工程研制提供了重要的理论参考,优化后进一步缩短了发射长度,减小了最大过载和加速度波动,为无人机气动弹射的系统级建模、动态仿真与性能优化提供了一个工作平台。

关键词:无人机,气动弹射,动力学仿真,优化

中图分类号: V279, TH137

文献标志码: A

文章编号: 1000-2758(2014)06-0865-07

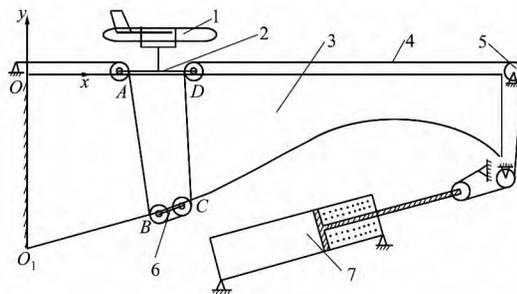
无人机气动弹射起飞方式是 20 世纪 90 年代国际上发展起来的一种先进的导轨动能弹射起飞方式,采用气压能源作为无人机弹射起飞的动力。与常用的火箭助推起飞方式相比,它具有诸多优点,不会产生光、声、热、烟雾等信号。国外最先把气动弹射起飞技术应用于无人机发射系统,由于技术复杂,难度较大,最初只有美国、英国和瑞士等少数国家掌握此项技术^[1-2]。但现有无人机气动弹射系统也同样存在缺点,例如,弹射无人机时需要足够大的场地,在狭小空间很难安装操作;发射小型无人机时加速度会很大,无人机的结构和设备可能遭到破坏;还有不能以一种有效限制过载的方式吸收和传递压缩气体能量,可能使发射系统和无人机受损^[3]。

针对现有无人机气动弹射系统存在的缺点,本文对一种具有楔形轨道的无人机气动弹射系统进行研究,建立发射过程动力学模型进行仿真计算,分析其加速度特性,改善了现有无人机气动弹射系统存在的不足,并用遗传算法进行优化,为无人机气动弹射系统的工程研制和后续改进提供理论参考。

1 动力学分析

1.1 物理模型及其坐标系的建立

无人机气动弹射系统如图 1 所示,选定 O 点为原点建立笛卡尔坐标系。先把滑车返回到出发位置,弹射前,上部滑车用安全销限位,气压作动筒开始充气,并对缆绳产生预紧力,下部滑车因预紧力自动处于某一平衡位置。达到预定气压值后,去除安全销,释放滑车,存储在气压作动筒中的压缩空气驱



1. 无人机 2. 上部滑车 AD 3. 发射斜面 4. 缆绳
5. 滑轮 6. 下部滑车 BC 7. 气压作动筒

图 1 无人机气动弹射系统示意图

动活塞做功,从而带动滑车和无人机共同向前加速运动。当上部滑车达到最大速度并开始减速时,无人机由于惯性,脱离滑车继续前进,完成发射。

1.2 弹射系统的运动学分析

在分析图 1 的基础上,建立如图 2 所示的矢量封闭环。

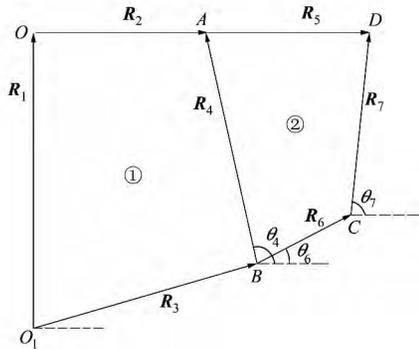


图 2 矢量封闭图①&②

对发射系统建立闭环矢量方程如下:

$$\begin{cases} R_1 + R_2 = R_3 + R_4 \\ R_4 + R_5 = R_6 + R_7 \end{cases} \quad (1)$$

将(1)式向 x 轴和 y 轴分别投影,得到方程为:

$$\begin{cases} x_a = x_b + r_4 \cos \theta_4 \\ r_1 = y_b + r_4 \sin \theta_4 \\ r_4 \cos \theta_4 + r_5 = r_6 \cos \theta_6 + r_7 \cos \theta_7 \\ r_4 \sin \theta_4 = r_6 \sin \theta_6 + r_7 \sin \theta_7 \end{cases} \quad (2)$$

式中, r_1 为发射斜面的左端长度, x_a 为上部滑车 A 端的水平坐标, x_b 和 y_b 分别为下部滑车 B 端距 O_1 点的水平和垂直距离, r_4 和 r_7 分别为上下滑车间左右两条缆绳长度, r_5 和 r_6 分别为上下滑车的长度。

将(2)式对时间求二阶导数,可得该系统的二阶微分方程,即各构件的加速度和角加速度约束关系式:

$$\begin{cases} \ddot{x}_a = \ddot{x}_b + \ddot{r}_4 \cos \theta_4 - 2w_4 \dot{r}_4 \sin \theta_4 - \\ \quad \alpha_4 r_4 \sin \theta_4 - w_4^2 r_4 \cos \theta_4 \\ \ddot{y}_b + \ddot{r}_4 \sin \theta_4 + 2w_4 \dot{r}_4 \cos \theta_4 + \\ \quad \alpha_4 r_4 \cos \theta_4 - w_4^2 r_4 \sin \theta_4 = 0 \\ \ddot{r}_4 \cos \theta_4 - w_4 \dot{r}_4 \sin \theta_4 - \alpha_4 r_4 \sin \theta_6 - \\ \quad w_4 \dot{r}_4 \sin \theta_4 - w_4^2 r_4 \cos \theta_4 = -\alpha_6 r_6 \sin \theta_6 - \\ \quad w_6^2 r_6 \cos \theta_6 + \ddot{r}_7 \cos \theta_7 - 2w_7 \dot{r}_7 \sin \theta_7 - \\ \quad \alpha_7 r_7 \sin \theta_7 - w_7^2 r_7 \cos \theta_7 \\ \ddot{r}_4 \sin \theta_4 - w_4 \dot{r}_4 \cos \theta_4 - \alpha_4 r_4 \cos \theta_4 + \\ \quad w_4 \dot{r}_4 \cos \theta_4 - w_4^2 r_4 \sin \theta_4 = \alpha_6 r_6 \cos \theta_6 - \\ \quad w_6^2 r_6 \sin \theta_6 + \ddot{r}_7 \sin \theta_7 + 2w_7 \dot{r}_7 \cos \theta_7 + \\ \quad \alpha_7 r_7 \cos \theta_7 - w_7^2 r_7 \sin \theta_7 \end{cases} \quad (3)$$

式中, \ddot{x}_a 为滑车 AD 的加速度, \ddot{x}_b 和 \ddot{y}_b 分别为滑车 BC 的 B 端 x 轴向和 y 轴向的加速度分量, \dot{r}_4 和 \dot{r}_7 、 \ddot{r}_4 和 \ddot{r}_7 分别为滑车两侧缆绳 r_4 、 r_7 的长度变化速度、加速度, w_4 和 w_7 、 α_4 和 α_7 分别为缆绳 r_4 、 r_7 的角速度、角加速度, w_6 、 α_6 为滑车 BC 的角速度、角加速度。

下面确定滑车 BC 的 C 端加速度约束关系式;由于将要进行的动力学仿真需要,还需确定下部滑车 BC 质心处的加速度约束关系式,故建立如图 3 所示的矢量封闭环:

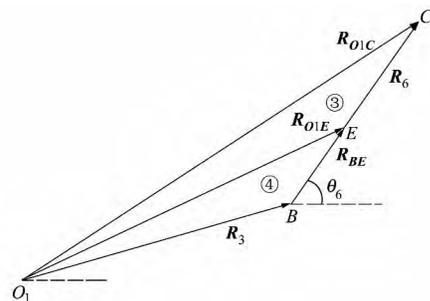


图 3 矢量封闭图③&④

对下部滑车 BC 建立闭环矢量方程如下:

$$\begin{cases} R_3 + R_6 = R_{O_1C} \\ R_3 + R_{BE} = R_{O_1E} \end{cases} \quad (4)$$

式中, E 点为滑车 BC 的重心。

将(4)式向 x 轴和 y 轴分别投影,得到方程为:

$$\begin{cases} x_b + r_6 \cos \theta_6 = x_c \\ y_b + r_6 \sin \theta_6 = y_c \\ x_b + r_{be} \cos \theta_6 = x_e \\ y_b + r_{be} \sin \theta_6 = y_e \end{cases} \quad (5)$$

式中, r_{be} 为滑车 BC 的 B 端距重心 E 点的距离, x_c 和

y_c 分别为滑车 BC 的 C 端距 O_1 点的水平和垂直距离 x_e 和 y_e 分别为滑车 BC 重心 E 点距 O_1 点的水平和垂直距离。

参照上述求导过程直接对 (5) 式求两阶导数, 得到系统运动的加速度求解方程组:

$$\begin{cases} \ddot{x}_a - \alpha_6 r_6 \sin\theta_6 - \omega_6^2 r_6 \cos\theta_6 = \ddot{x}_c \\ \ddot{y}_b + \alpha_6 r_6 \cos\theta_6 - \omega_6^2 r_6 \sin\theta_6 = \ddot{y}_c \\ \ddot{x}_b - \alpha_6 r_{bc} \sin\theta_6 - \omega_6^2 r_{bc} \cos\theta_6 = \ddot{x}_e \\ \ddot{y}_b + \alpha_6 r_{bc} \cos\theta_6 - \omega_6^2 r_{bc} \sin\theta_6 = \ddot{y}_e \end{cases} \quad (6)$$

式中, \ddot{x}_e, \ddot{y}_e 分别为 E 点的 x 轴向、 y 轴向加速度。

(3) 式、(6) 式表明了滑车的加速度与滑车间缆绳的角速度和角加速度之间的关系, 构成了进行动力学仿真的基础。

1.3 弹射系统的动力学分析

分别取上下两个滑车 AD, BC 进行受力分析。首先分析下部滑车 BC 受力情况:

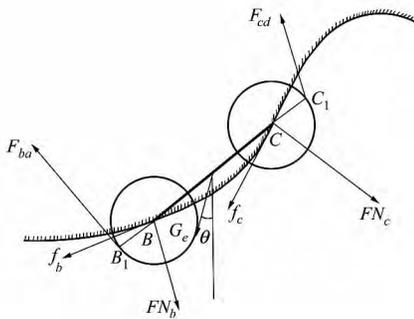


图 4 下部滑车 BC 受力图

图中 FN_b 和 FN_c 分别为轨道对 B, C 端的支持力, f_b 和 f_c 分别为轨道对滑车 B, C 两端的滚动摩擦力, G_e 为滑车 BC 的重量 θ 为弹射系统的发射角度, 等效于重力方向向左偏 θ° 。

忽略掉滑车 B, C 端与轨道接触的小滑轮半径, 并近似认为两侧绳子的拉力 F_{ba} 和 F_{cd} 固定作用在滑车 BC 的 B_1 和 C_1 点。写出受力方程有:

$$\begin{aligned} \sum F_x &= m_e \ddot{x}_e \\ \sum F_y &= m_e \ddot{y}_e \\ \sum M_E(F) &= I_{bc} \alpha_6 \end{aligned} \quad (7)$$

式中, I_{bc} 为下部滑车 BC 的转动惯量。

注意到滑车 BC 两端沿楔形轨道运动, 故 B, C 两端点的加速度的 x, y 分量满足某一约束条件, 下面推导该约束方程。

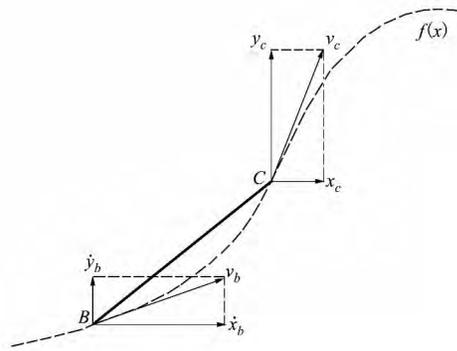


图 5 滑车 BC 两端的速度矢量图

图中 $f(x)$ 是楔形轨道的函数表达式。 v_b, v_c 分别为 B, C 两端的速度。由上图易得速度约束关系式:

$$\begin{cases} \dot{y}_b = \left. \frac{df}{dx} \right|_{x=x_b} \cdot \dot{x}_b \\ \dot{y}_c = \left. \frac{df}{dx} \right|_{x=x_c} \cdot \dot{x}_c \end{cases} \quad (8)$$

对 (8) 式求时间 t 的一阶导数, 可得加速度约束关系式:

$$\begin{cases} \ddot{y}_b = \left. \frac{d^2f}{dx^2} \right|_{x=x_b} \cdot (\dot{x}_b)^2 + \left. \frac{df}{dx} \right|_{x=x_b} \cdot \ddot{x}_b \\ \ddot{y}_c = \left. \frac{d^2f}{dx^2} \right|_{x=x_c} \cdot (\dot{x}_c)^2 + \left. \frac{df}{dx} \right|_{x=x_c} \cdot \ddot{x}_c \end{cases} \quad (9)$$

下面分析上部小滑车 AD , 图 6 为上部滑车 AD 的受力图:

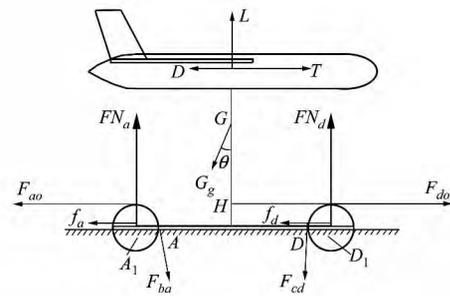


图 6 弹射系统上部滑车 AD 受力图

图中, G 点为上部滑车 AD 与无人机整体重心, FN_a 和 FN_d 分别为轨道对滑车 A_1, D_1 两端的支持力, f_a 和 f_d 分别为轨道对 A_1, D_1 两端的滚动摩擦力, G_g 为滑车 AD 和无人机的总重量。

近似认为两侧绳子的拉力 F_{ba}, F_{cd} 固定作用在滑车 AD 的 A, D 点。可得如下受力方程:

$$\begin{aligned} \sum F_x &= m_g \ddot{x}_a \\ \sum F_y &= 0 \\ \sum M_c(F) &= 0 \end{aligned} \tag{10}$$

1.4 气压作动筒受力分析

无人机弹射系统发射无人机的能量来自于气压作动筒中存储的压缩空气的内能。压缩空气驱动活塞做功,从而带动无人机起飞。在弹射过程中,气缸内的气体状态不断变化。由于弹射过程进行较快(约 0.23 s),来不及与外界进行显著的热量交换,这样的过程可以看作是绝热过程。在绝热过程中,气体的 $P、V、T$ 3 个状态量同时改变,其中 $P、V$ 间的绝热方程为 $PV^{1.4} = P_0V_0^{1.4}$ 。由于气压作动筒的活塞通过动滑轮与缆绳连接,故活塞运动距离为绳长变化的一半,则活塞对绳的拉力为:

$$\begin{aligned} F &= \eta(P - P_{\text{大气}})S = \eta(P_0(V_0/V)^{1.4} - P_{\text{大气}})S = \\ &\eta(P_0[V_0/B(V_0 + S) \\ &(R_4 + R_7 - r_4 - r_7)/2]^{1.4} - P_{\text{大气}})S \end{aligned} \tag{11}$$

式中, S 为气缸的横截面积, η 为气压作动筒的效率, $R_4、R_7$ 分别为滑轮两侧绳长 $r_4、r_7$ 的初始绳长。

2 simulink 仿真及结果分析

第 1 节已经得到了对初始的闭环矢量方程求二阶导数获得的方程,以及上下滑车的受力方程。从矢量方程中得到了 8 个标量方程((3)式和(6)式),从动力学方程中得到了 8 个标量方程((7)式、(9)

式、(10)式) 这些方程形成了一组弱耦合关系的线性形式的力和加速度方程^[4]。其中有 16 个未知量,即 $x_{16 \times 1} = [\ddot{x}_a, \ddot{x}_b, \ddot{y}_b, \ddot{x}_c, \ddot{y}_c, \ddot{x}_d, \ddot{y}_d, \alpha_6, \dot{r}_4, \alpha_4, \dot{r}_7, \alpha_7, FN_a, FN_b, FN_c, FN_d]^T$ 。联立 8 个运动约束方程和 8 个动力学方程,即得一个关于 16 个未知量的线性方程组。在进行 Simulink 仿真之前的最后一步是将所有的 16 个方程组装成矩阵形式:

$$A_{16 \times 16} \cdot x_{16 \times 1} = b_{16 \times 1} \tag{12}$$

式中: a_{ij} 为矩阵 $A_{16 \times 16}$ 中对应未知量 $x_{16 \times 1}$ 的系数, b_i 为对应方程的常数项。

将矩阵方程(12)嵌入 simulink 仿真进行求解,设置好 simulink 仿真初始条件,选取无人机质量为 20 kg,气压作动筒的初始气压为 5.31×10^5 Pa,发射角为 25° 。运行 Simulink 仿真,仿真结果见图 7、图 8。可以看出,无人机发射速度随时间从零平稳加速到最大值,在速度最高点从滑车自动脱离,完成起飞。无人机的起飞速度为 27.1 m/s,最大纵向过载为 16.55g,起飞距离 3.38 m,用时 2.225 s。

这种无人机气动弹射装置的特点是轨道呈楔形,楔角作为长度的函数而增加。由图 7 可看出,这种特点使得无人机发射时可以保持接近恒定值并有小范围波动的加速度,由图 9 可知,即使作动筒接近冲程末端,作动筒输出的力已经大幅减小时,加速度仍可几乎保持不变。这种安排的优点是可减少加速度突变,在整个发射期间均能有效加速,可在有限距离内迅速加速无人机,使其可用于狭小场地。

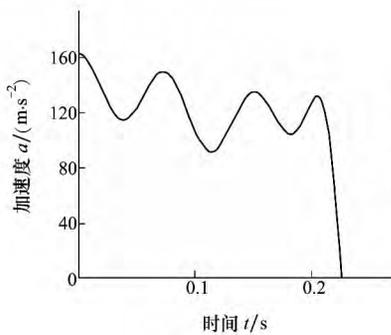


图 7 无人机加速度仿真曲线

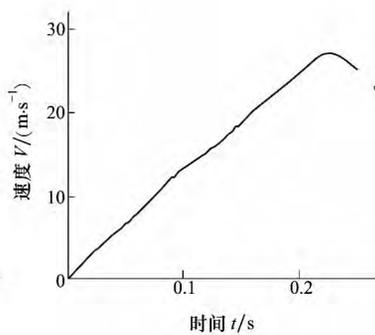


图 8 无人机速度仿真曲线

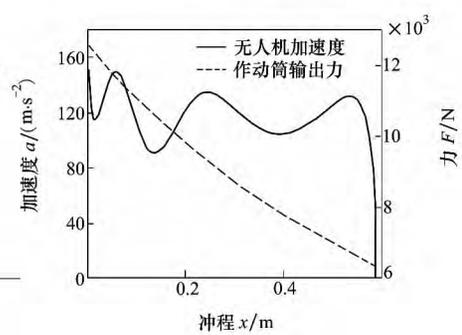


图 9 作动筒冲程-加速度/力仿真曲线

图 10 对比了该楔形气动弹射装置与某型弹射装置的加速过程^[1]。容易看出,右侧加速度迅速达到峰值,后段加速度逐渐接近零,发射加速度曲线呈尖峰形状,不能充分利用有限的轨道长度。而左侧

加速度在整个发射区间接近保持一恒定值不变,接近理想的恒值加速度曲线形状,能够以有效的限制过载方式吸收气体能量,充分利用有限的轨道长度,

避免了现有弹射装置加速度有明显峰值、发射轨道利用率低、发射长度过长的问题。

发射过程中的运行情况见图 11 ,每隔 0.01 s 截

取一次上下滑车及连接滑车的缆绳位置。容易看出 相邻 2 条线的间隔逐渐增大,故速度也逐渐增大 符合仿真前对系统运行情况的设想。

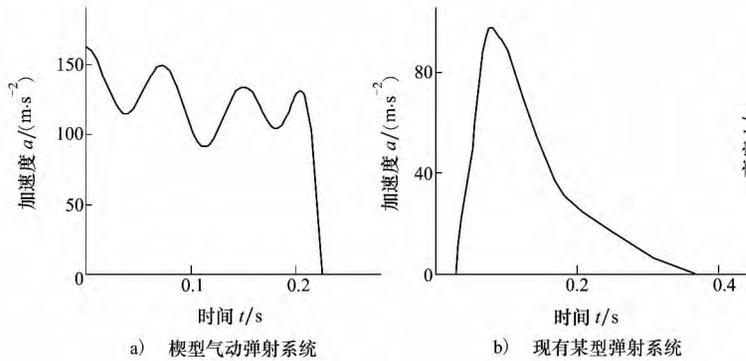


图 10 2 种弹射系统加速度曲线对比

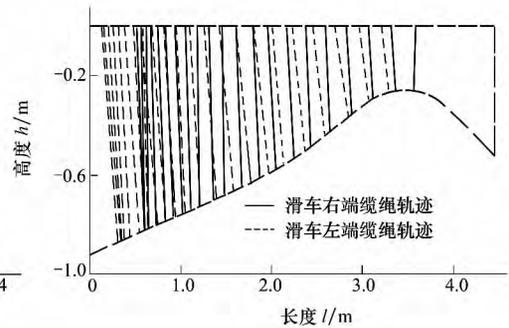


图 11 弹射系统运行情况

为验证发射过程动力学模型的正确性,必须将仿真计算结果和实验结果进行对比。图 12 是当无人机质量分别为不同值时,不同充气压力 P_0 所对应的无人机发射起飞速度的实验数据和仿真结果对比情况。通过 40 组数据的对比分析,仿真结果与实验结果的数据吻合良好,可通过调整气缸充气气压,满足不同重量飞行器对发射速度的要求,从而为无人机气动弹射系统设计和实验提供可靠依据。

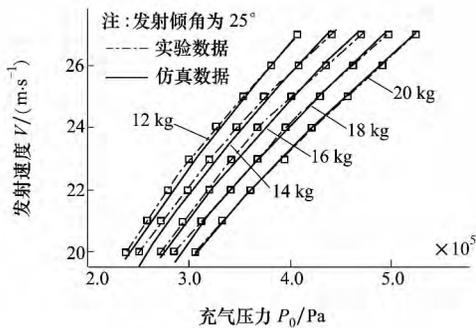


图 12 计算结果与实验结果对比

3 多目标遗传算法优化

如果能缩短发射轨道长度,可进一步降低弹射系统对发射场地的要求,使得无人机能够更加灵活部署。由上节仿真结果可知,无人机发射过程中所承受的最大纵向过载约为 16.5g,若能降低最大过载,并减小加速度波动,则有利于无人机使用寿命。故采用遗传算法对弹射系统进行优化设计。

由于楔形轨道的形状对于无人机弹射加速度时程曲线有很大影响,是无人机加速度曲线能够保持接近恒定值的原因,故以楔形曲线轨道的函数表达式的各系数为设计变量。曲线轨道的函数表达式为五阶傅里叶级数,共有 12 个常系数,如下所示:

$$f(x) = a_0 + \sum_{i=1}^5 [a_i \cos(i\omega x) + b_i \sin(i\omega x)] \quad (13)$$

因此,该优化设计的设计变量可取为:

$$X = (a_0 \ a_1 \ b_1 \ a_2 \ b_2 \ a_3 \ b_3 \ a_4 \ b_4 \ a_5 \ b_5 \ \omega) \quad (14)$$

为了缩短发射距离,减小无人机在弹射阶段的最大加速度和加速度波动,取无人机起飞时滑车位移、加速度最大值和加速度波动值为多目标函数值:

$$U(X) = W_1 x_{\max} + W_2 a_{\max} + W_3 \Delta a \quad (15)$$

式中: x_{\max} 为无人机开始脱离滑车起飞时的滑车位移量, a_{\max} 为整个弹射过程中的加速度最大值, Δa 为无人机在弹射阶段(除去加速度开始迅速减小的末段)的加速度波动值。 W_1 、 W_2 、 W_3 为加权系数。

在求解目标函数时,还要考虑约束条件。从结构强度考虑,上下轨道最窄处高度 r_{\min} 不小于 0.256 m; 由于气压作动筒的长度限制,作动筒最大行程 l_{\max} 不超过 0.6 m; 为保证无人机正常起飞,无人机最大速度 v_{\max} 不小于 27.1 m/s:

$$\begin{cases} r_{\min} \geq 0.256 \text{ m} \\ l_{\max} \leq 0.6 \text{ m} \\ v_{\max} \geq 27.1 \text{ m/s} \end{cases} \quad (16)$$

遗传算法优化时,采用实值编码,个体的数量为 240 个,分成 6 个子种群,每隔 10 代在临近子种群间迁

移 20% 的个体,交叉概率为 0.7,变异概率为 0.06,遗传代数为 121 代。优化过程中,通过 Matlab 程序调用 Simulink 模型来实现目标函数值的求解,仿真和优化交替进行。优化后最大加速度显著降低,加速度波动明显减小,起飞距离有所缩短,达到了优化目的。优化结果见表 1、图 13、图 14。

表 1 优化结果

优化目标	最大加速度	加速度波动	起飞距离
	$a_{\max}/(\text{m} \cdot \text{s}^{-2})$	$\Delta a/(\text{m} \cdot \text{s}^{-2})$	x_{\max}/m
优化前	162.2	71.2	3.38
优化后	138.9	40.9	3.29
减小百分比	14.4%	42.6%	2.7%

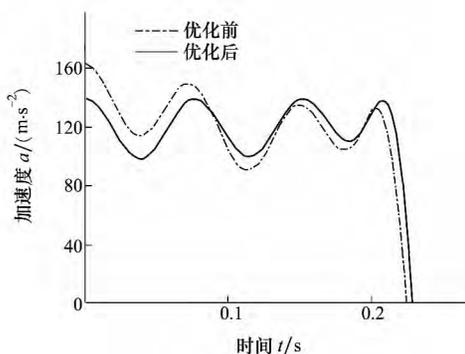


图 13 优化前后加速度仿真曲线

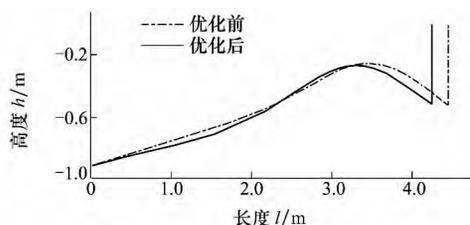


图 14 优化前后轨道形状

4 结 论

1) 该型无人机气动弹射装置的轨道呈楔形,楔角作为长度的函数而增加,根据其运行原理,基于矢量封闭法建立了无人机气动弹射系统的发射过程动力学模型。通过 Simulink 建模仿真,得到了无人机发射过程的加速度和速度等仿真曲线,掌握了气动弹射系统的性能特征。

2) 仿真结果表明,这种无人机气动弹射装置发射无人机时可以输出接近理想恒值加速度曲线,可减少加速度的突变,能够以有效的限制过载的方式吸收气体能量,在整个发射期间均能有效加速,充分利用有限的轨道长度,解决了现有弹射装置加速度有明显峰值、发射轨道利用率低、发射长度过长的问题。

3) 仿真结果与实验结果的数据吻合良好,可通过调整气缸充气气压,满足不同重量飞行器对发射速度的要求,从而为无人机气动弹射系统设计和实验提供可靠依据。

4) 优化后缩短了发射距离,降低了无人机发射过程承受的纵向最大过载,减小了加速阶段的波动,从而便于运输,降低对发射场地的要求;有助于减小发射阶段对无人机及机载设备的影响和对结构强度的要求。

参考文献:

- [1] Dickard H E. Mini-RPV Launch System Conceptual Study [R]. ADA062990, 1978
- [2] 《世界无人机大全》编写组. 世界无人机大全 [M]. 北京: 航空工业出版社, 2004
The Editors of "The Whole UAVs in the World". The Whole UAVs in the World [M]. Beijing, Aviation Industry Press, 2004 (in Chinese)
- [3] Brian T McGeer, Andreas H von Flotow, Cory Roeseler. Methods and Apparatuses for Launching Unmanned Aircraft, Including Releasably Gripping Aircraft During Launch and Braking Subsequent Grip Motion [P]. United States, Patent 7165745
- [4] Gardner G F. Simulations of Machines: Using MATLAB and Simulink [M]. Thomson Learning Press, 2001
- [5] 戴龙成, 宣益民, 尹健. 弹射装置的数理建模和动力学分析. [J]. 弹道学报, 2001, 13(4): 18-23
Dai Longcheng, Xuan Yimin, Yi Jian. Modeling and Dynamic Analysis of Nitrogen Launching System [J]. Journal of Ballistics, 2001, 13(4): 18-23 (in Chinese)

- [6] 王芳, 张海燕. 基于 Simulink 的连杆机构运动学仿真[J]. 机械设计与研究, 2004, 20(2): 35-37
Wang Fang, Zhang Haiyan. Study on the Kinematic Simulation of Linkage Mechanism Based on Simulation[J]. Machine Design and Research, 2004, 20(2): 35-37 (in Chinese)
- [7] 高丙团, 陈宏钧, 张晓华. 龙门吊车系统的动力学建模[J]. 计算机仿真, 2006, 23(2): 50-52
Gao Bingtuan, Chen Hongjun, Zhang Xiaohua. Dynamic Modeling of a Gantry Crane System[J]. Computer Simulation. 2006, 23(2): 50-52 (in Chinese)
- [8] 王小平, 曹立明. 遗传算法——理论、应用与软件实现, 西安: 西安交通大学出版社, 2002
Wang Xiaoping, Cao Liming. Genetic Algorithm——Theory, Application, Realization by Software[M]. Xi'an, Xi'an Jiaotong University Press, 2002 (in Chinese)
- [9] 雷英杰, 张善文, 李续武 等. MATLAB 遗传算法工具箱及应用, 西安: 西安电子科技大学出版社, 2005
Lei Yingjie, Zhang Shanwen, Li Xuwu, et al. MATLAB Genetic Algorithm Toolbox and Its Application[M]. Xi'an, Xidian University Press, 2005 (in Chinese)
- [10] 马长林, 高钦和, 李锋. 基于 SIMULINK 和遗传算法的液压系统动态仿真与优化研究[J]. 机床与液压, 2006, 9: 216-218
Ma Changlin, Gao Qinhe, Li Feng. Research on Simulation and Optimization for Dynamical Characteristics of Hydraulic System Based on SIMULINK and Genetic Algorithm[J]. Machine Tool & Hydraulics, 2006, 9: 216-218 (in Chinese)
- [11] 李锐, 裴锦华. 无人机气液压发射动力学数值仿真[J]. 机械工程学报, 2011, 47(8): 183-190
Li Rui, Pei Jinhua. Dynamic Numerical Simulation of the Pneumatic and Hydraulic Launching of UAV[J]. Journal of Mechanical Engineering, 2011, 47(8): 183-190 (in Chinese)
- [12] 李建华. 某无人机发射系统技术研究[D]. 南京: 南京理工大学, 2008
Li Jianhua. Research of a UAV Launching System[D]. Nanjing, Nanjing University of Science and Technology, 2008 (in Chinese)

Dynamic Simulation and Optimization of UAV Pneumatic Launching

Lu Wei, Ma Xiaoping, Zhou Ming, Yang Huitao

(The 365th Institute, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: The constitution, structure, working principle and launching process of an UAV pneumatic launcher are described. Dynamic mathematical model of the pneumatic launcher is analyzed and established by using the simultaneous constraint method based on the closing-vector-circle method and the equations of force balance by simplifying its physical model. In order to get the parameters such as the variations of velocity and acceleration with time, the dynamic simulation model of the launching process is established in the environment of Matlab/Simulink. By combining Genetic Algorithm with Simulink, the simulation and optimization of the pneumatic launcher are realized. The results and their analysis show preliminarily that: the pneumatic catapult launcher suppresses the drawbacks of the existing launch devices such as requiring substantial space, acceleration peak, and low efficiency of track; it offers significant theoretical reference for the manufacture of the UAV pneumatic launcher. After optimization, the launching length is shortened, the maximum of acceleration decreased and the acceleration wave is reduced. A working platform is offered for the modeling, simulation and optimization of the UAV pneumatic launcher.

Key words: acceleration, actuators, angular velocity, catapults (aircraft launchers), computer simulation, constrained optimization, genetic algorithms, kinematics, mathematical models, MATLAB, multiobjective optimization, schematic diagrams, unmanned aerial vehicles (UAV), velocity, dynamic simulation, pneumatic launching