

DOI: 10.3901/JME.2011.08.183

# 无人机气液压发射动力学数值仿真\*

李 悦 裴锦华

(南京航空航天大学无人机研究院 南京 210016)

**摘要:** 气液压发射起飞是近年来国际上出现的一种先进的中小型无人机发射方式,以气液压能源提供动力实现无人机发射起飞。基于气液压系统原理,对蓄能器气体弹簧的弹性系数进行分析,建立由气液压系统动力学模型、增速滑轮组动力学模型、无人机及滑车的运动方程构成的发射过程动力学模型,并进行仿真计算和数值分析,分析结果表明无人机及滑车质量、蓄能器充油压力、液压缸活塞有效面积、蓄能器容积是影响发射过程和起飞速度的关键参数,在一定范围内通过调节气液压系统参数可适应于不同的无人机起飞质量和起飞速度要求。采用与试验结果比对的方法修正气液压系统的总粘性阻尼系数,将仿真结果与试验结果进行对比研究,研究结果表明仿真计算结果与试验结果表现出较好的一致性,证明了发射过程动力学模型的正确性,为无人机气液压发射装置的工程研制提供了重要的理论参考。

**关键词:** 无人机 发射 起飞 动力学模型 数值分析

**中图分类号:** V279 TH137

## Dynamic Numerical Simulation of the Pneumatic and Hydraulic Launching of UAV

LI Yue PEI Jinhua

(Research Institute of Pilotless Aircraft, Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Nanjing 210016)

**Abstract:** The takeoff by pneumatic and hydraulic launching is an international advanced launching technology of medium and small unmanned aerial vehicles (UAV) recently. The power for launching comes from pneumatic and hydraulic energy. The elastic coefficient of accumulator gas spring is analyzed on the basis of the principle of pneumatic and hydraulic systems. The dynamic models of launching process are built and simulated, including dynamics models of pneumatic and hydraulic systems and pulley block system and movement equations of UAV and shuttle. The results of simulative calculation and numerical analysis indicate that the mass of UAV and the shuttle, the accumulator volume and oil charge pressure and the effective area of hydraulic cylinder piston are the key parameters affecting launch process and takeoff velocity. Moreover, adjusting the parameters of pneumatic and hydraulic systems within a certain range can adapt to different requirements of takeoff mass and velocity of UAV. The total viscosity damp coefficient of pneumatic and hydraulic systems is corrected by comparing with the experiment result. The result of simulation is in good accordance with that of experiment, which proves the correctness of the dynamic models of launching process, thus providing an important theoretical reference for the development of pneumatic and hydraulic launching equipment of UAV.

**Key words:** Unmanned aerial vehicle Launching Takeoff Dynamic models Numerical analysis

### 0 前言

无人机气液压发射方式以气液压能源作为发射动力,是近年来国际上出现的一种先进的中小型无人机发射方式,只有美国、德国等极少数国家掌握此项技术<sup>[1-2]</sup>。与常用的火箭助推起飞方式相比,具有诸多优点,不会产生光、声、热和烟雾等信号,

便于起飞场地的隐蔽;不存在火控器材的存储、运输和管理问题;且每次进行无人机发射时耗材及支援保障的费用较低;其中最突出的优点是,能在一定范围内通过调节气液压能源系统参数,便可适应于不同无人机起飞质量和起飞速度要求。本文基于气液压系统原理建立发射过程动力学模型,进行仿真计算,并将仿真结果与试验结果进行对比分析,为气液压发射装置的工程研制提供理论参考。

\*南京航空航天大学基本科研业务费专项资助项目(NS2010227)。20100923 收到初稿,20110110 收到修改稿

# 1 气液压能源描述

气液压系统是无人机发射装置的核心部分，为无人机发射起飞提供动力；液压储能元件—气囊式蓄能器是唯一动力源<sup>[3-4]</sup>，可实现瞬时大流量液压油供给，以满足无人机瞬时加速的需求。

气液压系统如图 1 所示，蓄能器的出口口通过管道与液压缸相连，液压缸的活塞杆与绕有钢丝绳的动滑轮组联接，钢丝绳另一端与装载无人机的滑车联接，滑车在导轨上运动，滑轮组起增速作用。

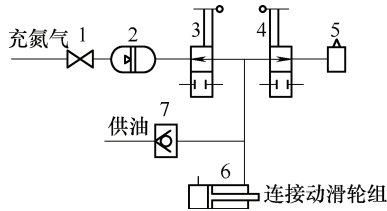


图 1 气液压系统简图

- 1. 冷气开关 2. 气囊式蓄能器 3. 截止阀 4. 卸荷阀
- 5. 回油箱 6. 单作用式液压缸 7. 液控单向阀

在准备发射时，预先将高压气体充入蓄能器气囊腔，并将无人机安装在被锁住的滑车上，打开冷氮气开关和截止阀，关闭卸荷阀，由液压泵向蓄能器液压油容腔内充入高压液压油，当充油压力达到预定值，关闭液压泵，此时蓄能器液压油容腔、液压缸有杆腔以及管道内均充满高压液压油，钢丝绳处于紧绷状态，蓄能器气囊腔内高压气体被压缩，使能量储存于蓄能器中<sup>[5-7]</sup>。无人机发动机启动后，滑车被释放，执行发射动作，蓄能器气囊腔内的高压气体急剧膨胀<sup>[8-13]</sup>，迫使蓄能器油腔内的高压油迅速排出，驱动液压缸活塞杆和动滑轮组，无人机与滑车则在钢丝绳牵引力和发动机推力的作用下沿导轨加速至起飞速度；受行程开关控制，截止阀关闭，卸荷阀打开，实现迅速卸荷，以消除液压力。

## 2 发射过程动力学模型

### 2.1 气囊式蓄能器分析

蓄能器作为气液动力系统唯一的动力源，其放油过程是非常短暂的，可以当绝热过程处理；蓄能器的充油过程较长，可认为是等温过程。假设蓄能器气囊内的气体为理想气体，并考虑蓄能器在排油过程中液压油输出流量为气体容积的变化率，通过推导得出<sup>[14]</sup>

$$\frac{dp}{dt} = -k_e q \quad (1)$$

$$k_e = \frac{\gamma p^{1+1/\gamma} p_0^{-1/\gamma}}{V_T p_T} \quad (2)$$

式中， $k_e$  为蓄能器气体弹簧的弹性系数； $q$  为排油过程中液压油输出流量，即蓄能器气囊腔内气体容积的变化率； $V_T$  为蓄能器容积； $p_T$  为蓄能器预充气压力； $p_0$  为充油后的蓄能器内气体压力，以下简称充油压力； $p$  为排油过程中的蓄能器内气体压力； $\gamma$  为绝热指数， $\gamma=1.4$ 。

文献[3]对蓄能器气体弹簧的弹性系数进行了分析，认为在排油过程中气体压力  $p$  变化不大时， $k_e$  可作为常数处理。为便于计算和分析，将  $k_e$  近似作为常数处理，并令式(2)中  $p = p_0$ ，则

$$k_e = \frac{\gamma p_0^2}{V_T p_T}$$

### 2.2 气液压系统动力学模型

蓄能器作为气液压系统的储能元件，瞬时大流量供油驱动液压缸以实现无人机及滑车加速。将气液压系统简化为图 2 所示的蓄能器—液压缸驱动系统，以采用两个蓄能器为例建立模型。

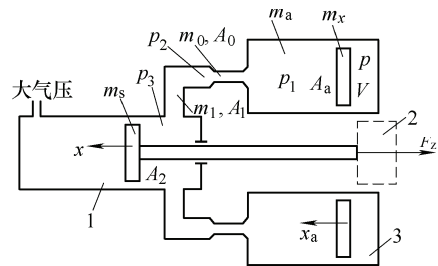


图 2 蓄能器—液压缸驱动系统

- 1. 单作用式液压缸 2. 动滑轮组 3. 蓄能器

气囊式蓄能器工作时，气囊的变形状态在理想状态下可以认为气囊在排油过程中的动作与活塞式蓄能器的活塞一样，做平行移动。蓄能器的出口口处内部结构较复杂，则将这部分简化为节流器<sup>[15]</sup>。同时，由于液压油的弹性模量对总流量的影响很小<sup>[4]</sup>，忽略液压油的压缩性；并且假设液压油的流动为层流，不考虑液压缸的泄漏问题，假设大气压力为零。由于蓄能器与液压缸连接的管道较短，为了分析方便，故按集中参数考虑。

基于上面的分析和假设，可以得到方程

$$(p - p_1)A_a = (m_x + m_a) \frac{d^2 x_a}{dt^2} + (c_x + c_a) \frac{dx_a}{dt} \quad (3)$$

$$(p_1 - p_2)A_0 = m_0 \frac{d^2 x_0}{dt^2} + c_0 \frac{dx_0}{dt} \quad (4)$$

$$(p_2 - p_3)A_1 = m_1 \frac{d^2 x_1}{dt^2} + c_1 \frac{dx_1}{dt} \quad (5)$$

$$p_3 A_2 = m_s \frac{d^2 x}{dt^2} + c_s \frac{dx}{dt} + F_z \quad (6)$$

式中， $p_1$ 为蓄能器油压； $p_2$ 为液压管路油压； $p_3$ 为液压缸油压； $A_a$ 为蓄能器活塞的截面积； $A_0$ 为蓄能器出油口的截面积； $A_1$ 为液压管道的截面积； $A_2$ 为液压缸有杆腔活塞有效面积； $m_x$ 为蓄能器活塞的质量； $m_a$ 为蓄能器内油液的质量； $m_0$ 为蓄能器出油口中油液质量； $m_1$ 为液压管道中油液质量； $m_s$ 为液压缸活塞及活塞杆质量； $c_x$ 为蓄能器活塞的粘性阻尼系数； $c_a$ 为蓄能器内油液的粘性阻尼系数； $c_0$ 为蓄能器出油口中油液粘性阻尼系数； $c_1$ 为液压管道中油液粘性阻尼系数； $c_s$ 为液压缸活塞粘性阻尼系数； $x_a$ 为蓄能器活塞的位移； $x_0$ 为蓄能器出油口中油液的位移； $x_1$ 为液压管道中油液的位移； $x$ 为液压缸活塞的位移； $F_z$ 为液压缸活塞及活塞杆上的负载力。

根据式(1)~(6)，考虑到由两个蓄能器供油以驱动液压缸活塞杆，蓄能器在排油过程中液压油输出流量为气体容积的变化率，并考虑到流量连续方程

$$\frac{dx_a}{dt} 2A_a = \frac{dx_0}{dt} 2A_0 = \frac{dx_1}{dt} 2A_1 = \frac{dx}{dt} A_2 \quad (7)$$

通过进一步推导可得

$$m^* \frac{d^2 x}{dt^2} + c^* \frac{dx}{dt} + \frac{k_c}{2} A_2^2 x = p A_2 - F_z \quad (8)$$

式中

$$m^* = (m_x + m_a) \frac{A_2^2}{2A_a^2} + m_0 \frac{A_2^2}{2A_0^2} + m_1 \frac{A_2^2}{2A_1^2} + m_s$$

$$c^* = (c_x + c_a) \frac{A_2^2}{2A_a^2} + c_0 \frac{A_2^2}{2A_0^2} + c_1 \frac{A_2^2}{2A_1^2} + c_s$$

从式(8)可以看出，蓄能器活塞和油液以及蓄能器的出油口、管道中油液的质量、粘性阻尼系数可以用折算的办法，折算到液压缸的活塞上去，形成折算后的等效质量 $m^*$ 和等效粘性阻尼系数 $c^*$ 。对于模型中的 $c^*$ ，如果按照层流状态计算，则会比紊流状态的实际值小得多，可先对其值进行估计，然后采用与试验结果比对的方法进行修正。

### 2.3 增速滑轮组动力学模型

增速滑轮组由动滑轮组和定滑轮组构成，钢丝绳自由端与滑车相联，绕于动滑轮和定滑轮之间的钢丝绳相互平行。图3为增速倍率 $n$ 为奇数的增速滑轮组力学模型，滑轮个数为 $n-1$ ，滑轮按钢丝绳绕入次序编号，钢丝绳绕过最后一个定滑轮后，其末端固定于动滑轮组支架。如须增速倍率 $n$ 为偶数，则钢丝绳绕过最后一个动滑轮后，其末端固定于定滑轮组支架。液压缸活塞及活塞杆上的负载力 $F_z$ 对于动滑轮组、无人机及滑车来说为驱动力，当气液压系统提供驱动力，滑轮组不仅具有增速功能，

且起到了传递驱动力的作用，这里将动滑轮组作为运动体来进行研究，以寻求直接作用于无人机及滑车的钢丝绳牵引力与液压缸驱动力之间的关系。

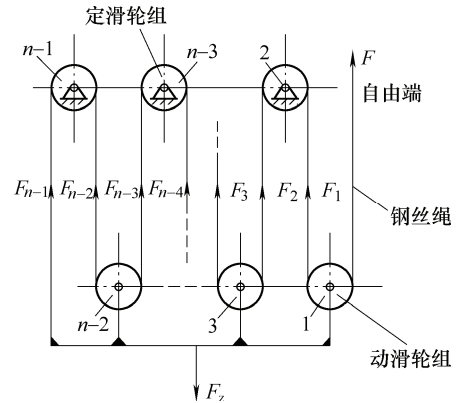


图3 增速倍率  $n$  为奇数的增速滑轮组力学模型

在此忽略钢丝绳的质量、变形和僵性阻力，假设每个滑轮在同一时刻的转动速度一致，与钢丝绳接触点的线速度相等，由于动滑轮组的运动速度与液压缸活塞运动速度是一致的，则动滑轮组的动力学方程为

$$F_z = F + \sum_{i=1}^{n-1} F_i + f_h + m_h \frac{d^2 x}{dt^2} \quad (9)$$

式中， $F$ 为钢丝绳牵引力； $x$ 为动滑轮组、液压缸活塞杆的运动位移； $F_i$ 为滑轮组内第 $i$ 根钢丝绳受力； $m_h$ 为动滑轮组的质量； $f_h$ 为动滑轮组所承受摩擦力； $n$ 为滑轮组的倍率。

对于每个滑轮来说，绕入边与绕出边的受力是不相等的，它们的关系为

$$F_i = F_{i-1} + f_{hi} \quad (10)$$

式中， $f_{hi}$  ( $i=1, 2, \dots, n-1$ )为第 $i$ 个滑轮上钢丝绳所受摩擦力。

当 $i=1$ 时， $F_0 = F$ ，即

$$F_1 = F + f_{h1} \quad (11)$$

对于每个滑轮来说，滑轮与钢丝绳之间的摩擦力是滑轮转动的驱动力，使滑轮产生转矩，并考虑滑轮轴承处摩擦阻力，结合式(9)~(11)推导可得

$$F_z = K_1 F + K_2 \frac{d^2 x}{dt^2} + \mu_h m_h g \quad (12)$$

式中  $\mu_h$ ——动滑轮组的运动摩擦因数  
 $\mu_h=0.05$   
 $\mu_1$ ——滑轮轴承处转动摩擦因数  
 $\mu_1=0.002$   
 $r_h$ ——滑轮的半径  
 $r_c$ ——轴承的半径  
 $m_p$ ——单个滑轮的质量

$$K_1 = n + \frac{\mu_1 r_c}{r_h - \mu_1 r_c} \sum_{i=0}^{n-2} (n-1-i) \left( 1 + \frac{\mu_1 r_c}{r_h - \mu_1 r_c} \right)^i$$

$$K_2 = m_h + \frac{nm_p(r_h^2 - r_c^2)}{r_h(r_h - \mu_1 r_c)} \times$$

$$\sum_{i=0}^{n-2} (n-1-i) \left( 1 + \frac{\mu_1 r_c}{r_h - \mu_1 r_c} \right)^i$$

2.4 无人机及滑车的运动方程

无人机与滑车在加速过程中承受钢丝绳牵引力、发动机推力、空气阻力、升力、重力、导轨支撑力和摩擦阻力的作用，通过推导可得出无人机及滑车的运动方程

$$ma + \frac{c'_x - \mu_2 c'_y}{2} \rho_k s v^2 = F - mg(\sin \theta + \mu_2 \cos \theta) + p_F(\mu_2 \sin \phi + \cos \phi) \tag{13}$$

$$a = \frac{d^2 l}{d t^2} \tag{14}$$

$$v = \frac{d l}{d t} \tag{15}$$

式中， $m$  为无人机及滑车的质量； $c'_x$  为空气阻力系数， $c'_x=0.08$ ，为某型无人机气动特性设计经验值； $c'_y$  为升力系数， $c'_y=1.0$ ，为某型无人机气动特性设计经验值； $s$  为无人机的空气动力参考面积； $\rho_k$  为空气密度； $l$  为无人机及滑车的运动位移， $l = nx$ ； $\theta$  为导轨安装角； $\phi$  为发动机推力与无人机纵轴线的夹角； $\mu_2$  为滑车的运动摩擦因数， $\mu_2=0.05$ ，查自机械设计手册； $g$  为重力加速度； $p_F$  为无人机发动机推力； $v$  为无人机及滑车的运动速度； $a$  为无人机及滑车的运动加速度。

3 发射过程数值分析

3.1 参数对加速过程的影响

根据式(8)、(12)~(15)计算可得在发射过程中(假定导轨和液压缸活塞杆行程足够长)不同参数下的无人机运动速度—时间曲线，图 4~9 表明了总粘性阻尼系数  $c^*$ 、无人机及滑车质量  $m$ 、蓄能器容积  $V_T$ 、蓄能器的充油压力  $p_0$ 、动滑轮组质量  $m_h$ 、液压缸活塞有效面积  $A_2$  对无人机加速过程的影响。

在图 4~9 中，各曲线峰值(即最高速度值  $v_{max}$ )标注于对应的曲线，所有用实线“—”表示的曲线所对应的参数完全相同，即  $c^* = 2 \text{ kN} \cdot \text{s} \cdot \text{m}^{-1}$ ， $m = 150 \text{ kg}$ ， $V_T = 63 \text{ L}$ ， $p_0 = 20 \text{ MPa}$ ， $m_h = 60 \text{ kg}$ ， $A_2 = 0.0059 \text{ m}^2$ 。从计算结果可以看出以下几点。

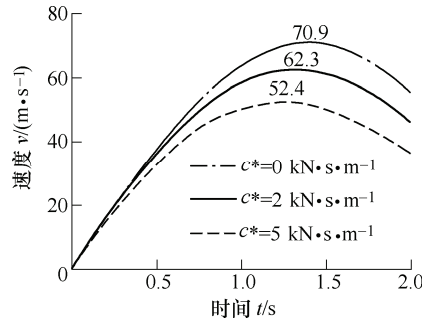


图 4 不同  $c^*$  对应的  $v-t$  曲线

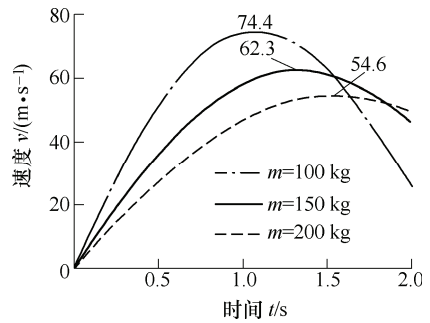


图 5 不同  $m$  对应的  $v-t$  曲线

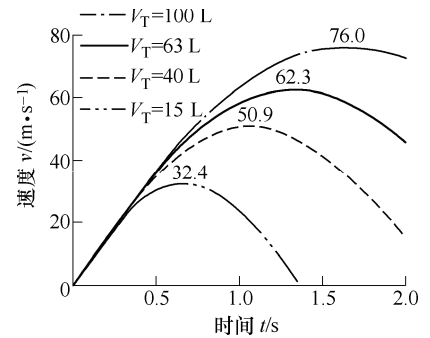


图 6 不同  $V_T$  对应的  $v-t$  曲线

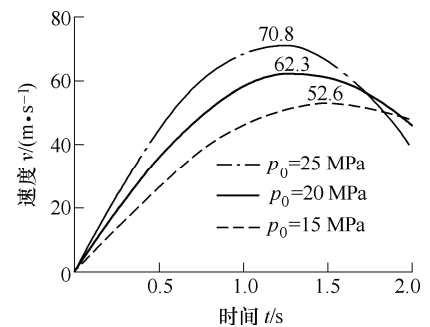


图 7 不同  $p_0$  对应的  $v-t$  曲线

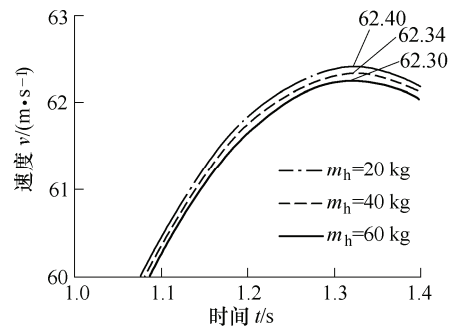


图 8 不同  $m_h$  对应的  $v-t$  曲线

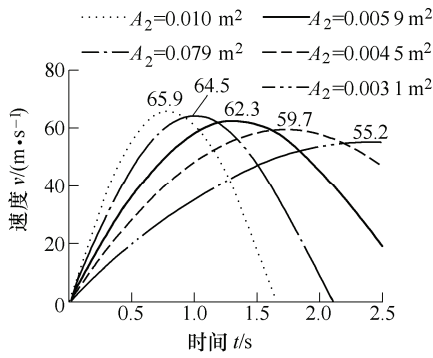


图 9 不同  $A_2$  对应的  $v-t$  曲线

(1) 随总粘性阻尼系数  $c^*$  增大，速度上升的趋势减小，且最高速度值  $v_{max}$  下降。 $c^*$  由  $0 \text{ N} \cdot \text{s} \cdot \text{m}^{-1}$  增大至  $2 \text{ kN} \cdot \text{s} \cdot \text{m}^{-1}$  时， $v_{max}$  下降 12.1%； $c^*$  由  $2 \text{ kN} \cdot \text{s} \cdot \text{m}^{-1}$  增大至  $5 \text{ kN} \cdot \text{s} \cdot \text{m}^{-1}$  时， $v_{max}$  下降 15.9%。

(2) 随着无人机及滑车质量  $m$  的增加，速度上升的趋势减小，且最高速度值下降。 $m$  由  $100 \text{ kg}$  增大至  $150 \text{ kg}$  时， $v_{max}$  下降 16.3%； $m$  由  $150 \text{ kg}$  增大至  $200 \text{ kg}$  时， $v_{max}$  下降 12.3%。

(3) 蓄能器的容积  $V_T$  影响了气体弹簧的刚度  $k_e$ ，容积  $V_T$  越大，刚度  $k_e$  越小，蓄能器中的油压下降越小，增大容积  $V_T$  能在相同充油压力状态下提供较大流量的液压油，使得无人机及滑车能持续加速，最高速度值随之上升。 $V_T$  由  $15 \text{ L}$  增大至  $40 \text{ L}$  时， $v_{max}$  上升 57.1%； $V_T$  由  $40 \text{ L}$  增大至  $63 \text{ L}$  时， $v_{max}$  上升 22.4%； $V_T$  由  $63 \text{ L}$  增大至  $100 \text{ L}$  时， $v_{max}$  上升 21.9%。

(4) 随着蓄能器充油压力  $p_0$  的增大，使得液压缸内油压加大，则速度上升的趋势加大，且最高速度值上升。 $p_0$  由  $15 \text{ MPa}$  增大至  $20 \text{ MPa}$  时， $v_{max}$  上升 18.4%； $p_0$  由  $20 \text{ MPa}$  增大至  $25 \text{ MPa}$  时， $v_{max}$  上升 13.6%。

(5) 滑轮增速系统的动滑轮组质量  $m_h$  的变化对速度的影响非常小，三条曲线几乎重合。 $m_h$  由  $60 \text{ kg}$  减小至  $40 \text{ kg}$  时， $v_{max}$  仅上升 0.06%； $m_h$  由  $40 \text{ kg}$  减小至  $20 \text{ kg}$  时， $v_{max}$  仅上升 0.1%。

(6) 液压缸活塞有效面积  $A_2$  增大，使速度上升的趋势加大，且最高速度值有小幅度上升。 $A_2$  由  $0.0031 \text{ m}^2$  增大至  $0.0045 \text{ m}^2$  时， $v_{max}$  上升 8.2%； $A_2$  由  $0.0045 \text{ m}^2$  增大至  $0.0059 \text{ m}^2$  时， $v_{max}$  上升 4.4%； $A_2$  由  $0.0059 \text{ m}^2$  增大至  $0.0079 \text{ m}^2$  时， $v_{max}$  上升 3.5%； $A_2$  由  $0.0079 \text{ m}^2$  增大至  $0.01 \text{ m}^2$  时， $v_{max}$  上升 2.2%。通过增大  $A_2$ ，速度能在较短时间内很快达到最大值，但是加速度  $a$ (图 10)可能在发射过程前阶段超

过无人机所能承受的最大纵向加速度，当  $A_2=0.0079 \text{ m}^2$  时， $v$  在  $1 \text{ s}$  内达到最大值， $a$  最大值达到  $105 \text{ m} \cdot \text{s}^{-2}$ ；当  $A_2=0.001 \text{ m}^2$  时， $v$  在  $0.8 \text{ s}$  内达到最大值， $a$  最大值达到  $134 \text{ m} \cdot \text{s}^{-2}$ 。

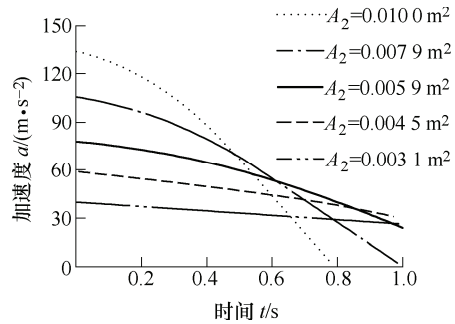


图 10 不同  $A_2$  对应的  $a-t$  曲线

理论计算表明影响发射过程和发射起飞速度的关键参数有无人机及滑车质量  $m$ 、蓄能器充油压力  $p_0$ 、液压缸活塞有效面积  $A_2$  和蓄能器的容积  $V_T$ 。因此，在发射装置设计时，滑车的质量应尽量小；选择液压缸时不是活塞有效面积  $A_2$  越大越好，由于不同规格蓄能器的容积  $V_T$  和出油口结构尺寸不同，则必须选择与蓄能器相匹配的液压缸，才可能在加速度不超过无人机所能承受最大纵向加速度的前提下最大限度地提高无人机发射起飞速度。

### 3.2 参数对发射起飞速度的影响

无人机发射起飞速度  $v_f$  是衡量加速性能的重要指标之一，是指无人机在导轨终点的速度，在此假设导轨长度为  $10 \text{ m}$ ，根据式(8)、(12)~(15)计算可求得无人机及滑车质量  $m$ 、蓄能器容积  $V_T$ 、蓄能器的充油压力  $p_0$ 、液压缸活塞有效面积  $A_2$  分别取值不同情况下的无人机运动速度—位移曲线，如图 11~14 所示。各曲线末端速度值(即发射起飞速度  $v_f$ )标注于对应的曲线，所有用实线“—”表示的曲线所对应的参数完全相同，即  $c^*=2 \text{ kN} \cdot \text{s} \cdot \text{m}^{-1}$ ， $m=150 \text{ kg}$ ， $V_T=63 \text{ L}$ ， $p_0=20 \text{ MPa}$ ， $m_h=60 \text{ kg}$ ， $A_2=0.0059 \text{ m}^2$ 。

从图 11~14 的计算结果可以看出以下几点。

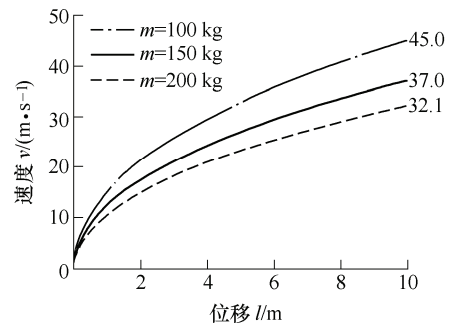
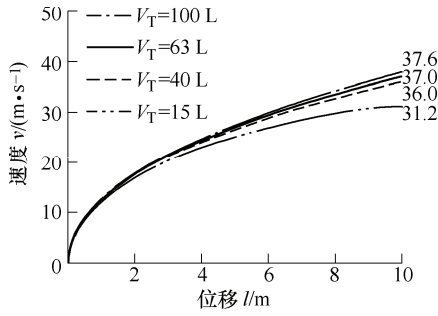
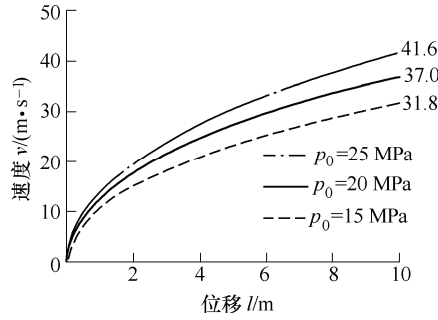
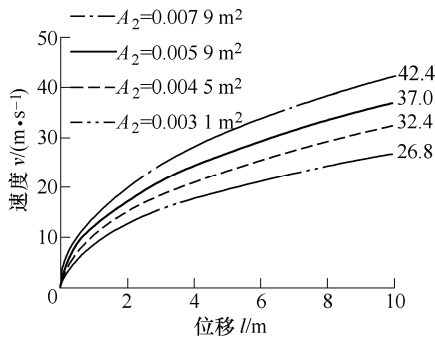


图 11 不同  $m$  对应的  $v-l$  曲线

图12 不同 $V_T$ 对应的 $v-l$ 曲线图13 不同 $p_0$ 对应的 $v-l$ 曲线图14 不同 $A_2$ 对应的 $v-l$ 曲线

(1) 无人机及滑车质量  $m$  的增大使发射起飞速度降低。 $m$  由 100 kg 增大至 150 kg 时,  $v_f$  下降 17.8%;  $m$  由 150 kg 增大至 200 kg 时,  $v_f$  下降 13.2%。

(2) 蓄能器的容积  $V_T$  对发射起飞速度有影响,  $V_T$  较小时, 速度上升趋势较小, 发射起飞速度较小。当  $V_T$  增大, 发射起飞速度增大,  $V_T$  由 15 L 增大至 40 L 时,  $v_f$  上升 15.41%;  $V_T$  过大, 则曲线几乎重合。 $V_T$  由 40 L 增大至 63 L 时,  $v_f$  仅上升 2.8%;  $V_T$  由 63 L 增大至 100 L 时,  $v_f$  仅上升 1.6%。因此在气液压能源系统设计时, 蓄能器的容积不必设计得过大。

(3) 蓄能器的充油压力  $p_0$  增大, 可提高发射起飞速度。 $p_0$  由 15 MPa 增大至 20 MPa 时,  $v_f$  上升 16.3%;  $p_0$  由 20 MPa 增大至 25 MPa 时,  $v_f$  上升 12.4%。

(4) 液压缸活塞有效面积  $A_2$  对发射起飞速度影响较大, 随着  $A_2$  在一定范围内增大, 发射起飞速度增大。 $A_2$  由 0.003 1 m<sup>2</sup> 增大至 0.004 5 m<sup>2</sup> 时,  $v_f$  上升 20.9%;  $A_2$  由 0.004 5 m<sup>2</sup> 增大至 0.005 9 m<sup>2</sup> 时,  $v_f$  上升

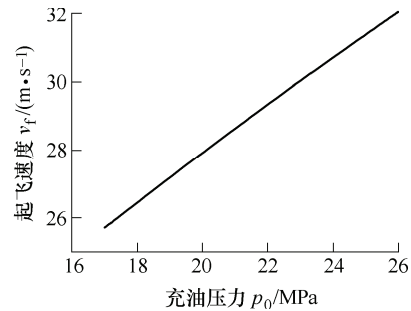
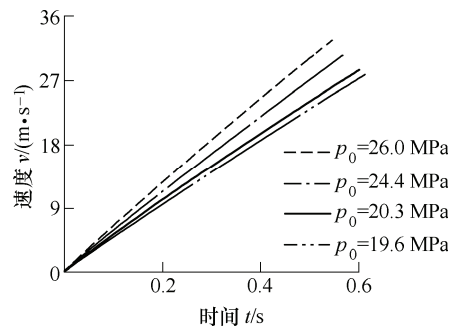
14.2%;  $A_2$  由 0.005 9 m<sup>2</sup> 增大至 0.007 9 m<sup>2</sup> 时,  $v_f$  上升 14.6%。

数值分析结果表明, 在一定范围内通过调节气液压系统参数便可适应于不同的无人机起飞质量和起飞速度要求。

## 4 仿真结果与试验

发射装置的动力学仿真参数如下。蓄能器容积: 63 L; 液压缸活塞有效面积: 0.004 5 m<sup>2</sup>; 无人机质量: 135 kg; 滑车质量: 52 kg; 导轨长度: 8.8 m; 增速倍率: 7。

从仿真计算结果(图 15、16)可以看出发射起飞速度  $v_f$  随着充油压力  $p_0$  的提高相应增大; 当充油压力  $p_0$  提高, 无人机及滑车在导轨上加速运动时间缩短, 发射起飞速度  $v_f$  增大。当充油压力  $p_0$  提高至 26 MPa 时, 仿真计算结果是加速度最大值为 65 m·s<sup>-2</sup>, 钢绳牵引力最大值为 12 540 N, 无人机以 32 m·s<sup>-1</sup> 的速度发射起飞。仿真计算结果表明通过调节充油压力能在一定范围内满足无人机以不同速度发射起飞。

图15  $v_f-p_0$  的关系曲线图16 不同 $p_0$ 对应的速度仿真曲线

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与试验结果进行对比。为便于比较, 充油压力  $p_0$  的取值相同。图 17 是充油压力为 19.6 MPa 时, 发射过程中的液压管路油压  $p_2$  试验测量结果和计算结果的对比, 可以看出, 在发射过程结束时油压降为 17.68 MPa, 下降幅度为 9.8%, 由于液

压管路油压变化幅度较小, 则可以认为蓄能器在排油过程中的气体压力  $p$  变化不大, 蓄能器气体弹簧的弹性系数  $k_e$  可如第 2.1 节所述近似作为常数处理。

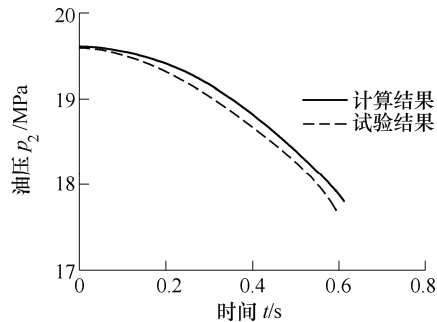


图 17  $p_0=19.6$  MPa 时的  $p_2$  曲线

发射起飞速度  $v_f$  的试验测量方法是将一对光电开关安装于导轨终点位置, 当固定在滑车上的宽度为  $\Delta s$  的挡片从一对光电开关间扫过, 由光电开关获取的信号经放大整形后传输到数字存储示波器, 测量出滑车和无人机运动  $\Delta s$  距离所需的时间  $\Delta t$ , 则间接获得滑车和无人机在导轨终点的  $\Delta s$  距离范围内的平均速度, 即发射起飞速度  $v_f$  的试验结果。

不同充油压力  $p_0$  所对应的无人机发射起飞速度  $v_f$  试验结果与计算结果的对比情况见下表, 通过对几组数据的对比分析, 试验结果与仿真计算结果的数据接近。采用与试验结果比对的方法对等效粘性阻尼系数  $c^*$  进行修正后,  $c^*=2\ 600\ \text{N}\cdot\text{s}\cdot\text{m}^{-1}$ 。试验结果表明发射起飞速度  $v_f$  随着充油压力  $p_0$  的提高而相应增大, 这与理论分析相吻合。

表 发射起飞速度  $v_f$  的试验结果与计算结果对比

充油压力 $p_0 / \text{MPa}$	试验结果 $v_f / (\text{m}\cdot\text{s}^{-1})$	计算结果 $v_f / (\text{m}\cdot\text{s}^{-1})$
19.6	27.6	27.96
20.3	28.5	28.52
24.4	29.6	30.31
26.0	32.1	32.05

将蓄能器的气体弹簧弹性系数近似作为常数处理, 并假设蓄能器的气囊在排油过程中的变形状态相当于活塞式蓄能器活塞的平行移动, 这是计算结果与试验结果不完全一致的主要因素。未考虑气液压系统的油液可压缩性, 通过与试验结果比对的方法修正等效总粘性阻尼系数  $c^*$ , 且忽略滑轮组系统中钢丝绳的质量、变形和僵性阻力, 这也导致了计算结果与试验结果的偏差。

综上所述, 通过将仿真计算结果与试验结果进行对比, 验证了发射过程动力学模型的正确性。

## 5 结论

(1) 基于气液压系统原理, 建立了由气液压系统动力学模型、增速滑轮组动力学模型、无人机及滑车的运动方程构成的无人机发射过程动力学模型。

(2) 数值分析结果表明无人机及滑车质量、蓄能器充油压力、液压缸活塞有效面积、蓄能器容积是影响发射加速过程和发射起飞速度的关键参数, 在一定范围内通过调节气液压能源系统参数可适应于不同无人机起飞质量和起飞速度要求。

(3) 仿真结果与试验结果表现出较好的一致性, 证明了发射过程动力学模型的正确性。本文的研究结果对无人机气液压发射装置的工程研制具有重要的参考价值。

## 参 考 文 献

- [1] DICKARD H E. Mini-RPV launch system conceptual study[R]. ADA062990, 1978: 36-114.
- [2] VEAZEY G R. Launch and recovery of airborne remotely piloted vehicles [C]//Remotely piloted vehicles proceedings of the fourth international conference. Bristol, England: University of Bristol, 1984: 21.1-21.8.
- [3] 谢英俊. 微重力落塔的高速液压上抛发射系统[D]. 杭州: 浙江大学, 2000.  
XIE Yingjun. The high speed hydraulic upcasting system of the micro-gravity tower[D]. Hangzhou: Zhejiang University, 2000.
- [4] 丁凡. 超高压断路器液压操纵机构的研究[D]. 杭州: 浙江大学, 1994.  
DING Fan. Study on super-high voltage circuit breaker with hydraulic operating mechanism[D]. Hangzhou: Zhejiang University, 1994.
- [5] 权龙, 李凤兰, 田惠琴, 等. 变量泵比例阀和蓄能器复合控制差动缸回路原理及应用[J]. 机械工程学报, 2006, 42(5): 115-119.  
QUAN Long, LI Fenglan, TIAN Huiqin, et al. Principle and application of differential cylinder system controlled with displacement pump, accumulator and proportional valve[J]. Chinese Journal of Mechanical Engineering, 2006, 42(5): 115-119.
- [6] 陈士安, 何仁, 陆森林. 新型馈能型悬架及其工作原理[J]. 机械工程学报, 2007, 43(11): 177-182.  
CHEN Shian, HE Ren, LU Senlin. New reclaiming energy suspension and its working principle[J]. Chinese

- Journal of Mechanical Engineering, 2007, 43(11): 177-182.
- [7] 杨华勇, 胡东明, 徐兵. 变配重的节能技术及其能耗机理分析[J]. 机械工程学报, 2010, 46(2): 132-138.  
YANG Huayong, HU Dongming, XU Bing. Energy-saving technology of variable counterweight and its energy consumption analyses[J]. Journal of Mechanical Engineering, 2010, 46(2): 132-138.
- [8] PAGILLA P R, GARIMELLA S S, DREINHOEFER L H et al. Dynamics and control of accumulators in continuous strip processing lines[J]. IEEE Transactions on Industry Applications 2001, 37(3): 934-940.
- [9] CHOCHIA G A, TILLEY D G, NGUYEN S H. Numerical and experimental investigations on a shock wave related cavitation flow[J]. Journal of Systems and Control Engineering, 2001, 215(1): 71-91.
- [10] LIANG Xingui, VIRVALO T. Accumulator-charged drive for a hydraulic boom to save energy[C]//2002 ASME International Mechanical Engineering Congress and Exposition. New Orleans, USA: ASME, 2002: 117-122.
- [11] MCNEELY D. Staged pressure accumulation in a partitioned accumulator[C]//International Off-Highway & Powerplant Congress, March 2002. Las Vegas, USA: Society of Automotive Engineers, 2002: 651-656.
- [12] POURMOVAHED A, BAUM S A, FRONCZAK F J, et al. Experimental evaluation of hydraulic accumulator efficiency with and without elastomeric foam[J]. Journal of Propulsion and Power, 1988, 4(2): 185-192.
- [13] OLSZEWSKI M, EISENHAURE D, BEACHLEY N, et al. On the fly or under pressure (flywheel and accumulator energy-storage devices) [J]. Mechanical Engineering, 1988, 110(6): 50-58.
- [14] 董宏林, 吴盛林, 姜继海. 液压恒压网络压力控制研究[J]. 机械工程学报, 2002, 38(9): 47-51.  
DONG Honglin, WU Shenglin, JIANG Jihai. Research on pressure control of hydraulic net with constant pressure[J]. Chinese Journal of Mechanical Engineering, 2002, 38(9): 47-51.
- [15] 曹东辉. 高频响液压蓄能及消振装置的设计理论和基础技术研究[D]. 杭州: 浙江大学, 1987.  
CAO Donghui. Design theory and basic technologies research of the high frequency hydraulic accumulator and damping equipment[D]. Hangzhou: Zhejiang University, 1987.
- 
- 作者简介: 李悦(通信作者), 女, 1973 年出生, 博士, 副研究员。主要研究方向为飞行器发射与回收技术。  
E-mail: zhjfly@nuaa.edu.cn  
裴锦华, 男, 1972 年出生, 研究员。主要研究方向为固体火箭发动机、飞行器发射与回收技术。  
E-mail: peijh@nuaa.edu.cn