

doi: 10.7690/bgzdh.2013.05.007

某无人机火箭助推起飞参数计算

田新锋, 郑成军

(中国人民解放军 92419 部队, 辽宁 兴城 125106)

摘要: 无人机安全发射是正常飞行的前提, 其发射参数的优劣直接影响发射安全。针对常规方法进行发射参数设计时, 联立求解复杂的问题, 提出依据能量法对系统发射参数进行简化计算的方法。在系统建模的基础上, 完成了参数分析、模型简化、参数计算, 最后对计算结果进行系统仿真验证。仿真结果表明: 该方法物理意义明确、简单可行, 可用于该无人机助推起飞时的参数计算, 为确定发射系统总体方案提供设计依据。

关键词: 无人机; 火箭; 模型; 能量; 仿真

中图分类号: TJ86 **文献标志码:** A

Launch Parameters Calculation Method for Certain Type UAV

Tian Xinfeng, Zheng Chengjun

(No. 92419 Unit of PLA, Xingcheng 125106, China)

Abstract: The safety launch of unmanned aerial vehicle (UAV) is the premise of its flight. The launch parameters greatly affect the safety of launch. To solve the problem of the complexity of the traditional method for the design of those parameters, the model of the launch of the system is constructed using energy method. Base on model construction, the parameter analysis, the model simplification and the parameter calculation are completed. The results of this method have been tested by system simulation. The simulation result shows that this method has definite physical sense and is simple and practical. It can be used to calculate the parameters of the launch of UAV and can provide the general scheme of launch system with design basis.

Key words: UAV; rocket; model; energy; simulation

0 引言

与有人驾驶飞机相比较, 无人机的起飞方式更加灵活和多样。这是因为无人机上没有人员, 其运动过载、环境条件不必受人的生理条件限制; 同时无人机的使用要求也不同于有人机, 为提高无人机在使用中灵便性、机动性和适应性, 从而采取多样的起飞方式^[1]。目前, 世界上无人机经常采用的起飞方式主要有火箭助推起飞、轨道弹射起飞、地面滑跑起飞、空中投放起飞、车载发射起飞、垂直起飞和手抛起飞等。其中火箭助推起飞以机动性好, 技术通用性好, 发射装置体积较小而在中小型无人机得到广泛应用^[2]。

火箭助推起飞时, 无人机安装在发射装置上, 在无人机自带的助飞火箭发动机推力作用下, 飞离发射装置; 起飞后, 自动抛弃助飞火箭, 由机上的主发动机推动完成飞行。由此可见无人机安全发射是正常飞行的前提, 而火箭推力、火箭工作时间、火箭安装角等参数的选取正确与否将直接影响发射安全。常规方法进行发射参数设计时, 建模方法成

熟, 但联立求解复杂。笔者提出一种简便可行的方法对发射的相关参数进行计算, 为此类无人机发射系统总体方案的确定提供设计依据。

1 发射起飞建模

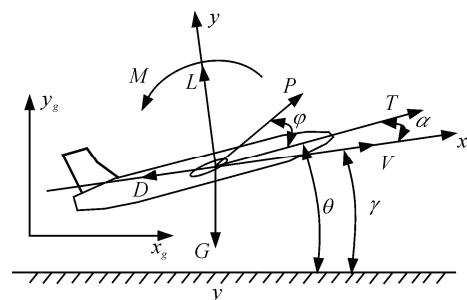


图1 无人机发射受力模型

笔者研究的对象为某中小型无人机, 采用单发并联火箭助推起飞。无人机火箭助推的最终目的是在预定时间内完成火箭助推, 并使无人机具有一定的姿态、高度、速度。且在实际发射过程中, 无人机横侧向不进行控制, 只关心无人机飞行纵向的高度 y_g 、速度 V 以及飞行的姿态, 因此只需分析发射的纵向运动即可。无人机火箭助推发射时, 作用在

收稿日期: 2012-11-22; 修回日期: 2012-12-21

作者简介: 田新锋(1976—), 男, 陕西人, 硕士, 工程师, 从事无人机总体研究。

无人机上的外载荷主要有火箭助推器推力 P 、发动机推力 T 、气动升力 L 、气动阻力 D 、重力 G 、俯仰力矩 M ，如图 1^[3-4]所示。

按航迹坐标 xoy ，取原点为质心，其动力学方程^[5]为：

$$\begin{aligned} mdV/dt &= T \cos \alpha - D - mg \sin \gamma + P \cos(\varphi + \alpha) \\ mVdy/dt &= T \sin \alpha + L - mg \cos \gamma + P \sin(\varphi + \alpha) \\ I_z d^2\theta/dt^2 &= M \\ \gamma &= \theta - \alpha \end{aligned} \quad (1)$$

式中：发动机推力 T ，经过质心与机体轴平行，与水平轴 x_g 成 θ ；火箭推力 P ，经过质心与机体横轴成 φ ；升力 L ，垂直于飞行速度 V ，向上为正；阻力 D ，平行于飞行速度 V ，向后为正；重力 G ，垂直于水平轴 x_g ，向下为正； α 为迎角； γ 为航迹角； I_z 为转动惯量。

按地轴系坐标 $x_g o_g y_g$ ，取发射点为原点，其运动学方程为：

$$\begin{aligned} dy/dt &= V \sin \gamma \\ dx/dt &= V \cos \gamma \end{aligned} \quad (2)$$

2 火箭助推起飞主要参数计算

2.1 火箭助推起飞分析

无人机起飞阶段往往被认为是无人机应用中最困难、最关键的阶段。式 (1) 和式 (2) 确定了无人机助推起飞过程中各参数之间的函数关系，这些参数的初始值确定后，其运动状态也就确立，因此发射参数的优劣直接影响发射过程的安全。只要处理好这些参数之间的关系，就能在助推段结束时把无人机以一定的速度按预定姿态送达预定高度。

由式 (1) 可知，影响助推高度、速度和飞行姿态的主要参数中已知发动机推力 T 、阻力 D 、升力 L 、无人机质量 m 、发射角 θ (俯仰角初值)、初始迎角 α 、转动惯量 I_z 等，需要确定火箭助推器推力 P_{opt} 、火箭安装角 φ_{opt} 和火箭作用时间 t_{opt} ^[6]。

2.2 模型简化

对于上述参数，可通过式 (1) 和式 (2)，并补充必要的辅助方程进行联立求解，但过程复杂。考虑系统发射过程时间短、气动效率低，且发动机推力相对火箭推力为小量，因此忽略气动力、发动机推力，认为发射过程中只有火箭推力和重力作用，系统受力简化模型如图 2 所示。

抛开发射过程中速度、无人机姿态、位置等变化因素，只考虑整个过程中系统的总能量是不变的。

那么对整个发射段依据动量定理有：

$$I_{opt} = P_{opt} t_{opt} = mV_{opt} \quad (3)$$

式中： V_{opt} 为火箭助推结束无人机需达到的安全速度； I_{opt} 为火箭总冲。

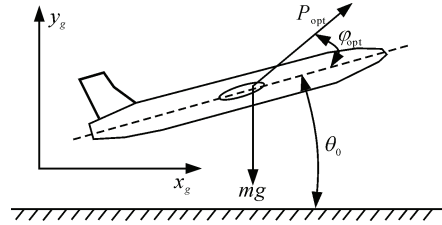


图 2 无人机发射简化受力模型

在 y_g 方向上依据动能定理有：

$$P_{opt} y_{opt} \sin(\varphi_{opt} + \theta_0) - mgy_{opt} = mV_{opt}^2 \sin^2 \theta_0 / 2 \quad (4)$$

式中： y_{opt} 为火箭助推结束无人机需达到的安全高度； θ_0 为发射角。

同时考虑系统发射过程中姿态变化要小，即要求垂直于机体轴方向受力平衡，则有：

$$P_{opt} \sin \varphi_{opt} = mg \cos \theta_0 \quad (5)$$

式 (3) 表明助推结束后无人机达到的飞行速度由火箭的总冲决定；式 (4) 表明助推结束后无人机达到的安全高度主要由发射角和火箭安装角决定；式 (5) 表明火箭安装角受发射角度约束。方程 (3)、(4)、(5) 相对于参数 P_{opt} 、 φ_{opt} 、 t_{opt} 封闭，这样一个复杂的微分方程求解问题就转化为简单三元一次方程求解，通过简单代数计算即可确定所需发射参数。

在本系统中 $m=230 \text{ kg}$ 、 $\theta_0=14.5^\circ$ 、 $y_{opt}=30 \text{ m}$ 、 $V_{opt}=90 \text{ m/s}$ ，经计算有 $P_{out}=8 \ 620 \text{ N}$ 、 $\varphi_{opt}=14.68^\circ$ 、 $t_{opt}=2.4 \text{ s}$ 。

3 仿真验证

3.1 计算初值验证

依据式 (1)、式 (2)，在 Matlab/Simulink 下建立系统发射仿真环境^[7-8]，代入上述计算结果，取仿真时间为 5 s，发射过程系统的高度、速度、俯仰角、迎角曲线如图 3 所示。

由仿真结果可知：

- 1) 火箭助推结束时，无人机高度达到 28.5 m，与实际要求高度相差 1.5 m，误差为 5%；
- 2) 火箭助推结束时，无人机速度达到 89.5 m/s，与实际要求相差 0.5 m/s，误差为 0.5%；
- 3) 整个助推过程中俯仰角、迎角变化平稳且控制在 1° 以内，满足设计要求。

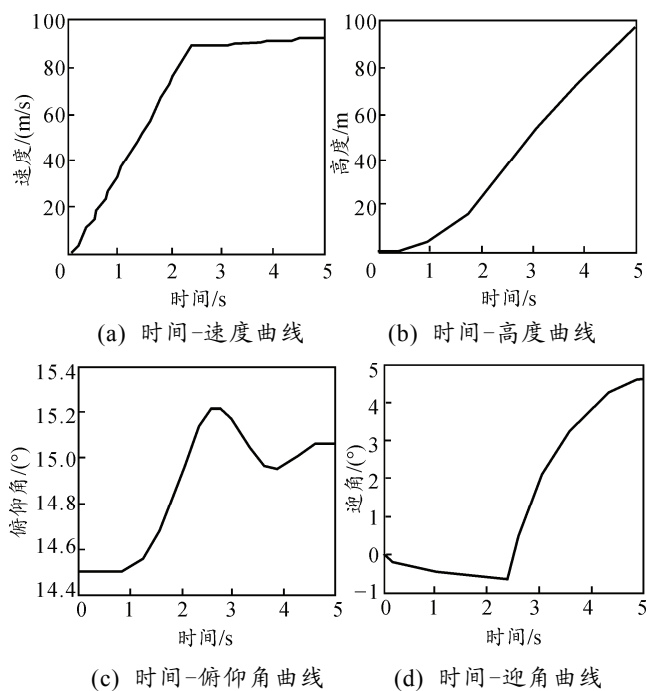


图3 初值仿真曲线

3.2 计算初值修正

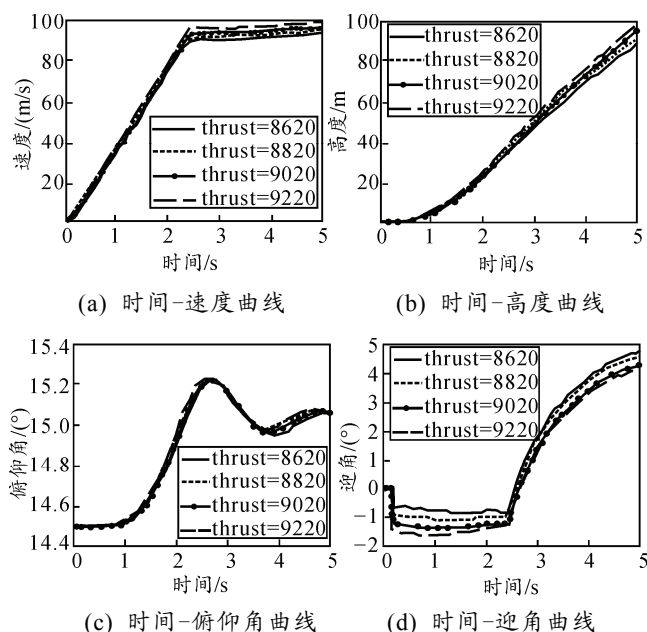


图4 修正值仿真曲线

仿真与实际要求存在误差,这是为了方便计算,忽略了变化的气动力和发动机推力造成的。由于在速度方向上发动机推力对气动力影响进行了补偿,故高度误差比速度误差大一个数量级。而对于这样精度的计算初值,完全满足发射系统总体方案初步

设计的需要。因为无人机火箭助推起飞是一个多因素强耦合的飞行过程,需要同飞机系统多次反复迭代最后确定一个优值^[9]。

基于上述分析在火箭工作时间、安装角度不变的情况下,对推力进行修正。以现有推力为基础,以 200 N 为单位递增推力,其仿真结果如图 4 所示。

由仿真结果可以看出,其他参数保持不变,只要对计算的推力增加 200 N(总推力的 2.3%),即可完全满足系统设计需求。

4 结束语

笔者针对某无人机发射过程如何确定有关发射参数问题,建立无人机发射受力模型和运动方程,但传统方法联立求解复杂。为此分析了发射中的主要作用参数,对系统受力模型进行了简化,使发射参数求解方程简化为三元一次方程组,极大地降低参数求解难度,且方程展现的物理意义明确。经过系统仿真验证,其误差在 5%以内,只要对参数进行简单修正,就完全满足了该型无人机发射参数计算的需要。从而为该类无人机火箭助推起飞相关参数计算设计提供一种简便工程方法,为此类无人机发射系统总体方案的确定提供设计依据。

参考文献:

- [1] 季斌南. 五光十色的无人机起飞方式[J]. 航空知识, 1997, (9): 20-23.
- [2] 祝小平, 等. 无人机设计手册[M]. 北京: 国防工业出版社, 2007: 79-82.
- [3] 巫成荣. CK1_M 模拟无人机发射装置的研究和分析[J]. 南京航空学院学报, 1991, 23(1): 19-25.
- [4] 施允涛. CK1_M 无人机双发助推试验研究[J]. 航空学报, 1994, 15(7): 866-869.
- [5] 张明廉. 飞行控制系统[M]. 北京: 航空工业出版社, 1994: 49-51.
- [6] 陈怿. 无人机发射过程仿真与参数敏感性分析[J]. 飞行力学, 2002, 20(1): 21-24.
- [7] 李浩. 火箭助推无人机起飞发射段建模与仿真[J]. 东南大学学报: 自然科学版, 2010, 40(增刊 1): 136-139.
- [8] 刘玉宝. 无人机发射段控制律设计[D]. 南京: 南京航空航天大学自动化学院, 2009: 43-47.
- [9] 《飞机设计手册》编委会. 军用飞机总体设计(飞机设计手册第 4 册)[M]. 北京: 航空工业出版社, 2005: 2-10.