

doi: 10.7690/bgzd.2015.10.010

基于 COTS 的无人机火箭助推起飞设计思路

田新锋, 杨继云, 郭廷猛

(中国人民解放军 92419 部队, 辽宁 兴城 125106)

摘要: 为节省研发过程中的成本和时间, 提出一种基于商用货架产品 (commercial-off-the-shelf, COTS) 的无人机火箭助推起飞设计思路。通过分析无人机火箭发射过程和要求, 立足现有火箭助推器定型产品, 进行发射参数估算, 完成了火箭助推器的选型, 在此基础上进行火箭助推发射建模、方案设计、仿真分析。仿真结果表明: 该方法能确立火箭助推起飞最优发射角和安装角, 可实现该型无人机的稳定安全发射, 对其他同类无人机火箭助推起飞系统的设计也有很好的工程借鉴经验。

关键词: 无人机; 火箭助推器; 模型; 能量; 仿真

中图分类号: TJ85 **文献标志码:** A

Design Idea of UAV RATO Based on COTS

Tian Xinfeng, Yang Jiyun, Guo Tingmeng

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

Abstract: In order to save the cost and time in the development process, provides a new way of the rocket-assisted take-off (RATO) for UAV base on commercial-off-the-shelf (COTS). Through analyzing the demand and process of launch, the launch parameters are estimated and the RATO selected, on the basis of existing case-hardened RATO. Then, modeling the launch, plan the project, simulation and analysis. As a result, a way of the optimum angle and fixing for launch is given. It can realize safe and stable launch of the UAV. Similarly, this is good use for reference to plan the other lunch system of the congeneric UAV in engineering.

Keywords: UAV (unmanned aerial vehicle); RATO (rocket-assisted takeoff); model; energy; simulation

0 引言

商用货架产品 (commercial-off-the-shelf, COTS) 是指可以采购到的具有开放式标准定义的接口的软件或硬件产品, 来源于美国军方。过去, 美国国防采办项目必须使用国防部颁布的军用标准与军用规范。在冷战结束和苏联解体后, 美国国防部改革了采办政策, 提出了 COTS 策略, 即在设计及采购人员允许的条件下, 应该尽可能地在军事装备中采用成熟的通用技术和产品。

由其定义可知, COTS 产品设计的原则就是安装使用简便, 可在现有系统部件的条件下运行。在可靠性、环境因素、使用寿命、尺寸、特殊的输入电压、电磁兼容性等方面均有良好的表现, 且生产商可提供完善行业知识和技术支持, 这样可以使研发人员只关心本专业相关的技术研究, 而不必把精力花费在通用技术上。相对于其他可以根据特殊情况而特定应用的系统而言, COTS 系统更能节省成本和时间, 因此在无人机领域内也获得广泛应用。笔者针对无人机火箭助推起飞进行研究, 在火箭助推器的产品选型基础上完成了系统发射设计。

1 火箭助推发射总体简介

目前无人机经常采用的起飞方式主要有以下几种: 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、手抛起飞等。其中火箭助推起飞机动性好、技术通用性好、发射装置体积较小, 因而在中小型无人机得到广泛应用^[1-2]。

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。火箭助推形式可选择单发, 也可选择双发; 可以选择并联布置也可选择串联布置^[3]。笔者针对某无人机单发并联火箭助推起飞方式进行研究。

从工作过程可以看出: 无人机火箭助推的目的就是把无人机推到一定的高度, 并且达到一定的速度和合适的飞行姿态, 以便继续飞行^[4]。为了实现这一目的, 在发射系统设计时一般要进行火箭助推器与无人机匹配设计和发射参数设计。

火箭助推器与无人机匹配设计主要包括推进剂

收稿日期: 2015-05-16; 修回日期: 2015-06-21

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

配方设计、装药结构设计、装药壳体设计、点火装置设计等内容，完成设计后需经过温度试验、运输试验、振动冲击等一系列试验，研制成本高。但是随着无人机市场的扩大，火箭助推器研制厂家推出了成熟定型系列定性产品，一方面不会产生大量的研制经费，另一方面批量生产，降低生产成本；因此，在火箭助推器与无人机匹配设计方面主要完成定型产品选型工作。

火箭助推器确定后，主要进行火箭安装角和发射角等发射参数设计，保证在火箭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。

2 火箭助推器选型

火箭助推器的性能主要参数有总冲、平均推力、工作时间等。火箭总冲是火箭能量的反映，需要将无人机推到多高的度和多大速度，就决定了火箭能量的大小。在总冲决定后，火箭的工作时间和它的工作推力还需要与无人机进行很好的搭配。一般按无人机能承受的轴向过载来决定火箭的推力，然后再按推力定出火箭工作的时间。如果可能，最好使无人机轴向过载小一些^[5]。

考虑系统发射过程时间短、气动效率低，且发动机推力和重力相对火箭推力为小量，因此忽略气动力、发动机推力和重力，认为发射过程中只有火箭推力作用。整个发射过程依据动量定理和牛顿第二定律有：

$$\left. \begin{aligned} I_{opt} &= P_{opt}t_{opt} \\ I_{opt} &= mv_{opt} \\ P_{opt} &= ma \end{aligned} \right\} \quad (1)$$

式中： v_{opt} 为火箭助推结束无人机需达到的安全速度； I_{opt} 为火箭估算总冲； P_{opt} 为火箭估算推力； t_{opt} 为火箭估算工作时间； m 为无人机起飞重量； a 为发射过载。其中 m 、 v_{opt} 、 a 已知，可通过式 (1) 确定 I_{opt} 、 P_{opt} 、 t_{opt} 。由于发射过程忽略了气动阻力和重力等因素，同时发射过载也应留有一定的安全余量；因此，实际火箭总冲 $I > I_{opt}$ ，推力 $P < P_{opt}$ ，工作时间 $t > t_{opt}$ 。

依据无人机总体设计参数 $m = 97 \text{ kg}$ 、 $v_{opt} = 80 \text{ m/s}$ 、 $a = 5 \text{ g}$ ，那么有

$$\left. \begin{aligned} I &> I_{opt} = 7840 \text{ N} \\ P &< P_{opt} = 4802 \text{ N} \\ t &> t_{opt} = 1.6 \text{ s} \end{aligned} \right\} \quad (2)$$

依据上述参数对火箭助推器进行选型，选取 X15 型火箭发动机作为本系统的助推火箭，X-15 型火箭具体参数为火箭总冲 8.8 kN、平均推力 4.2 kN、工作时间 2.1 s，推力曲线如图 1 所示，满足式 (2) 技术要求。

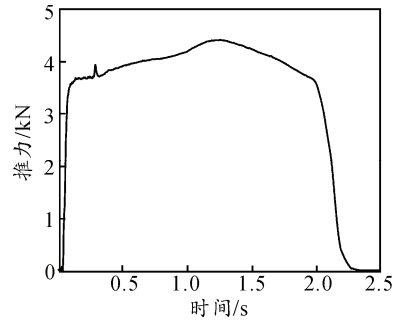


图 1 X15 型火箭助推器推力曲线

3 火箭发射参数设计

3.1 设计依据

火箭助推器确定后还要对发射参数进行详细设计，以确保在预定的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。火箭与无人机并联时，要仔细选择火箭的安装角^[6]。火箭安装位置和安装角的选择依据有 2 个：一是纵向力矩必须基本平衡；二是保证无人机在助推起飞的过程中不产生较大的负迎角^[7]。发射角的选择主要决定于火箭的总冲量，火箭总冲的大小要保证无人机在火箭助推起飞结束时，有一定的飞行高度和飞行速度。安装角和发射角的最终确定主要通过仿真验证来实现。

3.2 火箭助推发射建模

在实际发射过程中，无人机发射过程横侧向不进行控制，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 2^[8-9]所示。

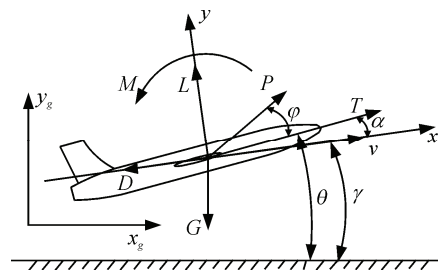


图 2 无人机发射受力模型

按航迹坐标 xoy ，取原点为质心，其动力学方程为：

$$\left. \begin{aligned} m\dot{v} / dt &= T \cos \alpha - D - mg \sin \gamma + P \cos(\phi + a) \\ m\dot{v}d\gamma / dt &= T \sin \alpha + L - mg \cos \gamma + P \sin(\phi + \alpha) \\ I_z \dot{d}^2 \theta / dt^2 &= M \\ \gamma &= \theta - \alpha \end{aligned} \right\} \quad (3)$$

式中：发动机推力为 T ，经过质心与机体轴平行，与水平轴 x_g 成 θ ；火箭推力为 P ，经过质心与机体横轴成 ϕ ；升力为 L ，垂直于飞行速度 v ，向上为正；阻力为 D ，平行于飞行速度 v ，向后为正；重力为 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：

$$\left. \begin{aligned} dy / dt &= v \sin \gamma \\ dx / dt &= v \cos \gamma \end{aligned} \right\} \quad (4)$$

式 (3)、式 (4) 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，并补充必要的气动辅助方程进行联立求解，即可对发射过程进行数值仿真计算。

3.3 仿真方案设计

由于采用货架定型产品，需要对安装角和发射角进行设计，满足助推器与无人机之间匹配，才能保证选型的合理可行。一般助推器起始推力偏低，初始航迹角较小，并且在助推中段推力大，造成无人机的负攻角过大；因此，需要仔细分析助推过程，寻找较优的安装角和发射角方法，并给出航迹角、迎角、速度、高度曲线等。

火箭助推起飞仿真状态：1) 发射俯仰角 $10^\circ \sim 16^\circ$ ，间隔 1° ；2) 助推器与无人机之间安装角 $9^\circ \sim 18^\circ$ ，间隔 1° ；3) 无人机和助推器特性不变。

仿真输出状态：给出各仿真状态的航迹角、迎角、速度、高度曲线等，时间长度 5 s。

3.4 仿真结果分析

按照方案要求对不同发射俯仰角和安装角的火箭助推起飞状态进行仿真，下面选取其中典型 9 种状态进行说明。

首先固定火箭助推器安装角 13° ，发射俯仰角分别由 10° 间隔 2° 增加到 16° ，仿真曲线如图 3 所示。从图中可以看出：随发射俯仰角增大，助推结束无人机到达高度增加，速度有所下降，在发射俯仰角小于 12° 时，火箭出轨有负的航迹角突变，说明无

人机离轨有掉高趋势，同时随发射俯仰角增大，助推过程负迎角也变大，不利与助推结束后无人机的继续爬高，因此发射俯仰角应大于 12° 。

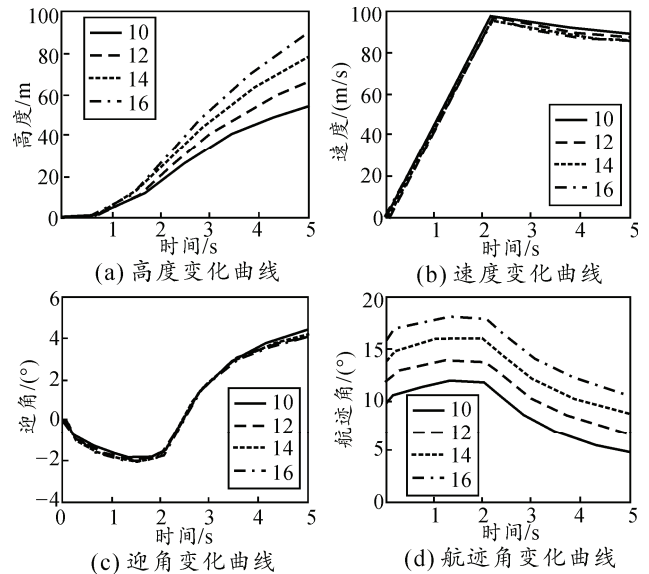


图 3 固定火箭安装角助推仿真曲线

其次固定发射俯仰角 13° ，火箭安装角分别由 10° 间隔 2° 增加到 18° ，仿真曲线如图 4 所示。从图中可以看出：随火箭安装角增大，助推结束无人机到达高度增加，速度有所下降，在安装角小于 14° 时，火箭出轨有负的航迹角，说明无人机离轨有掉高趋势，同时随助推器安装角增大，在助推结束时无人机的迎角会出现较大的负迎角，不利于助推结束后无人机的继续爬高；因此，火箭安装角应大于 14° 。综合以上分析确定无人机发射俯仰角为 13° ，火箭安装角为 15° ，即可满足该无人机火箭助推起飞的设计要求。

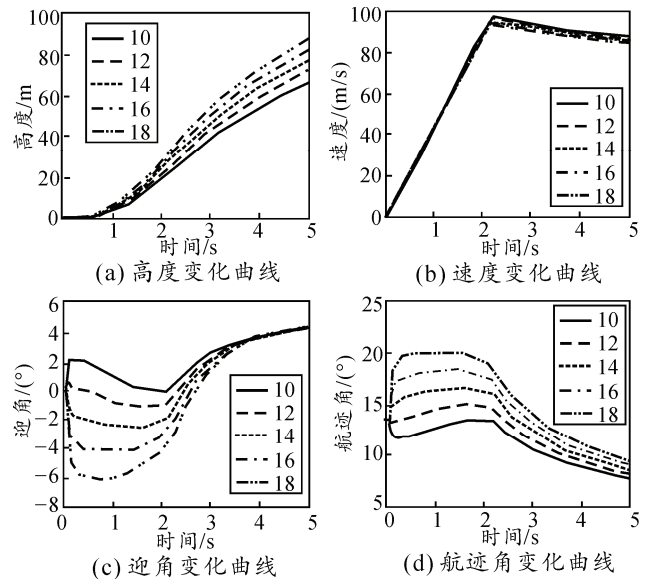


图 4 固定发射俯仰角助推仿真曲线

4 结论

笔者通过对无人机火箭发射过程进行分析, 针对设计要求, 提出了基于 COTS 的无人机火箭助推系统设计思路, 立足现有火箭助推器定型产品, 进行初步估算, 完成了火箭助推器的选型, 在此基础上进行火箭助推发射建模、方案设计、仿真分析。仿真结果表明: 采用估算完成火箭助推器选型, 通过仿真确立最优发射角和安装角的火箭助推起飞设计, 可实现该型无人机的稳定安全发射; 但该方法未考虑温度对发射系统的影响, 在实际使用中应根据环境对上述发射参数进行调整, 以实现系统的最优发射起飞。同样, 该方法对其他同类无人机火箭助推起飞系统的设计也有很好的工程借鉴经验。

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, *****

(上接第 30 页)

在木工机械的雕刻应用中, 对于较为复杂的图案, 均采用小线段进行轮廓逼近, 最小的线段长度只有约 0.1 mm, 甚至更小。在线段连接处会出现拐角, 加工速度的方向会出现变化, 从而引起运动轴速度的突变。如果高速通过拐角, 则会因加速度突变引起床身振动, 缩短机床寿命; 如果速度降为 0 通过, 则会频繁启停, 同样会引起机床振动; 上述 2 种处理方法均会影响被加工表面的加工质量。

在算法模块中, 通过预读程序段来预算相邻段的轨迹转接关系, 根据拐角大小和各轴加速度承受情况, 采用不同的拐角处理策略, 使加工精度和加工效率均能同时得到满足, 从而整体提高加工速度。通过算法设计和轴控卡 FPGA 的支持, 可以实现无限缓冲的微直线成组控制。

5.2 三维模拟及仿真技术

1) 三维模拟显示。

通过简单的操作可以从多个角度观察三维加工结果(实为多角度的投影图形, 并不进行实体造型任意旋转模拟), 从而可以更准确、更直观地对加工结果有所了解。

2) 仿真加工。

可以对加工程序进行快速仿真加工, 可以在极短的时间内完成, 同时检查加工程序是否出错与行程范围。

1997(9): 20-23

[2] 祝小平. 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.

6 雕刻工艺

1) HMI 风格。

木工机械雕刻不同于金属切削, HMI 所关注的重点和内容与传统金属切削数控系统相差较大, 必须符合当今此行业约定俗成的习惯风格。

2) 快捷雕刻。

圆形铣底、圆形铣边、矩形铣底和矩形铣边等, 只需设置少量的几个参数, 就可完成相应工艺的雕刻过程, 即实现部分的参数化自动编程。

7 结束语

基于以太网接口的木工机械雕刻机数控系统的体系构架及设计思路, 已应用于实际产品设计开发, 其诸多特点和结构优势将受到行业关注和欢迎。

参考文献:

[1] 张尧学 王晓春 赵艳标. 计算机网络与 Internet 教程[M]. 北京: 清华大学出版社, 1999: 133-164.
 [2] 希望图书创作室. Microsoft Visual C++ 6.0 类库参考手册: 下[S]. 北京: 北京希望电脑公司, 1999: 940-1589.
 [3] 袁震. 基于消息中间件的数据同步更新方法[J]. 兵工自动化, 2013, 32(7): 93-96.
 [4] 王体洋. 全自动罗拉车系统中的同步跟随控制研究[J]. 兵工自动化, 2014, 33(8): 87-89.
 [5] 李瑾, 杨贻嘉, 荣嵘, 等. 定时同步算法[J]. 兵工自动化, 2013, 32(12): 23-27.