

DOI: 10.19344/j.cnki.issn1671-5276.2025.02.050

某型无人机助推火箭推力线偏差优化设计及安全影响分析

袁小磊, 张栋, 马少博, 邵振宇, 朱寓卿

(航天时代飞鸿技术有限公司, 北京 100094)

摘要: 火箭助推发射是一种应用广泛的无人机起飞方式, 推力线偏差是火箭助推无人机安全平稳发射的关键。针对某型中程高速固定翼无人机, 制定推力线偏差测量方法, 结合动力学仿真模型对推力线偏差进行安全影响分析, 得出推力线偏差最优设计范围。飞行试验结果表明: 该设计合理可行, 可作为无人机推力线调整定量标准, 能够保证无人机安全可靠发射。

关键词: 火箭助推; 固定翼无人机; 推力线; 安全影响

中图分类号: V212.1 **文献标志码:** B **文章编号:** 1671-5276(2025)02-0258-04

Optimal Design and Safety Impact Analysis of Thrust Line Deviation of Rocket-assisted UAV

YUAN Xiaolei, ZHANG Dong, MA Shaobo, SHAO Zhenyu, ZHU Yuqing

(Aerospace Times Feihong Technology Company Limited, Beijing 100094, China)

Abstract: Rocket-assisted launch is a widely used method for UAV take-off, and thrust line deviation is the key to the safe and stable launch of rocket-assisted UAV. This paper formulates a measurement method for thrust line deviation for a certain medium-range high-speed fixed-wing UAV, and analyzes the safety impact of thrust line deviation combined with a dynamic simulation model, obtaining the optimal design range of thrust line deviation. The flight test results show that the design is reasonable and feasible, and can be of quantitative standard for UAV thrust line adjustment ensuring safe and reliable UAV launch.

Keywords: rocket-assisted; fixed-wing UAV; thrust line; safety impact

0 引言

近年来,在技术进步和战争需求的双重影响下,中远程、高速无人机因可执行战场侦察监视、目标精确打击、电子对抗和通信中继等多种任务而得到突飞猛进的发展,其起飞方式也更加灵活和多样,主要有火箭助推起飞、轨道弹射起飞、地面滑跑起飞、垂直起飞等^[1]。其中火箭助推起飞方式占用场地空间小,部署时间短,使用方便。借助火箭助推器短时间内的大推力可以实现无人机的快速起飞,使无人机摆脱了对跑道的依赖而在中小型无人机中得到广泛应用^[2]。

但是火箭助推在发射安全问题上还存在很大挑战。统计表明:无人机重大安全事故大多发生在发射起飞阶段。因为在起飞阶段,飞行高度低、飞行速度相对较小、气动力较小,从而控制效率较低。一旦发生事故,往往来不及开伞回收,会造成无人机坠毁^[3]。影响无人机发射安全的因素较多,主要有:助推火箭推力线偏差、推力座变形、发动机转矩、风载荷等因素,而在结构设计合理的前

提下,推力线偏差是影响无人机能否安全起飞的主要因素^[4]。

1 火箭助推段受力分析

根据 GJB 2018A—2006《无人机发射系统通用要求》的规定,助推火箭的布置,应使无人机和助推火箭的组合物在助推火箭推力、发动机推力、气动力和重力等组成的空间力系作用下保持俯仰、航向和横滚 3 个方向的力矩基本平衡。

某型无人机助推发射阶段受力模型如图 1 所示。

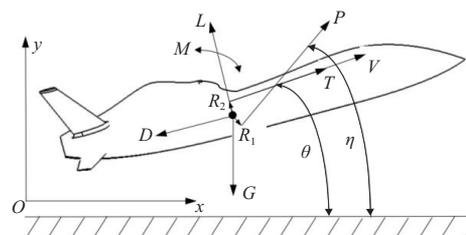


图 1 无人机助推发射受力模型

图 1 中: T 为发动机推力, 与质心附加力臂为 R_1 ; P 为火箭推力, 与质心附加

第一作者简介: 袁小磊(1990—), 男, 江苏淮安人, 高级工程师, 本科, 研究方向为飞行器设计和制造, 634067489@qq.com。

力臂为 R_1 , 与水平轴成 η 角, 作用方向即为火箭推力线; L 为升力, 垂直于飞行速度 V , 向上为正; D 为阻力, 平行于飞行速度 V , 向后为正; G 为重力, 垂直于水平轴, 向下为正; M 为俯仰力矩。

动力学方程为:

$$mdV/dt = T - D - mg\sin\theta + P\cos\eta \quad (1)$$

$$L = mg\cos\theta - P\sin\eta \quad (2)$$

$$M = PR_1 - TR_2 \quad (3)$$

运动学方程为:

$$dy/dt = V\cos\theta \quad (4)$$

$$dx/dt = V\sin\theta \quad (5)$$

由于助推火箭推力大、作用时间短, 如果火箭存在安装偏差, 火箭作用会产生一定的抬头、低头、偏航附加力矩, 影响无人机起飞阶段的安全和稳定性, 因此必须保证火箭推力线和飞机质心在一定的偏差范围内。

2 推力线偏差测量

该型无人机采用常规吊挂方式, 将无人机翻转过来, 机腹朝上, 通过吊挂装置与机体连接, 吊挂装置所用钢丝绳的方向必然通过无人机实际质心, 再根据钢丝绳的偏差进行火箭推力线调整, 以产生有利于安全发射的作用力矩, 如图 2 所示。

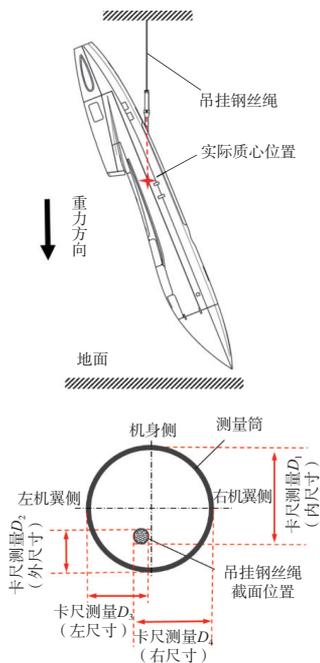


图 2 推力线偏差测量示意图

鉴于助推发射过程时间短、气动效率低, 因此忽略气动力, 认为发射过程中只有火箭推力和发动机推力产生附加力矩。该型无人机推力力矩简图如图 3 所示。

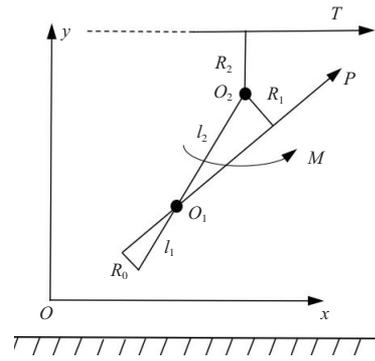


图 3 推力力矩简化示意图

由图 3 可知, 该型无人机发动机推力产生的是低头力矩, 因此需要调整助推火箭推力线, 以产生抬头力矩来保证起飞阶段安全, 无人机产生的合力矩为:

$$M = P \cdot R_1 - T \cdot R_2 \quad (6)$$

$$R_1 = \frac{l_2}{l_1} \cdot R_0 \quad (7)$$

式中: M 为无人机发射附加合力矩; P 为助推火箭推力; T 为发动机推力; R_0 为吊挂钢丝绳前后偏差; R_1 为助推火箭推力作用力臂; R_2 为发动机推力作用力臂; l_1 为吊挂钢绳测点与转轴距离; l_2 为无人机质心与吊挂转轴距离。

本文通过对推力线偏差进行调整以产生有利于飞行安全的附加力矩, 并结合动力学仿真对推力线偏差进行安全影响分析, 给出了推力线最优设计范围, 并结合飞行试验验证了该型火箭助推无人机推力线的优化设计合理可行, 能够保证无人机安全可靠地发射。

3 动力学仿真模型建立

该型无人机采用固体火箭发动机助推零长发射起飞方式, 在助推火箭和发动机推力的作用下发射, 助推火箭在很短的时间内向无人机提供大量的机械能, 使其在火箭脱落前达到无人机安全飞行的高度和速度并保持良好的姿态, 之后由机上发动机完成飞行任务。通过搭建 6 自由度飞行动力学模型分析火箭助推段无人机姿态、空速、高度等变化规律。

动力学模型在美系坐标系下建立, 转动与平动动力学方程均在体轴系下建立, 重力模型采用 Simulink 自带的 WGS84 Gravity Model, 大气模型采用 COESA Atmosphere Model, 忽略涡扇发动机转子效应, 舵机模型采用 1 阶惯性环节等效表示, 无人机 6 自由度模型结构图如图 4 所示。飞控计

算机输出控制信号,通过操纵面作用到无人机对象上,无人机机体各部分及操纵面偏转所产生的3轴气动力(阻力、升力及侧力)和3轴气动力矩(滚转力矩、俯仰力矩及偏航力矩)相互叠加,以改变或维持无人机的飞行状态,并通过传感器反馈给控制系统。

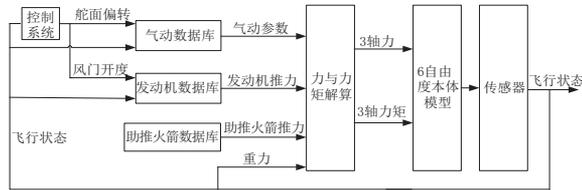


图4 无人机6自由度模型结构图

在上述无人机本体模型的基础上,增加控制系统仿真,仿真环境如图5所示。

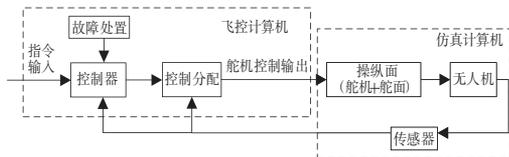


图5 仿真结构示意图

图5中,飞控计算机为与飞行状态一致的实物,仿真计算机为NI PXI-1042 仿真机箱。运行无人机6自由度非线性模型,两台计算机之间通过串口连接通信,飞控计算机根据仿真计算机给出的传感器信息和控制输入指令解算出舵机偏转及发动机开度变化;仿真计算机接受飞控计算机给出的舵机控制及发动机控制指令,解算出当前的飞行状态并输出反馈至飞控计算机。

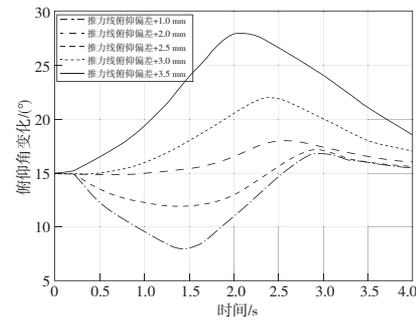
4 仿真结果分析

已知该型无人机质量1 000 kg,助推火箭平均推力55 000 N,工作时间3 s,发动机推力2 500 N,根据推力线相对无人机质心前后、左右不同偏差情况,按照式(6)、式(7)计算得出无人机附加合力矩相对质心偏差,如表1所示。

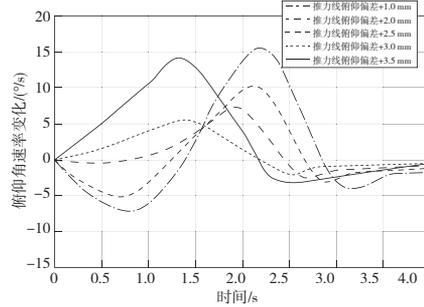
表1 推力线不同偏差 单位:mm

序号	前后 (俯仰)	左右 (滚转)	合力矩相对重心偏差 (前后,左右)
1	+1.0	+0.2	-1.65, +0.86
2	+2.0	+0.5	+2.47, +2.16
3	+2.5	+0.8	+4.85, +3.46
4	+3.0	+1.0	+7.38, +4.33
5	+3.5	+1.2	+10.45, +5.20

根据表1不同工况,对无人机进行动力学仿真分析,得出无人机的俯仰角、俯仰角速率、滚转角、滚转角速率变化情况,如图6、图7所示。

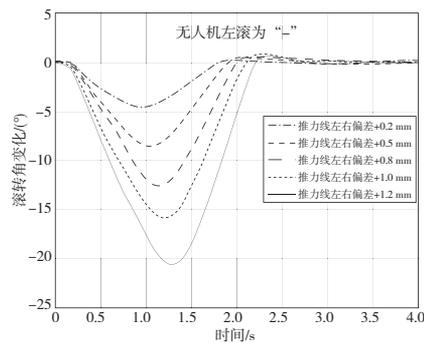


(a) 俯仰角

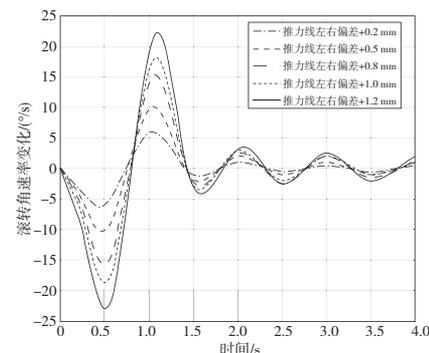


(b) 俯仰角速率

图6 俯仰角及俯仰角速率变化



(a) 滚转角



(b) 滚转角速率

图7 滚转角及滚转角速率变化

通过仿真结果分析可知,助推火箭推力线偏差对发射后无人机的横航向姿态影响较大,当推力线前后偏差在+2.5~+3.0 mm之间、左右偏差在±0.5 mm以内时,无人机的俯仰角及滚转角变

化较小,稳定性比较好。由以上分析得出,助推火箭推力线左右和前后偏差最优设计范围为±0.5 mm和+2.5~+3.0 mm。

5 飞行试验

根据助推火箭推力线最优偏差设计范围,对无人机的推力线进行调整,调整后的推力线偏差如表 2 所示。

飞行架次	前后	左右
1	+2.69	+0.20
2	+2.59	+0.30
3	+2.65	+0.15

根据表 2 推力线实际偏差,对该型无人机进行 3 个架次的飞行试验验证,无人机助推发射阶段的实际俯仰角、滚转角、垂向速度、飞行高度的变化如图 8—图 11 所示。

通过实际飞行数据可知,将助推火箭推力线左右和前后偏差控制在±0.5 mm 和+2.5~+3.0 mm 之间时,无人机助推发射阶段的横向姿态稳定,助推结束后飞行高度和速度均满足飞行要求。该推力线最优设计范围可作为无人机实际助推发射安全定量标准,按该定量标准对无人机进行推力线调整,能够保证无人机安全可靠地发射。

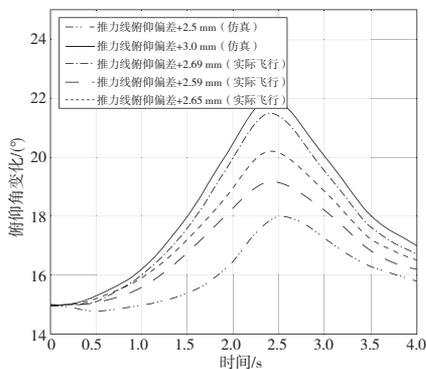


图 8 俯仰角变化

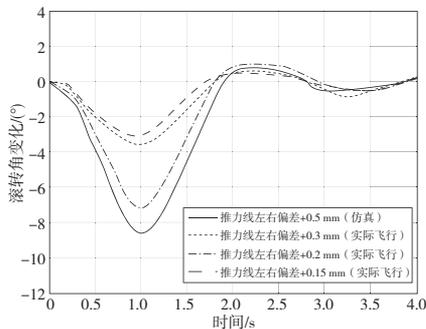


图 9 滚转角变化

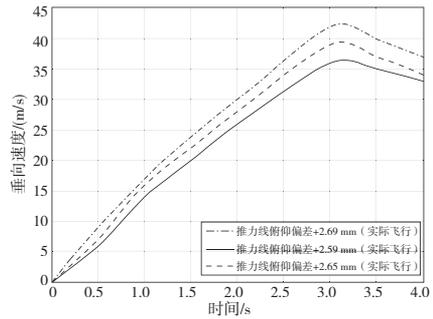


图 10 助推阶段垂向速度变化

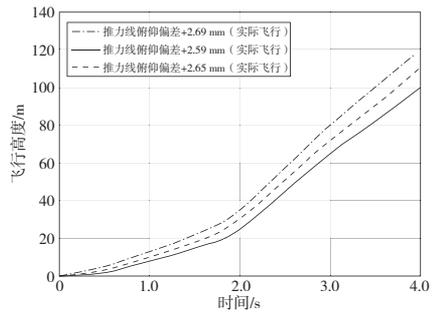


图 11 助推阶段飞行高度变化

6 结语

本文使用吊挂法对无人机助推火箭的推力线进行了精确测量,并采用动力学仿真对无人机助推发射阶段进行了安全影响分析,研究了助推火箭推力线偏差对无人机发射安全的影响:

- 1)给出了助推火箭推力线左右、前后偏差最优设计范围,为保障无人机发射起飞安全建立了定量标准,并通过飞行试验得到了进一步的验证;
- 2)研究表明只要保证助推火箭推力线偏差在最优设计范围之内,就能保证无人机的安全可靠发射。

此研究结果有较强的实际应用价值,对采用火箭助推发射方式起飞的无人机具有很好的借鉴意义。

参考文献:

- [1] 鲍传美,刘长亮,孙焯,等. 无人机发射技术及其发展[J]. 飞航导弹,2012(2):56-60.
- [2] 田新锋,郑成军. 某无人机火箭助推起飞参数计算[J]. 兵工自动化,2013,32(5):25-27.
- [3] 刘付平,郑耀,谢芳芳,等. 助推火箭安装偏差对小型无人机发射安全的影响[J]. 哈尔滨工程大学学报,2018,39(8):1343-1348.
- [4] 周洲,祝小平. 影响螺旋桨式无人机安全发射的诸因素[J]. 飞行力学,2000,18(3):18-21.

收稿日期:2023-07-18