

DOI:10.16356/j.1005-2615.2015.06.011

折叠翼无人机火箭助推发射过程影响因素分析与仿真

夏曼¹ 浦黄忠² 甄子洋¹ 郭小良¹

(1. 南京航空航天大学自动化学院, 南京, 210016; 2. 南京航空航天大学无人机研究院, 南京, 210016)

摘要:为深入分析无人机火箭助推发射过程,针对双发火箭在无人机机体上安装位置误差引起的额外力矩和无人机机翼展开时间对无人机飞行存在较大影响这一问题,本文建立无人机非线性模型和控制系统。采用变量法简单明确地进行分析,确定了安装位置误差的边界值和合适的机翼展开时间段。仿真结果表明,得到的边界值和展开时间段满足实际飞行要求。

关键词:无人机;火箭助推发射;折叠机翼

中图分类号:V249.1

文献标志码:A

文章编号:1005-2615(2015)06-0862-07

Analysis and Simulation for Influence Factors of Rocket Booster Launching of Folding-Wing UAV

Xia Man¹, Pu Huangzhong², Zhen Ziyang¹, Guo Xiaoliang²

(1. College of Automation Engineering, Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Nanjing, 210016, China;

2. Research Institute of Unmanned Aircraft, Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Nanjing, 210016, China)

Abstract: To analyze the process of rocket booster launching of unmanned aerial vehicle (UAV), an UAV nonlinear mathematical model and the flight control system are established aiming at the big flight influences of the additional moment acting on the body caused by the installation position error of two rockets and the time of spreading wings. The boundary value of installation position error and the appropriate spreading time are determined by using the variably method. The simulation results show that the obtained boundary value and the time meet the requirements of actual flight.

Key words: unmanned aerial vehicle (UAV); rocket booster launching; folding wing

无人机火箭助推发射是无人机飞行中虽然短暂却十分重要的一个过程,其重要性主要体现在无人机在发射阶段的姿态、高度、空速控制效果的好坏,直接影响无人机后续飞行阶段的飞行性能,各国对无人机的起飞发射也做了大量研究和尝试^[1]。

无人机的发射过程有很多种方式,例如,弹射起飞、滑跑起飞、垂直起飞、以及火箭助推等^[2]。其中火箭助推发射是一种常用且实用的发射方式。它可以在很短的时间内使得飞机获得指定动能,并且飞行到预定的高度;火箭助推不受地形的限制^[3-4],本文就采用这种方式。虽然起飞着陆的时

间只占整个飞行任务的 2%~3%,但无人机火箭助推过程却是飞行事故多发期^[5],具体表现为,在火箭助推器作用时间内,无人机空速与姿态角变化剧烈^[6];并且发射过程中各种影响参数都十分敏感,这大大增加了研究的难度。因此,深入研究无人机火箭助推发射过程具有深刻意义。

影响火箭发射因素有很多,如火箭的安装位置、推力的大小、发动机产生的扭矩、外界风的干扰等因素。本文首先研究火箭安装位置因素,火箭安装位置的偏差直接导致作用在无人机上的附加力矩,对无人机产生直接影响;由于本无人机采用箱

体发射,无人机的机翼在发射过程中快速展开,过程十分短暂,所以重点研究机翼展开时间点的选择。

有关无人机火箭助推发射过程已有大量研究成果,如文献[7,8]从理论上提供了发射过程的一些设计原则和选择依据;文献[9]定量分析了无人机发射风险边界。但对于无人机安装位置误差因素和折叠机翼无人机机翼展开时间因素并没有具体的研究成果。基于此,本文采用简单的变量处理方法分析,相对没有复杂的计算过程,研究当无人机采用双发助推火箭安装位置和机翼展开时间点选择等影响因素的风险边界,这在实际试飞的过程中有一定的参考价值和指导意义。

1 无人机的数学模型

本文首先建立无人机的数学模型。数学模型的建立依赖无人机本身的12个状态方程^[10]和无人机各模块力学模型:无人机气动力和气动力矩模块、发动机推力和力矩模块^[11]、火箭推力模块等。

按照常规的飞行器进行分析,无人机自身的气动力和力矩分别是阻力,侧力,升力以及滚转力矩,俯仰力矩和偏航力矩。这些常规的气动力和气动力矩计算公式可以在文献[10]中查到。

在火箭助推发射阶段,螺旋桨发动机产生推力和反扭矩,其中螺旋桨反扭矩的数学模型可以参考文献[12];发动机推力的模型和油门开度有关系,数学模型表示为

$$F = C_u g U \quad (1)$$

式中: C_u 为发动机推力的参数,它和无人机飞行的高度、速度有关,从风洞试验数据中得到; g 为重力加速度; U 为油门开度。其中油门开度 U 又和螺旋桨的离合时间有关,数学模型表示为

$$\begin{cases} U = 0 & t \leq t_1 \\ U = 0.7t/(t_2 - t_1) + [0.3 - 0.7t_1/(t_2 - t_1)] & t_1 < t < t_2 \\ U = 1 & t \geq t_2 \end{cases} \quad (2)$$

式中: t 为无人机仿真运行时间; t_1 为螺旋桨离合开始时间; t_2 为螺旋桨离合到最大的时间。

本无人机采用双发火箭助推,两只火箭对称安装在两机翼下方,火箭推力线沿着机体的 x 轴,火箭安装位置如图1所示。

理想情况下,两只火箭同时发射,火箭推力沿 x 轴,只产生沿 x 轴的推力 P ,并且由于火箭安装位置对称,产生的力矩相互抵消,不对无人机产生力矩影响。

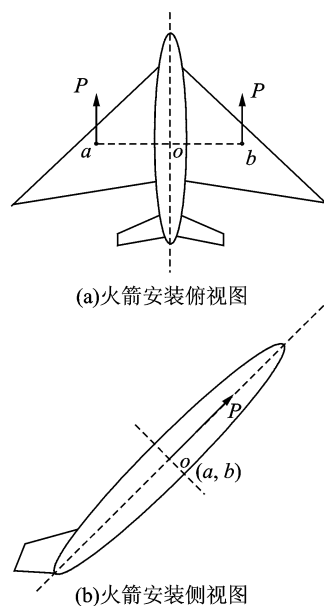


图1 无人机火箭安装图

Fig.1 Installation diagram of UAV rocket

本课题中的无人机采用箱体发射,无人机经历了机翼展开前,机翼展开后以及机翼展开时3种模态。其中机翼展开时的模型此前已做过相关分析与论证,在此基础上本文应用之前的分析结果,对模型展开时模态不做重点研究,因此建模过程主要考虑机翼展开前和展开后模型的建立。在火箭点火发射初期,无人机机翼尚未展开,此时将无人机作为一个质点进行分析;当机翼展开后,将无人机作为一个常规的飞行器进行研究。

在质点阶段,无人机受到的外力有重力 G 、发动机推力 T 、火箭推力 P 。在这些外力的作用下,采用牛顿运动学定律和第二定律,分析无人机的飞行情况。

$$\mathbf{F} = \mathbf{T} + \mathbf{P} + \mathbf{G} \quad (3)$$

$$\begin{cases} v_x = (T + P)t \cos\theta \cos\psi / m + v \cos\theta \cos\psi \\ v_y = (T + P)t \cos\theta \sin\psi / m + v \cos\theta \sin\psi \\ v_z = [(T + P) \sin\theta - G]t / m + v \sin\theta \end{cases} \quad (4)$$

因此

$$v = \sqrt{v_x^2 + v_y^2 + v_z^2} \quad (5)$$

$$\begin{cases} x = x_0 + v_x t \\ y = y_0 + v_y t \\ h = h_0 + v_z t \end{cases} \quad (6)$$

式中: v 为无人机的空速; v_x, v_y, v_z 分别为机体坐标轴上的3个分速度; x_0, y_0, h_0 分别为前一个时刻的位移量; t 为仿真时间。

当机翼展开后,机体的数学模型即为六自由度非线性模型,采用12个微分方程作为它的数学模型^[10]。

2 控制系统设计

无人机的控制系统是无人机最重要的一部分^[12]。根据机翼是否打开,无人机控制系统设计进行分段控制。在机翼未展开时,无人机采用程序控制方法,使无人机按照预定的姿态指令进行发射。机翼展开前,重点设定无人机的初始俯仰角和迎角,在质点控制阶段,所有无人机机体的状态量都为零;当机翼展开后,将展开时刻的飞行空速和位置量作为此时无人机的初始状态,然后将控制器接入无人机系统中,对无人机的姿态进行控制。

控制器设计方法多种多样,如自适应控制、鲁棒控制^[13]和智能控制等,每一种控制方法都有自己的适用范围和特性,性能不同,参数设置不同。本文分析发射过程影响因素建立在采用PID控制方法设计控制器的基础上。PID控制器从结构上主要分为姿态环和航迹环。姿态内环回路是无人机控制系统最重要的一部分^[14],包含阻尼回路和角速度反馈回路用于增加飞机的静稳定性,航迹外环主要用于控制纵向高度和横侧向运动,纵向高度控制是无人机的核心技术^[15-16],横侧向的运动用于航路飞行。

火箭发射阶段纵向飞行控制为研究重点,以纵向控制器设计为例,纵向姿态控制器用于控制无人机的俯仰角。首先将俯仰角速率反馈到系统输入端,用以增加系统阻尼;然后将俯仰角也反馈到输入端,采用比例控制。比例控制不仅可以影响系统的稳态性能,对系统的动态性能也有一定的影响。控制律为

$$\delta_e = k_\theta(\theta - \theta_g) + k_q q \quad (7)$$

外环高度控制也采用PID控制,引入高度微分信号可以避免输出产生震荡;增加高度的积分项,可以使无人机消除高度状态的稳态误差,控制律为

$$\delta_e = k_{Dh}\dot{h} + k_{Ph}(h - h_g) + k_{Ih} \int (h - h_g) dt + k_\theta(\theta - \theta_g) + k_q q \quad (8)$$

仿真结果如图2所示,无人机纵向状态最终可以趋于一个稳态值。

横侧向控制器和纵向控制器设计原理类似。姿态内环控制律为

$$\delta_a = k_\phi(\phi - \phi_g) + k_p p \quad (9)$$

$$\delta_r = k_\psi(\psi - \psi_g) + k_r r \quad (10)$$

航迹外环控制律为

$$\delta_a = k_\phi(\phi - \phi_g) + k_p p$$

$$\phi_g = k_y(y - y_g) + k_\psi(\psi - \psi_g) \quad (11)$$

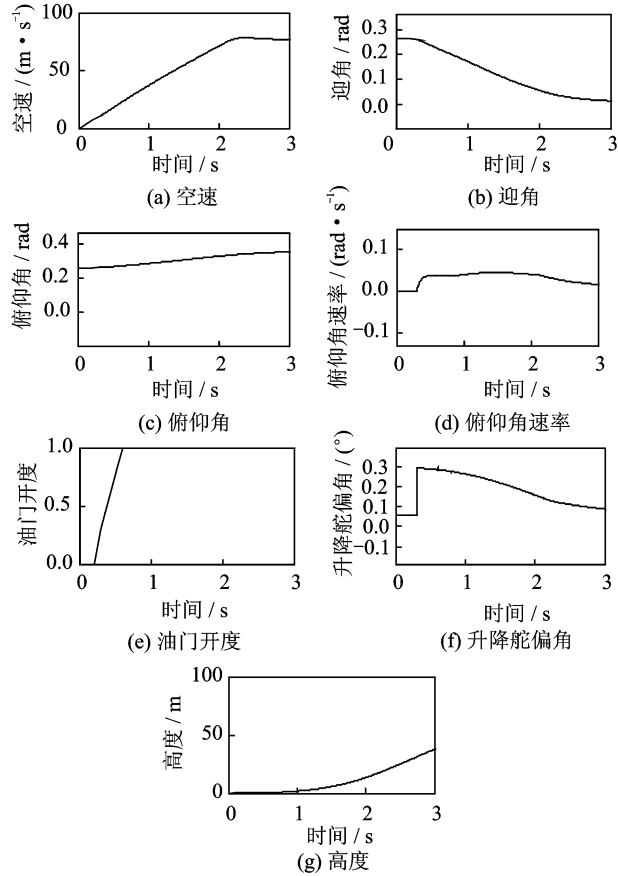


图2 无人机纵向飞行仿真图

Fig. 2 Simulation diagrams of UAV longitudinal flight

式中: $\phi, \theta, \psi, p, q, r, h, y$ 分别为滚转角,俯仰角,偏航角,及其3个角的角速率,高度和侧偏; k_* ($*$ 代表以上状态)表示各个状态量的参数。

3 影响因素分析与仿真

火箭助推阶段时间短暂,但是在起飞的初期,无人机的姿态,空速,高度在大外力下产生明显变化,对火箭发射的各种参数都十分敏感,因此研究发射因素,对发射过程的安全性能具有重要意义^[12]。本文选取两个方面的影响因素:双发火箭在机翼的安装位置引起的力矩影响和机翼展开时间点的选择对飞行性能的影响。由安装位置误差会引起作用在无人机上的额外力矩,力矩作用在无人机上对飞行轨迹造成直接影响;本机采取箱体发射,机翼在发射过程中展开,因此选择合适的展开时间对无人机飞行性能有很大的影响。

3.1 火箭安装造成的力和力矩的影响

理想情况下,两支火箭对称安装、同步发射,推力对无人机产生的力矩相互抵消,但是在实际工程中,火箭安装时会因各种原因造成安装的不对称。分析火箭安装位置误差对无人机发射的影响,本质

上就是分析由于安装误差引起的附加力矩对无人机的影响。采用单一变量法分析火箭安装位置误差对无人机发射阶段的影响是在采用 PID 控制方法并且调节好参数的基础上进行的。实际飞行中,给定安装位置的误差范围减小或增大,可以通过调节控制参数实现;同时,更改 PID 控制参数也会改变无人机飞行性能,影响火箭安装位置误差范围。

本文研究火箭在机体坐标系 xoy 平面和 xoz 平面中安装偏差引起的附加力矩对发射阶段的影响。选取 3 种情况,直接分析这 3 种安装误差造成的附加力矩,将附加力矩作用在无人机上,按照逐次加一的方式增加附加力矩进行仿真直到得到附加力矩的边界值。

(1) 双发火箭位于 xoy 平面上,双发火箭由于对 x 轴距离的安装偏差 $|oa - ob|$ ($oa \neq ob$) 产生相对于 z 轴的偏航力矩差 dN ,如图 3 所示。

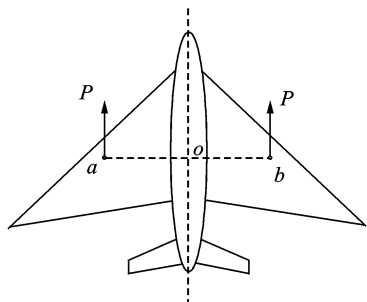


图 3 相对 x 轴安装位置偏差

Fig. 3 Installation location deviation relative to x axis

图中 o 为飞机的重心, a, b 分别是两个火箭安装的位置点, P 为双发火箭的推力。此时考虑当 $oa \neq ob$ 时,两支火箭会产生绕 z 轴旋转的偏航力矩差 dN 。

以理想情况为基准,在 $dL=0, dM=0$ 的条件下,逐渐增大 dN 的大小,分析发射阶段飞行的状态,以便找到 dN 的临界值(单位: $N \cdot m$)。运行无人机的仿真程序,以间隔为 $1 N \cdot m$ 的形式逐渐增加偏航力矩差 dN ,直到 dN 增加到 207 时,系统仍然可以稳定运行,如图 4 所示。

继续增加偏航力矩的偏差量,运行仿真程序无人机状态会发散。由此可知当 $0 \leq dN < 207$ 时,无人机发射过程的状态都可以得到很好的控制;当 $dN \geq 207$ 时,无人机的状态量,控制量处于发散状态,因此可以得出,当双发火箭都位于 xoy 平面上,双发火箭由于对 y 轴距离的安装偏差产生相对于 z 轴的偏航力矩差 dN 的临界值为 207。根据本课题中,火箭的推力大小为 $P=2\ 950$,根据公

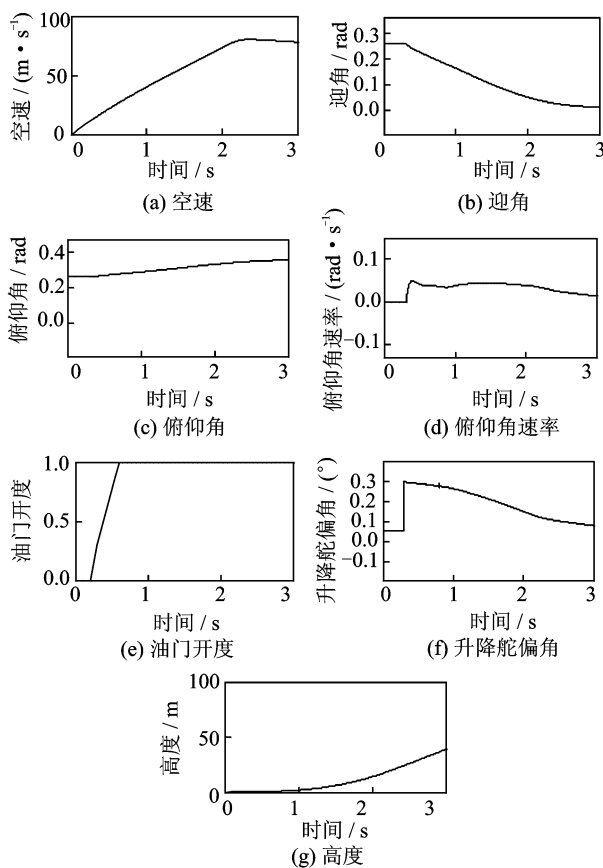


图 4 $dN=207$ 飞行状态图

Fig. 4 Flight state diagrams with $dN=207$

式, $dN = P|oa - ob| = Pdl$, 得出火箭在 xoy 平面的安装误差为

$$0 \leq dl < 0.070 \tag{12}$$

(2) 双发火箭位于 xoy 平面上,此时 $oa = ob$, 有一支火箭偏离 y 轴,如图 5 所示, $cb \neq 0$, 便会产生相对于 y 轴的俯仰力矩偏差 dM 。类似地采用单一变量法,以间隔为 $1 N \cdot m$ 的形式逐渐增加 dM 的值,在 $dL=0, dN=0$ 的先决条件下进行研究。

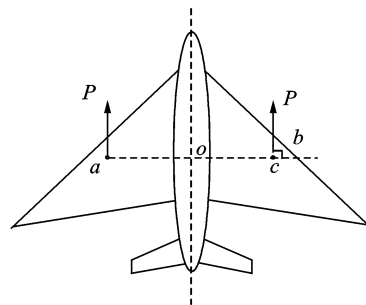


图 5 相对 y 轴安装位置偏差

Fig. 5 Installation location deviation relative to y axis

从 0 开始,间隔为 $1 N \cdot m$ 地逐渐增加俯仰力

矩偏差,直到力矩 $dM=70$ 时,无人机依旧可以安全地完成助推阶段,飞行状态如图6所示。

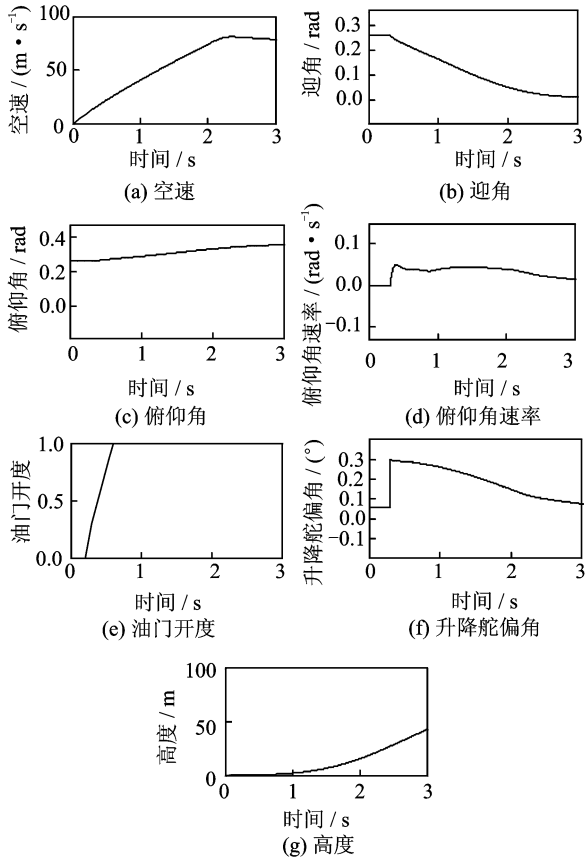


图6 $dM=70$ 飞行状态图

Fig. 6 Flight state diagrams with $dM=70$

此时如果继续增大 dM ,无人机的状态就会发散。因此,可以得到当 $0 \leq dM \leq 70$ 时,无人机的飞行状态可以保持,当 $dM > 70$ 之后,运行无人机的仿真程序出现状态量发散。由此得到俯仰力矩偏差 dM 的临界值为 70,安装位置偏差 cb 的临界值为 0.024 m。

(3) 双发火箭中的一支火箭推力的投影在 xoy 平面上,另一支火箭推力的投影偏离 xoy 平面 l 距离,如图7所示,此时会产生相对于 y 轴的俯仰力矩偏差 dM ,此种情况和上一种情况产生的结果类似。

根据上述3种情况的仿真分析可以得到结论,无人机在设计好控制器的基础上,对由于火箭安装位置引起的偏航力矩差 dN 为 $0 \sim 207 \text{ N} \cdot \text{m}$,可以允许沿 y 轴的位置偏差约为 7 cm;俯仰力矩偏差 dM 的临界值为 $70 \text{ N} \cdot \text{m}$,安装位置偏差 cb 的临界值约为 0.024 m。可以看出此控制器的设计允许在火箭安装存在较大的误差时,也可以保证无人机助推发射的安全。火箭在 y 轴的安装位置正偏

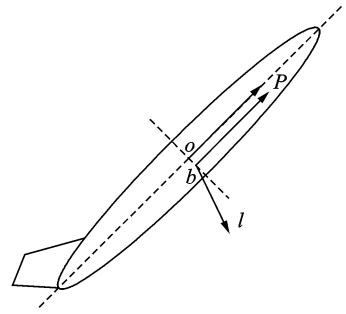


图7 双发火箭安装侧视图

Fig. 7 Side view of double-rocket installation

时,升降舵调节量变小,比拉偏前要好,这是因为无人机在发射阶段本身受到螺旋桨反扭矩的影响,而在 y 轴的安装偏差产生的附件力矩抵消了一部分反扭矩,反而增强了无人机的稳定性。

3.2 机翼展开时间

本无人机采用箱体发射,因此机翼展开时间的研究是本文的一大特色,也是影响无人机在发射阶段飞行性能的一个重要因素。文中无人机火箭助推阶段的发射过程为无人机在开始发射时,点燃火箭,火箭推力的作用时间为 $0 \sim 2.4 \text{ s}$,单发火箭推力大小为 2950 N ,火箭推力简化如图8所示。发动机的螺旋桨在机翼展开之后开始离合,并且按照式(2)螺旋桨逐渐离合到最大,发动机的推力也逐渐增加到最大,因此发动机推力是在无人机机翼展开后,与火箭推力同时作用在无人机上,本文在此基础上主要讨论机翼展开时间与火箭助推之间的影响。机翼在火箭发射之后展开,根据无人机有无机翼的两种状态可将无人机分成质点和刚体两个状态进行研究。因为有无机翼决定了对无人机研究方法的不同选择,无人机受力的不同,因此这是一个很重要的研究因素。并且因展开时间短暂,因此重点研究机翼展开时间点选择问题。以火箭脱落时间为基准,选择两种主要的情况进行研究:机翼火箭脱落前展开;机翼在火箭脱落后展开。在以上两种情况中一共选取3个不同的时间点进行仿真,仿真结果如图9所示。

从图9的仿真可以得到以下结果:

(1) 机翼在火箭发射前展开,即 $t=0.1 \sim 2.4 \text{ s}$ 中打开机翼,仿真选取 0.3 和 1.9 s 两个时间点。通过比较,机翼的展开时间在 0.3 s 时,控制器已经接入无人机系统中,在 2.4 s 火箭脱落后无人机的空速可以达到最大值,然后在控制器的作用下向稳态值趋近,过渡时间短。当 1.9 s 作为机翼打开的时间点进行仿真时,因为无人机的火箭助推

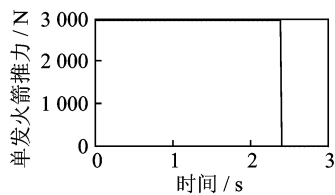


图 8 单发火箭推力图

Fig. 8 Installation diagram of single-shot rockets

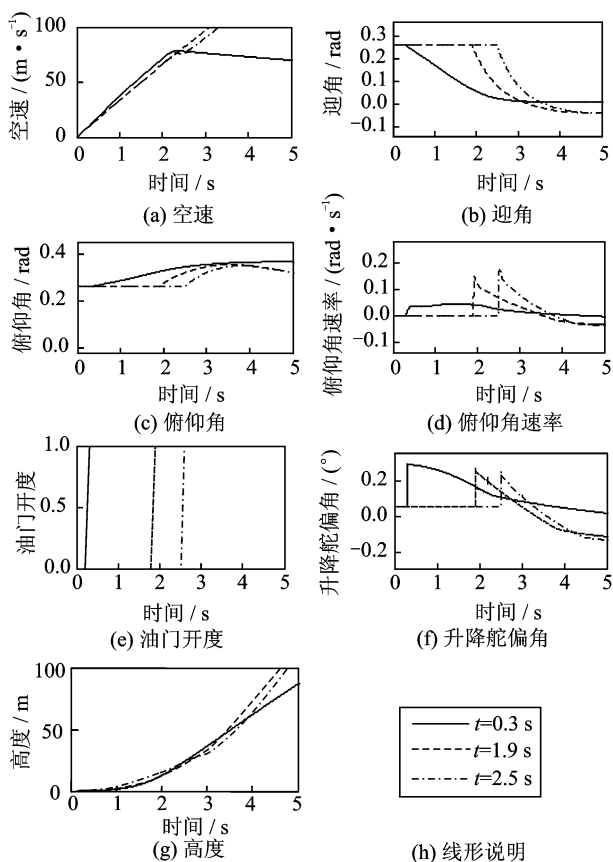


图 9 机翼在不同时间展开仿真图

Fig. 9 Simulation diagrams of wing-spreading in different time

作用时间长,控制器接入无人机系统时间短,在火箭脱落后,无人机仍具有一个大的加速度,控制空速响应会出现一段很长的过渡时间,这对控制效果不利,需要控制器有很高的性能要求。

(2) 机翼展开时间是在火箭脱落时刻或者火箭脱落后进行的即 $t \geq 2.4$ s。取 $t = 2.5$ s 为展开时间运行程序,此时火箭已经脱落。从图 9(a) 中可以看出,在 2.5 s 展开机翼,会使无人机的空速在 2.4~2.5 s 之间下降,而且随着机翼展开时间的后移,空速会持续下降,这是因为 2.4 s 火箭推力消失,而无人机机翼展开还没有打开,无人机未接入控制器,此时机体属于无控制状态,这在实际

过程中很容易造成飞行事故,因此为了保证飞行安全,要尽量避免减少出现无人机无控制状态,因此无人机机翼展开时间至少在火箭脱落之前。

综上,当无人机在开始发射时,点燃火箭,火箭推力的作用时间为 0~2.4 s,发动机的螺旋桨在机翼展开后开始离合,在此条件下,分析火箭推力作用过程中机翼展开的时间点选择。随着无人机机翼展开时间的增加,会使无人机的控制器延迟接入无人机飞行系统中,使无人机空速状态量的控制效果大大降低,并且如果机翼在火箭脱落后才展开,会造成空速在没有控制器接入状态下下降,如果不可控时间越长则会使控制状态量失控,因此,无人机机翼展开时间应该越早越好。根据仿真分析,机翼展开至少在火箭脱落 2.4 s 之前,并且展开时间越早,控制器越早接入无人机系统,对控制性能越好。

4 结束语

本文在建立和设计无人机火箭助推发射过程的数学模型和控制系统的基础上,采用单一变量法简单明了地研究了发射过程中双发火箭在无人机机体上的安装位置和机翼展开时间对发射过程的影响。研究结果得出火箭安装位置在 xoy 平面上沿着 y 轴的安装误差边界值为 0.07 m,沿着 x 轴的安装误差边界值为 0.024 m,在 xoz 平面安装偏差沿着 z 轴的边界值为 0.024 m;机翼在不同时刻展开会大大影响无人机对空速的控制,因此一般机翼展开时间越早越好,临界时间为 2.4 s。通过仿真确定双发火箭的安装位置误差边界值和机翼展开合适时间段可以在无人机总体设计和试飞时提供一个参考值,这在工程实践上具有现实意义。

参考文献:

[1] Cason R K. An analysis of the vertical takeoff and landing unmanned aerial vehicle (VTUAV) in small unit urban operations[R]. ADA427297,2004.

[2] 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.

Bao Chuanmei, Liu Changliang, Sun Ye, et al. Launching technology of UAV and its development [J]. Aerodynamic Missile Journal, 2012(2):56-60.

[3] Moffitt B A, Bradley T H, Parekh D E, et al. Design and performance validation of a fuel cell unmanned aerial vehicle[R]. AIAA 2006-823,2006.

[4] Geisler R L, Moore T L, Rohrbaugh E M. Unlocking the mystery of the D-21B solid rocket boosted

- air-launched mach-3 UAV[R]. AIAA 2007-5761, 2007.
- [5] 宁东方,章卫国,田娜. 无人机自动起飞系统建模和控制律设计研究[J]. 计算机测量与控制, 2008, 16(1):66-70.
Ning Dongfang, Zhang Weiguo, Tian Na. Research on modeling and control law design of auto take-off of UAV[J]. Computer Measurement & Control, 2008, 16(1):66-70.
- [6] 蔡云鹏,闫建国,王亮. 无人机发射过程建模与控制方法研究[J]. 飞行力学, 2010, 28(1):80-83.
Cai Yunpeng, Yan Jianguo, Wang Liang. Study of control law and modelling on unmanned air vehicle launchng process[J]. Flight Dynamics, 2010, 28(1): 80-83.
- [7] 陈怿,赵涛,王建培. 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.
Chen Ping, Zhao Tao, Wang Jianpei. Simulation of unmanned air vehicle launching process and its sensitivity analysis[J]. Flight Dynamics, 2002, 20(1): 21-24.
- [8] 裴锦华,吴泊宁. 大型无人机双发火箭助推发射技术的研究[J]. 南京航空航天大学学报, 1999, 31(3): 342-345.
Pei Jinhua, Wu Poning. Research on launching technology for heavy pilotless aircraft with double booster rockets[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautice, 1999, 31(3):342-345.
- [9] 田新锋,薛鹏,李红泉. 某无人机火箭助推发射研究[J]. 宇航计测技术, 2012, 32(2):30-32.
Tian Xinfeng, Xue Peng, Li Hongquan. Research on rocket-propelled launch of UAV[J]. Journal of Astronautic Metrology and Measurement, 2012, 32(2): 30-32.
- [10] 吴森堂,费玉华. 飞行控制系统[M]. 北京:北京航空航天大学出版社, 2005.
Wu Sentang, Fei Yuhua. Flight control system [M]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics Publisher, 2005.
- [11] 浦黄忠,甄子洋,夏曼,等. 螺旋桨无人机双发火箭助推发射过程控制[J]. 南京理工大学学报, 2015, 39(2):155-166.
Pu Huangzhong, Zhen Ziyang, Xia Man, et al. Propeller UAV rocket-propelled emission research[J]. Journal of Nanjing University of Science and Technology, 2015, 39(2):155-166.
- [12] Pu Huangzhong, Zhen Ziyang, Xia Man. Flight control system of unmanned aerial vehicle[J]. Transactions of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 32(1):1-7.
- [13] 常勇,卢广山,姜长生. 无人机非线性仿射飞控系统的自适应模糊 H_∞ 输出反馈控制及其应用[J]. 南京航空航天大学学报, 2013, 45(1):99-103.
Chang Yong, Lu Guangshan, Jiang Changsheng. Adaptire fuzzy H_∞ output feedback control and its application in non-affine nonlinear flight control system of UAV[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2013, 45(1):99-103.
- [14] Zhen Ziyang, Jiang Ju, Wang Xinhua, et al. Information fusion-based optimal attitude control for an alterable thrust direction unmanned aerial vehicle [J]. International Journal of Advanced Robotic Systems, 2013, 43(10):1-9.
- [15] Saripalli S, Montgomery J, Sukhatme G. Visually-guided landing of an unmanned aerial vehicle [J]. IEEE Trans on Robotics and Automation, 2003, 19(3): 371-381.
- [16] Shakernia O, Vida R, Sharp C S. Multiple view motion estimation and control for landing an unmanned aerial vehicle[C]// Proc IEEE of International Conference on Robotics and Automation. New York, USA:IEEE, 2002:2793-2798.

