

文章编号: 1674-8190(2024)06-198-11

无人机/载机近距离飞行气动稳定性及位置控制研究

胡汉东, 汪文凯, 江雄, 刘福军, 司芳芳
(北京流体动力科学研究中心, 北京 100011)

摘要: 无人机空中回收、密集编队飞行和空中加油都涉及飞行器在近距离干扰流场中的飞行稳定性和位置控制问题。针对无人机横向近距离飞行回收/放飞的应用背景, 采用干扰气动导数模型, 建立近距离干扰流场中飞行器的纵向小扰动运动方程, 根据飞行器位置稳定性要求, 提出采用单独舵面偏转模拟回复力实现无人机纵向位置稳定的方法。在此基础上, 结合典型飞行器数据, 采用状态空间分析方法, 建立代价函数, 完成俯仰舵偏和变推力最优控制设计和仿真, 初步验证了无人机纵向近距离稳定飞行控制的可行性。

关键词: 无人机/载机; 稳定性; 干扰流场; 气动特性; 位置控制

中图分类号: V279; V212.12

文献标识码: A

DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.2024.06.18

Research on aerodynamic stability and position control of unmanned aerial vehicle/carrier-aircraft at close-range-flight

HU Handong, WANG Wenkai, JIANG Xiong, LIU Fujun, SI Fangfang
(Beijing Aerohydrodynamics Research Center, Beijing 100011, China)

Abstract: Aerial recovery, dense flight and aerial refueling of unmanned aerial vehicles (UAVs) all involve flight stability and position control of the vehicle in a close-range interference flow field. In view of the background of UAV lateral recovery and release, adopting interference aerodynamic derivative model, the longitudinal small disturbance equation of motion of the vehicle in the close interference flow field is established, and the method using the rudder deflection to simulate the restoring force to achieve the longitudinal positional stability of the UAV is proposed. By using typical vehicle data, adopting the state space analysis method, the cost function is established, the optimal control design of pitch rudder deflection and variable thrust are completed, and the method of achieving the UAV longitudinal close-range-flight stability control is simulated and verified. The feasibility of close-range-flight stability is preliminarily verified.

Key words: UAV/carrier-aircraft; stability; interference flow field; aerodynamic characteristics; position control

收稿日期: 2024-06-20; 修回日期: 2024-09-25

通信作者: 胡汉东(1968-), 男, 博士, 研究员。E-mail: hhd_cll@163.com

引用格式: 胡汉东, 汪文凯, 江雄, 等. 无人机/载机近距离飞行气动稳定性及位置控制研究[J]. 航空工程进展, 2024, 15(6): 198-208.

HU Handong, WANG Wenkai, JIANG Xiong, et al. Research on aerodynamic stability and position control of unmanned aerial vehicle/carrier-aircraft at close-range-flight[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2024, 15(6): 198-208. (in Chinese)

0 引言

飞行器近距离飞行是指飞行器在彼此靠近的情况下飞行,常见的近距离飞行有三种情况^[1]:多体干扰与分离^[2-5]、飞行器密集编队飞行^[6]、飞行器空中放飞和回收^[7]。

当飞行器密集编队飞行和空中回收时,飞行器必须进入到非常靠近彼此的距离范围内,并保持较长的飞行时间,因此,需要开展飞行器在复杂干扰流场中的稳定特性和控制技术研究,确保飞行安全。

近距离飞行的稳定性要求与自由空间飞行不同,飞行器在保持姿态稳定的同时,还有很高的位置稳定性要求,即飞行器受到的外界扰动消失后,不仅要回到原有的飞行姿态,还要回到扰动前的相对位置。

绝大多数飞行器在自由空间飞行时的姿态稳定性可以通过飞行器气动设计实现^[8],但是气动设计很难满足位置稳定要求,需要采用偏转舵面进行反馈控制,实现高度和侧向位置稳定^[9-11]。在需要满足纵向(流向)位置稳定性要求时,飞行器大多是引入发动机推力控制^[12-14]。例如在飞行器空中加油时,加油机和受油机间要保持位置的相对稳定,受油机通过调节发动机油门与加油机保持相同的速度,保证纵向位置的稳定性^[15]。

目前,对于飞行器横向近距离稳定飞行的情况,还没有系统性研究,缺乏相应的参考文献。初步研究表明,通过满足稳定性判据的气动设计,飞行器可以实现横向近距离飞行时的法向距离稳定性,但是难以实现纵向位置的稳定性要求^[1],因此,进一步探索舵面偏转和推力控制方法对位置稳定性控制的影响,是保障实现横向近距离飞行可行性的重要基础。

本文以无人机近距离飞行为背景,采用小扰动假设,建立飞行器纵向稳定性方程;通过方程稳定性分析,指出飞行器无法实现纵向位置稳定的原因,并提出采用俯仰舵面偏转实现纵向位置稳定性的方法;针对典型轻型飞行器气动数据,仿真验证仅靠俯仰舵面实现飞行器近距离飞行稳定性的可行性;最后采用状态空间分析方法,展示通过舵面偏转和可变推力快速实现无人机稳定飞行的最优

控制。

1 动力学分析和控制方程

在干扰流场中无人机近距离飞行满足六自由度运动方程。将该方程组在平衡飞行位置小扰动展开,保留纵向运动方程,采用导数形式的气动模型,并据此进行无人机的纵向运动稳定性分析。

1.1 坐标系

本文采用的坐标系及符号定义与文献[1]相同。由于需要研究舵面偏转对稳定性的影响,坐标系中增加了舵面偏角 δ_e ,定义舵面后缘下偏为正。坐标系如图1所示,初始惯性坐标系原点与无人机质心重合,大飞机下表面与无人机质心的初始位移为 H_0 。坐标系设置中,无人机体轴系、俯仰角 θ 、攻角 α 与常规定义相同,详情可参见文献[8,16]。

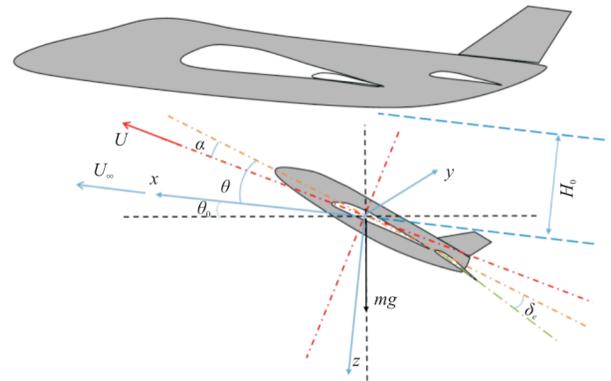


图1 坐标系

Fig. 1 Coordinate system

1.2 纵向小扰动无量纲动力学方程

采用体轴系纵向刚体动力学方程在平衡位置进行小扰动展开。气动力采用导数模型,同时参照地效飞行器中研究飞高稳定性的类似方法^[17-20],增加无人机在平衡飞行位置附近气动力/力矩增量相对载机距离 H 和俯仰角 θ 的气动导数。最后,再采用自由来流条件进行无量纲化,就可得到完整的无人机纵向动力学方程组(1),其中第1、3、5式分别是关于角加速度和线加速度的方程,第2、4、6式分别是关于角速度和线速度的方程。完整的推导过程和符号定义参见文献[1]。

$$\left\{ \begin{aligned} \frac{d\hat{q}}{d\hat{t}} &= \frac{1}{2i_{yy}} \left(c_m^u \cdot \hat{u} + c_m^a \cdot \alpha + c_m^{\dot{a}} \cdot \frac{d\alpha}{d\hat{t}} + c_m^q \cdot \hat{q} + c_m^\theta \cdot \theta + c_m^H \cdot \hat{H} \right) \\ \frac{d\theta}{d\hat{t}} &= \hat{q} \\ \frac{d\alpha}{d\hat{t}} &= \frac{-1}{(c_z^{\dot{a}} - 2\mu)} \left[(c_z^u - 2c_{L0}) \cdot \hat{u} + c_z^a \cdot \alpha + (c_z^\theta - c_{L0} \cdot \tan \theta_0) \cdot \theta + (c_z^q + 2\mu) \cdot \hat{q} + c_z^H \cdot \hat{H} \right] \\ \frac{d\hat{H}}{d\hat{t}} &= -\theta + \alpha \\ \frac{d\hat{u}}{d\hat{t}} &= \frac{1}{2\mu} \left[(-2c_{D0} + c_x^u) \cdot \hat{u} + c_x^a \cdot \alpha + (c_x^\theta - c_{L0}) \cdot \theta + c_x^H \cdot \hat{H} \right] \\ \frac{d\hat{x}}{d\hat{t}} &= \hat{u} \end{aligned} \right. \quad (1)$$

为方便分析,可以将方程组(1)写成矩阵形式:

$$\dot{X} = AX \quad (2)$$

其中,

$$\begin{aligned} \dot{X} &= \left[\frac{d\hat{q}}{d\hat{t}} \quad \frac{d\theta}{d\hat{t}} \quad \frac{d\alpha}{d\hat{t}} \quad \frac{d\hat{H}}{d\hat{t}} \quad \frac{d\hat{u}}{d\hat{t}} \quad \frac{d\hat{x}}{d\hat{t}} \right]^T \\ X &= [\hat{q} \quad \theta \quad \alpha \quad \hat{H} \quad \hat{u} \quad \hat{x}]^T \\ A &= \begin{bmatrix} A_{11} & A_{12} & A_{13} & A_{14} & A_{15} & A_{16} \\ 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ A_{31} & A_{32} & A_{33} & A_{34} & A_{35} & A_{36} \\ 0 & -1 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ A_{51} & A_{52} & A_{53} & A_{54} & A_{55} & A_{56} \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} \\ A_{11} &= \frac{c_m^q}{2i_{yy}} - \frac{c_m^{\dot{a}} \cdot (c_z^q + 2\mu)}{2i_{yy}(c_z^{\dot{a}} - 2\mu)} \\ A_{12} &= \frac{c_m^\theta}{2i_{yy}} - \frac{c_m^{\dot{a}} \cdot (c_z^\theta - c_{L0} \cdot \tan \theta_0)}{2i_{yy}(c_z^{\dot{a}} - 2\mu)} \\ A_{13} &= \frac{c_m^a}{2i_{yy}} - \frac{c_m^{\dot{a}} \cdot c_z^a}{2i_{yy}(c_z^{\dot{a}} - 2\mu)} \\ A_{14} &= \frac{c_m^H}{2i_{yy}} - \frac{c_m^{\dot{a}} \cdot c_z^H}{2i_{yy}(c_z^{\dot{a}} - 2\mu)} \\ A_{15} &= \frac{c_m^u}{2i_{yy}} - \frac{c_m^{\dot{a}} \cdot (c_z^u - 2c_{L0})}{2i_{yy}(c_z^{\dot{a}} - 2\mu)} \\ A_{16} &= 0 \\ A_{31} &= \frac{-(c_z^q + 2\mu)}{(c_z^{\dot{a}} - 2\mu)} \\ A_{32} &= \frac{-(c_z^\theta - c_{L0} \cdot \tan \theta_0)}{(c_z^{\dot{a}} - 2\mu)} \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} A_{33} &= \frac{-c_z^a}{(c_z^{\dot{a}} - 2\mu)} \\ A_{34} &= \frac{-c_z^H}{(c_z^{\dot{a}} - 2\mu)} \\ A_{35} &= \frac{-(c_z^u - 2c_{L0})}{(c_z^{\dot{a}} - 2\mu)} \\ A_{36} &= 0 \\ A_{51} &= 0 \\ A_{52} &= \frac{1}{2\mu} (c_x^\theta - c_{L0}) \\ A_{53} &= \frac{1}{2\mu} c_x^a \\ A_{54} &= \frac{1}{2\mu} c_x^H \\ A_{55} &= \frac{1}{2\mu} (-2c_{D0} + c_x^u) \\ A_{56} &= 0 \end{aligned}$$

在方程组(2)中包括两类气动导数。一类是常规的,如 c_z^a 、 c_m^a 等,反映无人机在自由来流中的气动特性;另一类是新加的,如 c_x^θ 、 c_z^θ 、 c_m^θ 、 c_x^H 、 c_z^H 、 c_m^H ,反映无人机在干扰流场中的气动特性,对于确定的无人机,这类导数的大小主要由干扰流场的特性决定^[1]。

2 稳定性分析

考察方程组(2)的特征方程和特征根,就可以判断无人机在受扰动后的运动状况,其中,系数矩阵 A 最后一列全为 0,不符合满秩条件,特征值至

少有一个零根,不满足线性常系数微分方程组的稳定性条件,说明无人机在近距离飞行过程中,受到扰动后不能回到扰动前的初始状态。

从流动特性角度直观理解方程组(2),如果要求保持姿态稳定性,动力学方程中就需要有俯仰角的气动导数;如果需要保持无人机高度的稳定性,动力学方程中就需要有关于高度的气动导数。

对于在大飞机干扰流场中飞行的小型无人机而言,大飞机流场参数沿流向的变化梯度远小于沿物面法向的变化梯度,在无人机运动方程的小扰动展开中就会略去流向的气动导数,使得无人机的受力/力矩与相对流向位置无关,该特点是造成流向(x 方向)位移不能保持稳定的空气动力学根源。因此,如果在方程组(2)中通过俯仰舵面偏转,模拟引入关于 x 方向位移的气动导数,就有可能解决无人机流向相对位置稳定性的问题。

参见图1,偏转升降舵,可引起无人机升力系数和俯仰力矩系数变化:

$$\begin{cases} \Delta C_L = c_L^{\delta_e} \cdot \delta_e \\ \Delta C_m = c_m^{\delta_e} \cdot \delta_e \end{cases} \quad (3)$$

式中: $c_L^{\delta_e}$, $c_m^{\delta_e}$ 为单位舵偏角对升力系数和俯仰力矩系数的贡献; δ_e 为舵偏角增量(弧度)。

将式(3)中的升力分解到体轴系,考虑到升力方向与坐标轴方向相反,同时略去高阶小量,可以写成:

$$\begin{cases} \Delta C_x = c_L^{\delta_e} \cdot \delta_e \cdot \sin \alpha = 0 \\ \Delta C_z = -c_L^{\delta_e} \cdot \delta_e \cdot \cos \alpha = -c_L^{\delta_e} \cdot \delta_e \\ \Delta C_m = c_m^{\delta_e} \cdot \delta_e \end{cases} \quad (4)$$

控制舵面的偏转角度与无人机 x 轴向位移量成正比,即:

$$\delta_e = K_e^x \cdot \hat{x} \quad (5)$$

式中: K_e^x 为比例系数。

将上述控制舵面偏转引起的气动力和气动力矩系数变化带入动力学方程组(2)的第1和第3个方程中,无量纲化后写成矩阵形式,则新的动力学方程组为

$$\begin{cases} \dot{X} = AX + B \cdot \delta_e = A_\delta \cdot X \\ B = \left[\frac{c_m^{\delta_e}}{2i_{yy}}, 0, \frac{c_L^{\delta_e}}{c_z^a - 2\mu}, 0, 0, 0 \right]^T \end{cases} \quad (6)$$

其中,动力学方程系数矩阵 A_δ 与矩阵 A 的元素完

全相同,只在最后一列有两个元素不同。

$$\begin{cases} A_{\delta 16} = A_{16} + \frac{c_m^{\delta_e} \cdot K_e^x}{2i_{yy}} \\ A_{\delta 36} = A_{36} + \frac{c_L^{\delta_e} \cdot K_e^x}{c_z^a - 2\mu} \end{cases} \quad (7)$$

系数矩阵 A_δ 最后一列不全为0,方程的稳定性问题就转变为选取合适的系数 K_e^x ,如果能保证系数矩阵 A_δ 特征值满足稳定性条件,无人机就能保持稳定。也就是说,如果无人机采用方程(5)描述的舵面偏转规律,在初始的扰动消除后,近距离飞行无人机的姿态和位置就能恢复到初始平衡状态。

3 仿真实验

一般情况下,大型运输机翼/身连接段的机身下部流动较为平缓,流场参数沿流向变化较小,沿法向变化较大,如果对接无人机尺度相对较小,就满足方程组(1)的前提条件,可以据此考察无人机在这个局部干扰流场中的稳定性问题。

本文借助文献[8]中一个轻型飞机在自由流中的气动特性数据,假设 $c_z^H = -0.5$ 反映局部流场下洗和壁面干扰情况,考察干扰流场中无人机响应特性,展示采用舵面偏转控制对无人机纵向位置稳定性的影响。

3.1 干扰流场中的基本响应特性

假设无人机与轻型飞机具有相同的质量特性和气动特性。在考察舵偏控制之前,需要了解无人机无控时的基本响应特征。下面列出计算中采用的参考值和无量纲系数,其中相比文献[1]增加了关于舵面偏转的气动导数 $c_L^{\delta_e}$ 和 $c_m^{\delta_e}$ 。

用于无量纲化的参考值:飞行速度 $U_\infty = 53.64$ m/s,参考长度 $C_{ref} = 1.7374$ m,参考面积 $S_{ref} = 16.7225$ m²,大气密度 $\rho_\infty = 1.225$ kg/m³。

根据上述无量纲参考值和无量纲值定义^[1,17],得到无人机的无量纲参数:

$$\begin{array}{lll} i_{yy} = 37.86 & \mu = 35.07 & c_x^u = 0.0 \\ c_x^a = 0.08 & c_x^H = 0.0 & c_x^\theta = 0.0 \\ c_x^u = 0.0 & c_z^a = -4.49 & c_z^H = -0.5 \\ c_z^\theta = 0.0 & c_z^a = 0.0 & c_z^q = -1.9 \end{array}$$

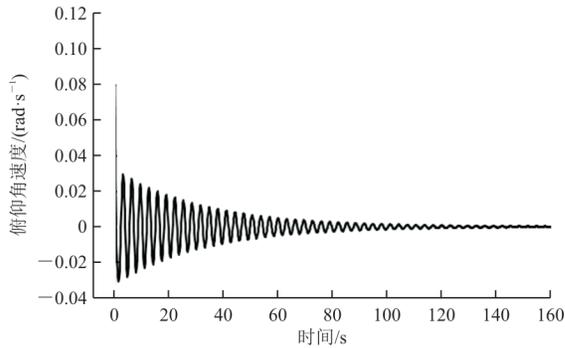
$$\begin{aligned}
 c_m^u &= 0.0 & c_m^a &= -0.683 & c_m^{\dot{a}} &= -2.18 \\
 c_m^q &= -4.98 & c_m^H &= 0.0 & c_m^{\theta} &= -0.001 \\
 c_{L0} &= 0.41 & c_{D0} &= 0.05 & \theta_0 &= 0.0 \\
 c_{L'}^{\delta} &= 0.355 & c_m^{\delta} &= -0.923
 \end{aligned}$$

将上述参数代入方程组(2),可以得到无人机在受到扰动后的纵向平面内运动变化情况。

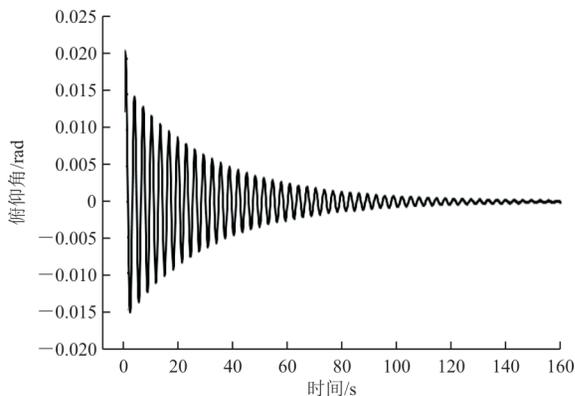
无人机受到 $q_0=0.1 \text{ rad/s}$ 俯仰角速度初始扰动后,运动参数随时间的变化如图 2~图 3 所示。此时方程组(2)系数矩阵的特征方程,存在两对复特征根、一个负实根和一个零根,分别为

$$\begin{cases}
 \lambda_{1,2} = -2.405 \pm 3.027i \\
 \lambda_{3,4} = -0.03156 \pm 1.988i \\
 \lambda_5 = -0.04360 \\
 \lambda_6 = 0.0
 \end{cases}$$

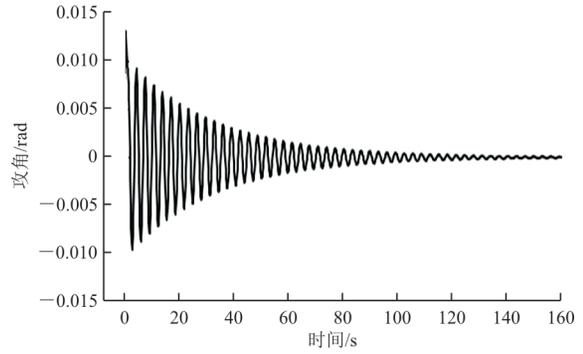
在上述有量纲的特征值中,负实根对应单纯的收敛模态,两对复数特征根分别对应一个快速收敛的运动模态和一个稍慢收敛的运动模态。图 2 给出无人机初始扰动后,俯仰角速度、俯仰角、攻角和高度回复到初始状态的过程。



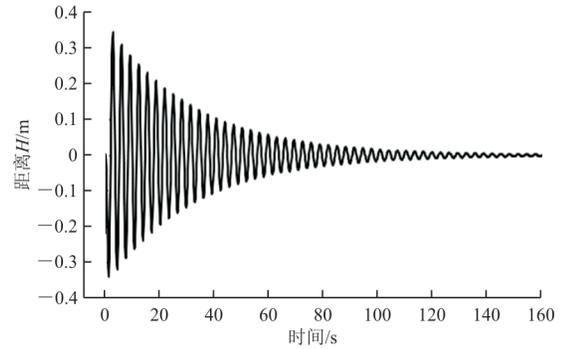
(a) 俯仰角速度随时间的变化曲线



(b) 俯仰角随时间的变化曲线



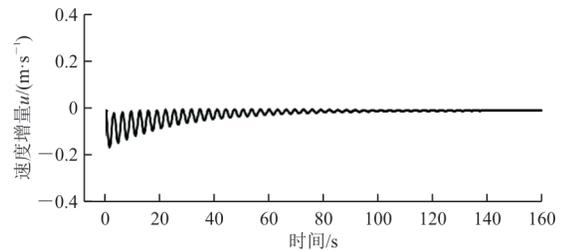
(c) 攻角随时间的变化曲线



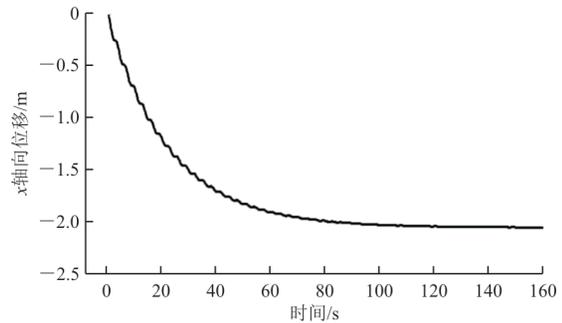
(d) 飞机间距离 H 随时间的变化曲线

图 2 干扰流场中无人机的自由响应(角度和法向参数)
Fig. 2 Free response of a UAV in interference flow (angular and vertical parameters)

干扰流场中无人机姿态和高度距离回复到初始稳定飞行状态后,无人机速度增量 u 和 x 轴向位移的变化如图 3 所示。



(a) 速度增量 u 随时间的变化曲线



(b) x 轴向位移随时间的变化曲线

图 3 干扰流场中无人机的自由响应(纵向参数)
Fig. 3 Free response of a UAV in interference flow (longitudinal parameters)

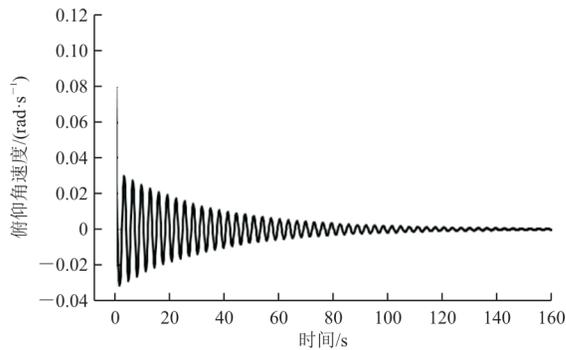
虽然速度增量 u 可以回复到零值,此时 x 轴向位移约 2 m,不能回到扰动前的初始位置,这是近距飞行无人机稳定性分析中纵向位置不能回到初始状态的典型特征。

3.2 舵偏控制的响应特性

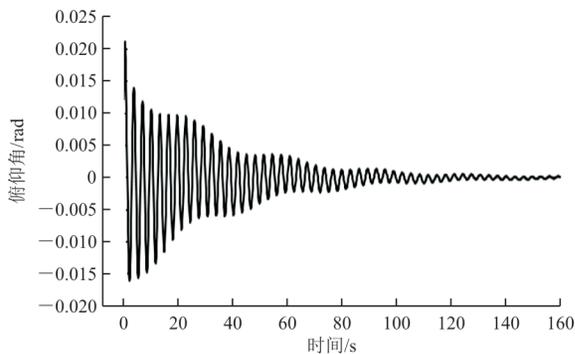
假设无人机受到 $q_0=0.1 \text{ rad/s}$ 俯仰角速度扰动。为了验证 2.2 节分析的可行性,取 $K_r^x = -0.01$,根据方程组(6),求解特征方程,可以得到有量纲的 6 个特征根(三对复数根),实部皆为负实数,满足稳定性条件:

$$\begin{cases} \lambda_{1,2} = -2.406 \pm 3.027i \\ \lambda_{3,4} = -0.02955 \pm 1.981i \\ \lambda_{5,6} = -0.022 \pm 0.186i \end{cases}$$

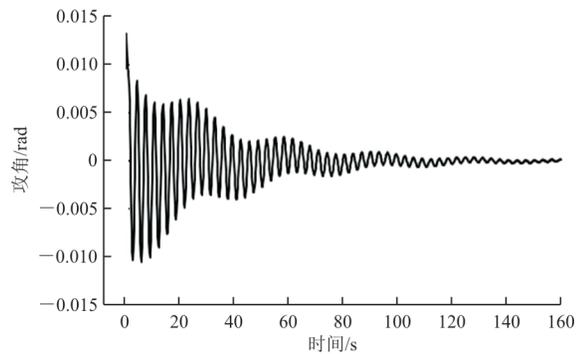
无人机受到扰动后,运动参数随时间的变化如图 4 所示,可以看出:与图 2 和图 3 相比,由于舵面偏转的影响,在短周期运动上叠加了一个幅值收敛很慢的长周期运动,俯仰舵面偏转确实可以让 x 轴向位移回到初始位置,满足了位置稳定性要求。



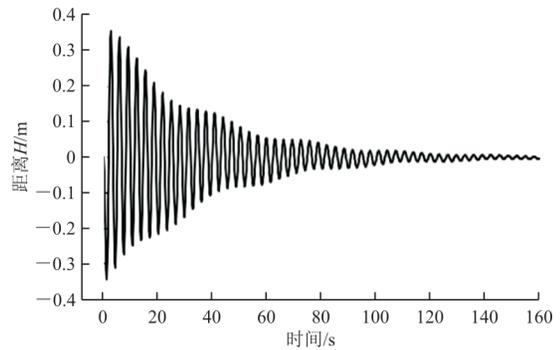
(a) 俯仰角速度随时间的变化曲线



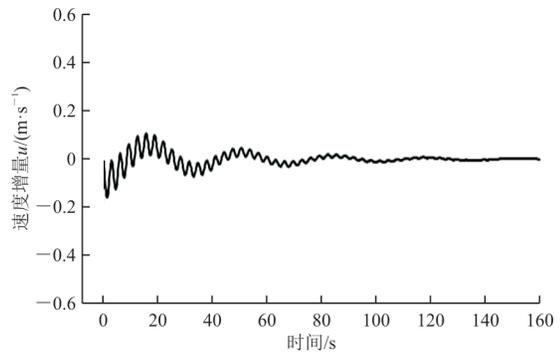
(b) 俯仰角随时间的变化曲线



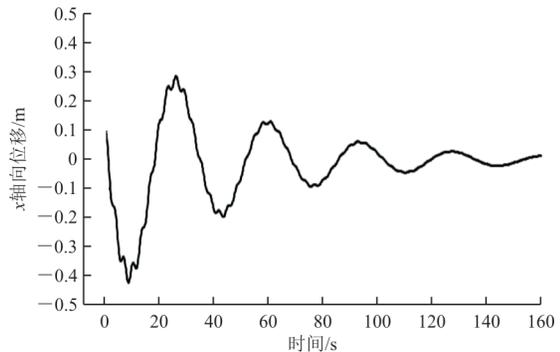
(c) 攻角随时间的变化曲线



(d) 飞机间距离 H 随时间的变化曲线



(e) 速度增量 u 随时间的变化曲线



(f) x 轴向位移随时间的变化曲线

图 4 干扰流场中无人机的控制响应(舵面控制)
Fig. 4 Control response of a UAV in interference flow (rudder control)

4 最优控制

舵面偏转不仅可以实现纵向位置稳定性,还可以通过设计优化控制,改善无人机整体的稳定性特性。

4.1 问题描述

无人机近距离飞行有两个比较明显的特点:一是由于大飞机物面法向流动影响较大,无人机有一个收敛较慢的短周期运动模式;二是大飞机干扰流场流向的流动影响相对较小,无人机纵向位移不稳定,如果采取 3.2 节的方法偏转升降舵面,虽然可以实现纵向位置稳定,但是实现稳定的时间较长,对应的运动响应是叠加在无人机两个短周期运动之上的一个收敛较慢的长周期运动模式。

在实际无人机近距离飞行中,由于飞行器间的距离较近,出于安全性考虑,不希望有过大的相对姿态和位移变化,如果无人机的固有稳定性能力不足,比如扰动幅值收敛太慢,就需要增加主动控制,增强系统稳定性。

仍然采用升降舵偏转实现无人机控制。为了实现优化控制,可以定义代价函数,度量无人机运动收敛过程中状态变量和舵面偏角与平衡状态的偏离程度:

$$J = \int_{t_0}^{\infty} \mathbf{X} \cdot \mathbf{X}^T dt + \int_{t_0}^{\infty} \delta_e^2 dt \quad (8)$$

重写方程组(6)为无量纲方程组(9),其中的舵面偏角为控制反馈,偏转角的大小定义为无人机状态量的线性组合,根据无人机的瞬时状态提供反馈控制量。式(10)中 K 为反馈增益,其中的分量具体对应俯仰角速度、俯仰角、攻角等无人机各状态量的反馈增益。

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{X}} = \mathbf{A}\mathbf{X} + \mathbf{B} \cdot \delta_e \\ \mathbf{B} = \left[\begin{array}{cccccc} c_m^{\delta_e} & 0 & c_L^{\delta_e} & 0 & 0 & 0 \end{array} \right]^T \end{cases} \quad (9)$$

$$\begin{cases} \delta_e = -\mathbf{K} \cdot \mathbf{X} \\ \mathbf{K} = [k_{\dot{\theta}} \quad k_{\theta} \quad k_{\alpha} \quad k_{\dot{\alpha}} \quad k_{\alpha} \quad k_{\dot{\alpha}}] \end{cases} \quad (10)$$

方程组(9)和方程组(10)状态空间描述的动力学系统可以表达成框图,如图5所示。

如果矩阵 A 、 B 为常值,给定方程初值和稳定平衡值,这就是无限时间状态调节器问题,可以求

解黎卡提方程得到无人机最优控制 δ_e 的反馈增益 K ,使代价函数 J 最小^[21]。

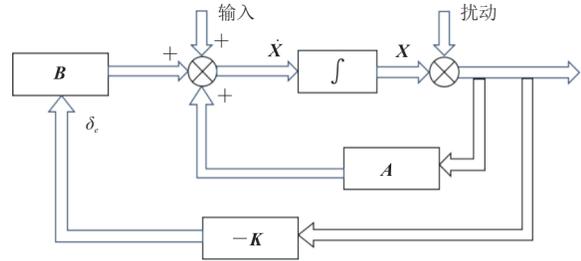


图5 反馈控制系统

Fig. 5 Feedback control system

4.2 仿真结果

仍然采用 3.1 节的无人机数据。

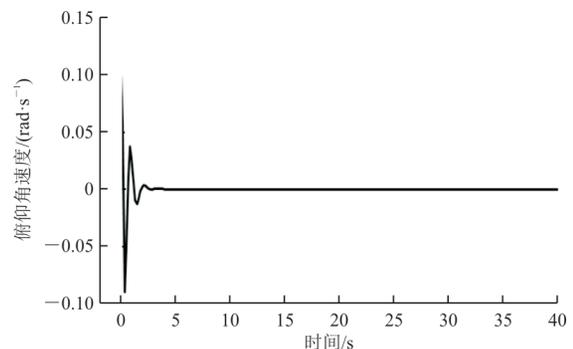
定义可控性矩阵 Q_c , 如果满秩, 系统具有可控性, 存在使代价函数 J 最小的最优控制。

$$\mathbf{Q}_c = [\mathbf{B} \quad \mathbf{A}^1\mathbf{B} \quad \mathbf{A}^2\mathbf{B} \quad \mathbf{A}^3\mathbf{B} \quad \mathbf{A}^4\mathbf{B} \quad \mathbf{A}^5\mathbf{B}] \quad (11)$$

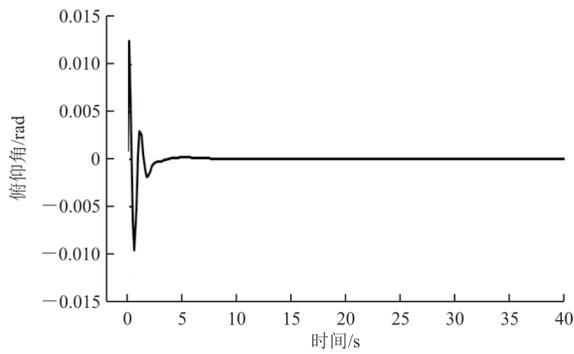
根据线性二次型最优控制调节器设计方法, 可以得到舵面最优控制偏转 δ_e^* 和反馈增益 K :

$$\begin{cases} \delta_e^* = -\mathbf{K} \cdot \mathbf{X} \\ \mathbf{K} = [-26.8 \quad -11.9 \quad 5.89 \quad 0.36 \quad 62.4 \quad 1.0] \end{cases} \quad (12)$$

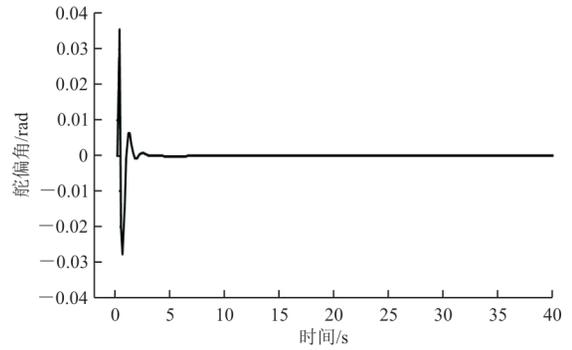
为了比较控制效果, 仍然假设无人机受到 $q_0 = 0.1 \text{ rad/s}$ 俯仰角速度初始扰动, 采用最优舵偏控制后, 运动收敛过程如图6所示, 可以看出: 与图4相比, 采用舵面偏转控制, 运动振幅收敛时间明显加快, 达到稳定过程的时间也大幅缩短, 增稳控制效果明显; 另外图6还给出了控制过程中的舵面偏角, 最大不超过 0.04 rad , 也满足小量的线化假设条件。



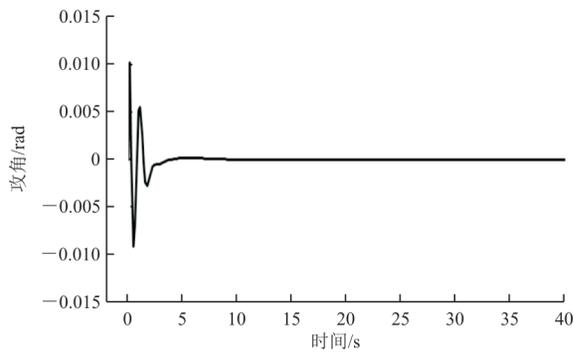
(a) 俯仰角速度随时间的变化曲线



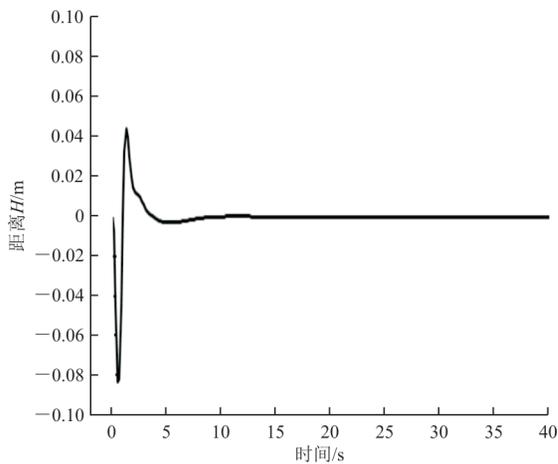
(b) 俯仰角随时间的变化曲线



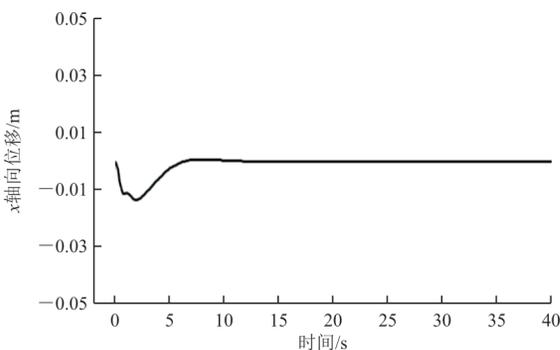
(f) 舵偏角随时间的变化曲线



(c) 滚角随时间的变化曲线



(d) 飞机间距离 H 随时间的变化曲线



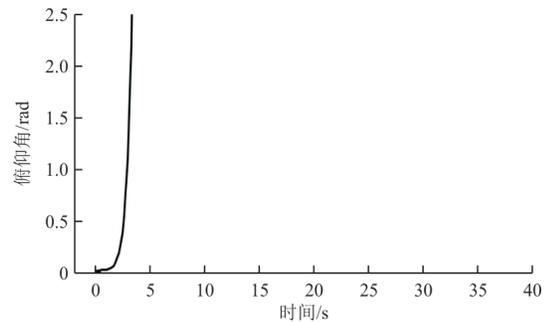
(e) x 轴位移随时间的变化曲线

图 6 干扰流场中无人机的控制响应(最优舵面控制)
Fig. 6 Control response of a UAV in interference flow (optimal rudder control)

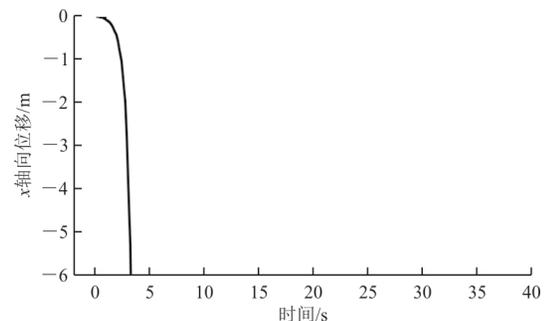
在上述仿真中,无人机本体和近距干扰流场已经构成稳定的动力学系统,采用舵面偏转控制可以让该系统实现更快速地回到稳定状态。

采用最优控制方法也可以对不稳定系统实现稳定控制。如果取 $c_z^H = 0.5$, 根据方程组(2)系数矩阵特征值判断,无人机受到扰动后,运动将随时间发散,不能回到初始平衡状态。采用与上文相同的二次型最优控制调节器设计方法,可以得到无人机舵面偏转的最优控制策略,使无人机仍然保持稳定飞行。

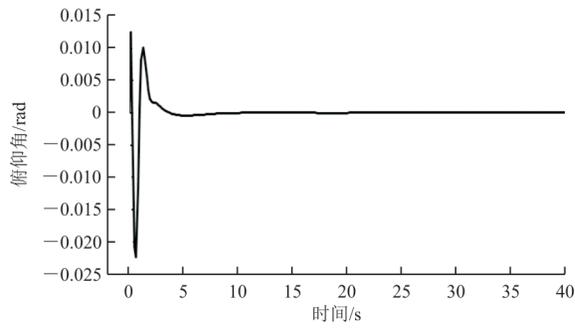
采用最优控制方法对不稳定系统的控制效果如图 7 所示,分别比较受扰无人机在无控和有控时俯仰角、 x 轴向位移随时间的变化情况。



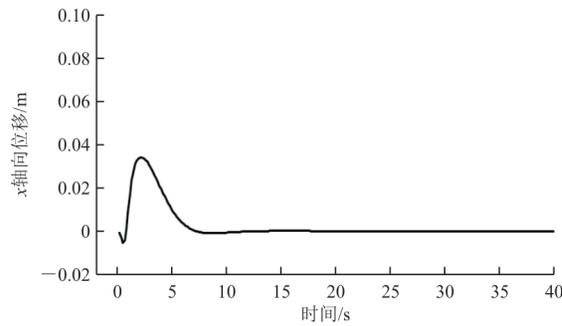
(a) 俯仰角随时间的变化曲线(无控)



(b) x 轴位移随时间的变化曲线(无控)



(c) 俯仰角随时间的变化曲线(有控)



(d) x轴向位移随时间的变化曲线(有控)

图 7 干扰流场中无人机的响应

Fig. 7 Response of a UAV in interference flow

无控时,无人机俯仰角和 x 轴向位移迅速发散,采用反馈控制后,无人机回到初始扰动幅值 $\pm 5\%$ 误差调整时间约为 5.6 s,可以较快地回复到初始稳定状态,此时对应舵面偏角的状态参数反馈增益为

$$K = [-40.5 \quad -36.4 \quad 27.4 \quad 3.46 \quad -91.3 \quad -1.0]$$

4.3 推力控制仿真结果

采用 4.1 节和 4.2 节的方法也可以考察采用推力控制对无人机位置稳定性的影响。

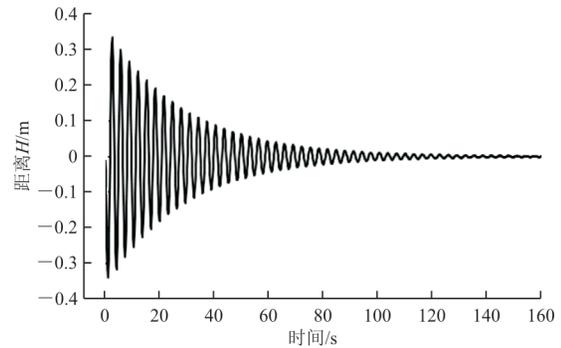
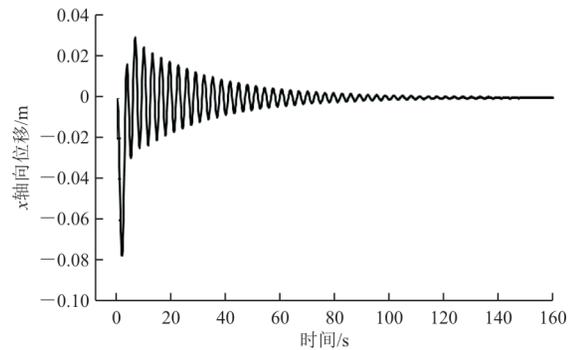
假设推力增量通过质心,方向与无人机体轴正方向相同,采用与气动力相同的无量纲参考值,考虑舵面偏转和调节推力进行反馈控制,得到的无量纲动力学方程可以写成如下形式:

$$\begin{cases} \dot{X} = AX + B \cdot [\delta_e, \delta_t]^T \\ B = \begin{bmatrix} c_m^{\delta_e}/2i_{yy} & 0 \\ 0 & 0 \\ c_L^{\delta_e}/(c_z^a - 2\mu) & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & c_x^{\delta_t}/(2\mu) \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \end{cases} \quad (13)$$

$$\begin{cases} \delta_t = -K_t \cdot X \\ K_t = [k_{t,\dot{q}} \quad k_{t,\theta} \quad k_{t,\alpha} \quad k_{t,\dot{H}} \quad k_{t,\dot{u}} \quad k_{t,\dot{x}}] \end{cases} \quad (14)$$

式中: δ_t 为发动机油门控制量; K_t 为与油门控制对应的无人机状态参数反馈增益; $c_x^{\delta_t}$ 为推力系数增量对油门增量的导数。

如果采用 3.1 节的例子,仅增加推力控制,取 $c_x^{\delta_t} = 0.05$,可以得到初始扰动情况下,无人机的动态稳定过程,如图 8 所示,可以看出:与图 2 和图 3 比较,在初始扰动消失后,无人机相对大飞机的 x 轴向位置可以回到初始状态,飞机间距离 H 也可以保持稳定,其运动过程与无控时接近,都需要比较长的时间。

(a) 飞机间距离 H 随时间的变化曲线

(b) x轴向位移随时间的变化曲线

图 8 干扰流场中无人机的响应(推力控制)

Fig. 8 Response of a UAV in interference flow (thrust control)

如果采用与图 6 相同的例子,在舵面控制的同时,增加推力控制,也可以得到无人机的动态稳定过程,如图 9 所示,可以看出:与图 6 相比,增加推力控制后,无人机位置稳定过程与单独采用舵面反馈控制相似,但是振荡收敛过程中的峰值明显减小,稳定时间缩短。因此,同时采用舵面偏转和推力控制时,反馈控制效果好于它们各自单独使用时的效果。

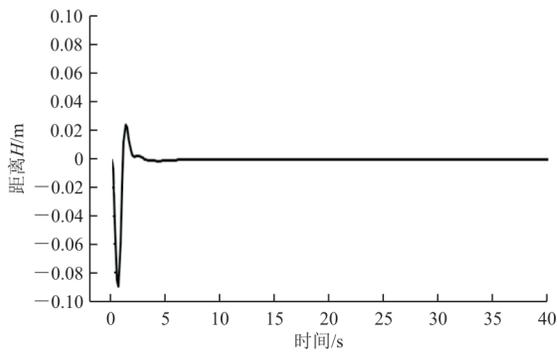
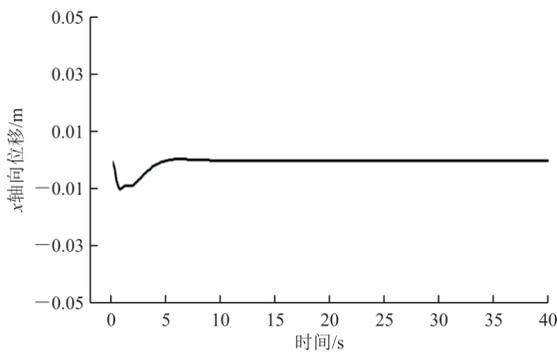
(a) 飞机间距离 H 随时间的变化曲线(b) x 轴向位移随时间的变化曲线

图9 干扰流场中无人机的响应(舵面+推力)

Fig. 9 Response of a UAV in interference flow (rudder+thrust)

5 结论

1) 本文采用气动导数模型建立了刚体飞行器纵向飞行动力学方程,可用于干扰流场中无人机纵向平面内稳定性分析。

2) 由于干扰流场的特点,无人机在流向缺乏必要的气动力/力矩回复机制,无法实现流向位移的稳定性。采用偏转升降舵,改变无人机姿态,从而改变气动力作用方向,模拟无人机需要的流向位移回复机制,可以实现无人机的流向位置稳定性。

3) 给定合适的代价函数,采用状态空间分析方法,可以实现无人机纵向稳定性的最优反馈控制设计。通过优化设计的舵面偏转控制,不仅可以增强已有稳定系统的稳定性,还可以对不稳定系统实现稳定控制,显著减小运动幅值、缩短稳定时间。

4) 增加推力控制,对无人机与载机横向位置稳定影响较小,但是对无人机流向位置稳定作用明显。同时采用舵面偏转和推力控制时,反馈控

制效果比各自单独使用时效果好。

人类航空百年历史中,一直追求实现多个飞行器在空中自由的放飞和对接^[22],目前距离该目标还有相当大的差距。为了在高速干扰流场中实现安全可靠的近距离飞行,有必要建立可以精准、快速改变飞行器受力的手段,为此还需要进一步开展干扰流场分析、主动流动控制、最优路径设计等多项技术对近距离可控稳定飞行的影响研究。

参考文献

- [1] 胡汉东,汪文凯,江雄,等. 无人机/载机近距离飞行的简化稳定性判据[J]. 航空工程进展, 2024, 15(4): 1-9.
HU Handong, WANG Wenkai, JIANG Xiong, et al. Simplified stability criteria for drone/carrier-aircraft close range flight[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2024, 15(4): 1-9. (in Chinese)
- [2] CENKO A. Mistakes made in store separation wind tunnel testing during the last 4 decades[C]// 2018 Aerodynamic Measurement Technology and Ground Testing Conference. Atlanta, Georgia: AIAA, 2018: 4282-4289.
- [3] KEEN K, MORGRET C, LANGHAM T, et al. Trajectory simulations should match flight tests and other lessons learned in 30 years of store-separation analysis[C]// 47th AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition. Orlando, Florida: AIAA, 2009: 99.
- [4] CENKO A. Lessons learned in 30 years of store separation testing[C]// 47th AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition. Orlando, Florida: AIAA, 2009: 98.
- [5] PAMADI B N, NEIRYNCK T A, HOTCHKO N J, et al. Simulation and analyses of stage separation of two-stage reusable launch vehicles[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2007, 44(1): 66-80.
- [6] 孙海文, 庞威, 于邵祯, 等. 国外无人机蜂群发展状况及启示[J]. 指挥控制与仿真, 2022, 44(2): 1-6.
SUN Haiwen, PANG Wei, YU Shaozhen, et al. Enlightenment and development of unmanned aerial vehicle swarm abroad[J]. Command Control & Simulation, 2022, 44(2): 1-6. (in Chinese)
- [7] DARPA. Gremlins program demonstrates airborne recovery [EB/OL]. (2023-05-30) [2024-06-20]. <https://www.darpa.mil/news-events/2021-11-05>.
- [8] 帕玛迪. 飞机的性能、稳定性、动力学与控制[M]. 2版. 商重阳译. 北京: 航空工业出版社, 2013.
PAMADI. Performance, stability, dynamics, and control of airplanes[M]. 2nd ed. Translated by SHANG Chongyang. Beijing: Aviation Industry Press, 2013. (in Chinese)
- [9] 苏子康, 李春涛, 余跃, 等. 绳系拖曳飞行器高抗扰轨迹跟踪控制[J]. 北京航空航天大学学报, 2021, 47(11): 2234-2248.

- SU Zikang, LI Chuntao, YU Yue, et al. High anti-disturbance trajectory tracking control for cable towed vehicle[J]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2021, 47(11): 2234-2248. (in Chinese)
- [10] 方晓星, 王勇, 王英勋. 低空掠海飞行拖靶自抗扰高度控制律设计[J]. *南京理工大学学报*, 2012, 36(5): 835-839, 845.
FANG Xiaoxing, WANG Yong, WANG Yingxun. Design of active disturbances rejection control law of low altitude sea-skimming tow target[J]. *Journal of Nanjing University of Science and Technology*, 2012, 36(5): 835-839, 845. (in Chinese)
- [11] BOURMISTROV A S, HILL R D, RISEBOROUGH P. Nonlinear control law for aerial towed target[J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 1995, 18(6): 1232-1238.
- [12] 李越, 韩维, 仲维国. 有人机/无人机协同系统航迹控制关键技术浅析[J]. *无人系统技术*, 2020, 3(4): 22-28.
LI Yue, HAN Wei, ZHONG Weiguo. Review of trajectory controlling for manned/unmanned aerial vehicle cooperative system[J]. *Unmanned Systems Technology*, 2020, 3(4): 22-28. (in Chinese)
- [13] 全权, 魏子博, 高俊, 等. 软管式自主空中加油对接阶段中的建模与控制综述[J]. *航空学报*, 2014, 35(9): 2390-2410.
QUAN Quan, WEI Zibo, GAO Jun, et al. A survey on modeling and control problems for probe and drogue autonomous aerial refueling at docking stage[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2014, 35(9): 2390-2410. (in Chinese)
- [14] 陆宇平, 杨朝星, 刘洋洋. 空中加油系统的建模与控制技术综述[J]. *航空学报*, 2014, 35(9): 2375-2389.
LU Yuping, YANG Chaoxing, LIU Yangyang. A survey of modeling and control technologies for aerial refueling system[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2014, 35(9): 2375-2389. (in Chinese)
- [15] 陈冠宇. 无人机空中加油对接引导技术[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2019.
CHEN Guanyu. Docking guidance technology of UAV in air refueling [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2019. (in Chinese)
- [16] 中国航空工业集团有限公司. 飞行力学 概念、量和符号 坐标轴系和运动状态变量: GB/T 14410.1—1993[S]. 北京: 中国航空工业集团公司, 1994.
Aviation Industry Corporation of China, Ltd. Flight mechanics concepts, quantities and symbols axis systems and motion state variables: GB/T 14410.1—1993 [S]. Beijing: AVIC, 1994. (in Chinese)
- [17] RILEY M A. Longitudinal stability of a wing-in-ground effect aircraft[D]. Long Beach: California State University, 1995.
- [18] ROZHDESTVENSKY K V. Wing-in-ground effect vehicles[J]. *Progress in Aerospace Sciences*, 2006, 42(3): 211-283.
- [19] 吕国鑫, 东海宁. 海效导弹飞高稳定性和巡航攻角联合设计[C]// 首届全国航空航天领域中的力学问题学术研讨会. 成都: 中国空气动力学学会, 2006: 141-143.
LYU Guoxin, DONG Haining. Joint design of high stability and cruising angle of attack of ground-effect missile [C] // The First National Symposium on Mechanics in the Field of Aeronautics and Astronautics. Chengdu: Chinese Aerodynamics Society, 2006: 141-143. (in Chinese)
- [20] 吕国鑫, 东海宁. 海效导弹纵向稳定性设计[C]// 中国第一届近代空气动力学与气动热力学会议. 绵阳: 中国空气动力学学会, 2006: 899-902.
LYU Guoxin, DONG Haining. Longitudinal stability design of ground-effect missile [C] // Proceedings of the First China Conference on Modern Aerodynamics and Aerothermodynamics. Mianyang: Chinese Aerodynamics Society, 2006: 899-902. (in Chinese)
- [21] 王宏华. 现代控制理论[M]. 2版. 北京: 电子工业出版社, 2013.
WANG Honghua. Modern control theory[M]. 2nd ed. Beijing: Publishing House of Electronics Industry, 2013. (in Chinese)
- [22] LOCKETT B. Flying aircraft carriers of the USAF: project tom-tom[EB/OL]. (2023-05-30)[2024-06-20]. <https://air-and-space.com/tomtom.htm>.

(编辑:马文静)