

文章编号: 1674-8190(XXXX)XX-001-09

# 无人机/载机近距离飞行的简化稳定性判据

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

**摘要:** 无人机蜂群密集飞行和无人机空中回收都涉及到无人机/载机在近距离干扰流场中的飞行稳定性问题。针对上述应用背景, 提出无人机/载机干扰气动导数模型, 分析近距离飞行的影响因素, 采用纵向运动动力学方程, 推导出其简化稳定性判据, 并采用典型飞行器参数进行初步分析。数值仿真和分析表明: 该简化判据反映了无人机运动稳定性与气动特性、干扰流场特性的关系, 可用于相关无人机在干扰流场中飞行稳定性初步分析和设计; 干扰流场中的下洗效应可使无人机出现幅值收敛较慢的短周期模态运动, 增加了干扰流场中实现稳定可控飞行的难度。

**关键词:** 无人机/载机; 运动稳定性; 判据; 干扰流场; 气动特性; 近距离飞行

**中图分类号:** V211.24; V212.12

**文献标识码:** A

**DOI:** 10.16615/j.cnki.1674-8190.XXXX.XX.01

## Simplified stability criteria for drone/carrier-aircraft close range flight

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

**Abstract:** Both drone swarm intensive flight and drone aerial recovery involve the stability problem of drone/carrier-aircraft flight in close range interference flow field. This paper proposes an aerodynamic derivative model for drone/carrier-aircraft interference based on the above application background, simplifies the longitudinal dynamic equations, and derives the simplified stability criteria for the drone. Numerical simulation and analysis indicate that this simplified criterion reflects the relationship between the drone's motion stability, aerodynamic characteristics, and interference flow field characteristics, and can be used for preliminary analysis and design of flight stability in interference flow fields. Numerical simulation also indicate that the downwash flow can cause the drone short-period motion with slower convergence of amplitude, which increases the difficulty of achieving stable and controllable flight in the interference flow field.

**Key words:** drone/carrier-aircraft; stability; criteria; interference flow field; aerodynamic characteristics; close range flight

收稿日期: 2023-06-17; 修回日期: 2023-11-06

通信作者: 胡汉东, hhd\_cll@163.com

引用格式: 胡汉东, 汪文凯, 江雄, 等. 无人机/载机近距离飞行的简化稳定性判据[J]. 航空工程进展, XXXX, XX(X): 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, XXXX, XX(X): 1-9. (in Chinese)

## 0 引言

飞行器在大气中飞行时,对周围空气产生扰动,改变了飞行器绕流场的局部参数,如温度、速度、压强、密度等。这种参数变化与离开飞行器的距离密切相关,距离越近,变化越剧烈。

飞行器近距离飞行是指两个飞行器在彼此靠近的情况下飞行,通过对周围空气的扰动使飞行器之间产生相互作用,进而对飞行器的飞行稳定性和控制产生影响。

飞行器可能的近距离飞行主要有3种情况:①多体分离<sup>[1-3]</sup>,如飞机发射导弹、多级火箭分离等;②密集编队<sup>[4]</sup>,如无人机集群飞行、飞行编队表演等;③飞行器回收<sup>[5]</sup>,如无人机空中回收。

在已有的飞行器近距离飞行相关研究工作中,绝大多数都与多体分离相关,且已建立了较完善的研究体系<sup>[6-7]</sup>,目标是提高飞行器多体分离的预测准确性和投放/发射安全性,采取的手段主要是使分离体尽快通过或远离复杂流动干扰区域<sup>[8-10]</sup>,避免碰撞,不考虑飞行器在干扰区中长时间稳定飞行的情况。

目前,无人机集群编队飞行的间距远大于无人机的特征尺度,还没有实现在气动干扰严重的区域内飞行,已实现的无人机回收方式采用的是系绳和支架装置,较少涉及无人机在载机近距离干扰流场中的飞行<sup>[4-5]</sup>。如果未来采用更快速、更高效的机腹回收方式,无人机就需要更靠近载机,并在载机机翼弦长尺度范围的近距离干扰区中保持较长时间稳定飞行,在为快捷回收带来好处的同时,也可能带来较严重的飞行安全性问题。因此,无人机空中回收/放飞不能像多体分离那样只关心飞行器在干扰流场中的短时间飞行历程,还应该对飞行器与干扰流场的作用规律开展更深入的研究,为飞行器在复杂干扰区域稳定飞行和控制提供技术指导。

飞行稳定性判据一般是由飞行器气动、运动、质量、惯量等参数构成的一组数学表达式,通过简化的参数关系对飞行器复杂运动和控制的稳定性进行快速分析,指导飞行器初步设计<sup>[11]</sup>。目前已有的飞行稳定性判据都是针对自由流中单个飞行器给出的,鲜有关于多飞行器干扰情况下的相关研究工作。

与干扰流场有关的稳定性判据研究工作,出现在地面(海面)效应飞行器研究中<sup>[12]</sup>,考虑了飞行器与地面间的干扰效应,提出了飞高稳定性判据,并据此指导地效飞行器设计<sup>[13-14]</sup>。而地面效应流场干扰的产生机理、影响范围和流动特性与多个飞行器间的流场干扰特性不同<sup>[15-16]</sup>,飞高稳定性判据不能直接用于飞行器近距离干扰的情况。根据已有文献检索,目前尚未见到专门关于飞行器近距离飞行稳定性判据的相关文献。

本文以无人机近距离飞行为背景,采用简化动力学方程和气动模型,分析近距离飞行的影响因素,得到飞行稳定性判据,并采用典型飞行器参数进行初步分析,以期对无人机在干扰流场中飞行稳定性分析和设计提供快速的理论指导。

## 1 动力学分析

干扰流场中近距离飞行的无人机满足六自由度运动方程。在平衡飞行位置进行小扰动展开,可以将运动方程分解为纵向与横航向运动方程,然后采用气动导数形式建立气动力模型,就可以进行干扰流场中无人机的运动稳定性分析了。

### 1.1 坐标系

采用飞行力学坐标系(如图1所示)。考虑小型无人机在载机的干扰流场中飞行,无人机对载机的干扰影响较小。载机保持匀速直线飞行,重点考查无人机在载机干扰流场中受扰动后的运动情况。

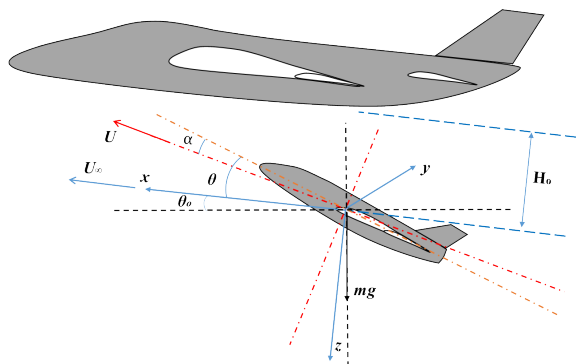


图1 坐标系

Fig. 1 Coordinate system

初始稳定飞行时,惯性坐标系原点与无人机质心重合, $x$ 轴指向匀速运动方向, $z$ 轴向下,满足

右手法则。无人机质心沿  $z$  轴方向的位移定义为  $H$ , 载机下表面与惯性系原点的初始位移定义为  $H_0$ 。此外, 无人机体轴系、俯仰角  $\theta$ 、攻角  $\alpha$  与常规定义相同, 可参见文献[17]。

## 1.2 纵向小扰动方程

无人机体轴系的动力学方程可以写成方程组(1)形式, 它表征了无人机受力/力矩和运动之间的关系, 相关符号定义可参见文献[17]。

$$\begin{cases} F_x = m \left( \frac{du}{dt} + q\omega - r\upsilon \right) \\ F_y = m \left( \frac{dv}{dt} + ru - p\omega \right) \\ F_z = m \left( \frac{d\omega}{dt} + p\upsilon - qu \right) \\ M_x = \frac{dp}{dt} I_{xx} - \left( \frac{dr}{dt} + pq \right) I_{xz} + qr(I_{zz} - I_{yy}) \\ M_y = \frac{dq}{dt} I_{yy} + pr(I_{xx} - I_{zz}) + (p^2 - r^2) I_{xz} \\ M_z = \frac{dr}{dt} I_{xz} + pq(I_{yy} - I_{xx}) + \left( -\frac{dp}{dt} + qr \right) I_{xz} \end{cases} \quad (1)$$

无人机在初始飞行状态时保持稳定, 空气动力、推力、重力保持平衡, 假设推力  $P$  沿体轴正方向穿过质心, 初始俯仰角为  $\theta_0$ , 力矩保持平衡, 在纵向平面内满足静平衡方程(2), 其中  $F_{x0}$ 、 $F_{z0}$ 、 $M_{y0}$ 、 $m$ 、 $g$  分别是平衡位置时作用在无人机上的气动力、气动力矩、质量和重力加速度。

$$\begin{cases} F_{x0} + P - mg \sin \theta_0 = 0 \\ F_{z0} + mg \cos \theta_0 = 0 \\ M_{y0} = 0 \end{cases} \quad (2)$$

方程(1)在平衡位置进行小扰动展开, 略去高阶小量, 就可得到无人机纵向小扰动动力学方程组(3), 其中  $\Delta F_x$ 、 $\Delta F_z$ 、 $\Delta M_y$  是作用在无人机体轴上的气动力/力矩增量,  $u$ 、 $\omega$  是沿体轴系  $x$  轴和  $z$  轴的速度增量,  $\theta$  是俯仰角增量,  $q$  是俯仰角速度增量,  $I_{yy}$  是转动惯量,  $t$  是时间,  $U_\infty$  是无人机和载机初始保持平衡稳定飞行时的速度。

$$\begin{cases} \Delta F_x - mg \cos \theta_0 \cdot \theta = m \frac{du}{dt} \\ \Delta F_z - mg \sin \theta_0 \cdot \theta = m \left( \frac{d\omega}{dt} - qU_\infty \right) \\ \Delta M_y = \frac{dq}{dt} I_{yy} \end{cases} \quad (3)$$

另外, 参见图 1, 还有一个反映无人机和载机之间距离变化情况的小扰动运动学方程(4), 其中  $\alpha$  是攻角增量。

$$\frac{dH}{dt} = -U_0(\theta - \alpha) \quad (4)$$

方程(3)~方程(4)构成了分析无人机在小扰动情况下纵向运动的微分方程组。

## 1.3 气动模型

无人机相对尺度较小时, 可以略去  $x$  轴方向位置变化对气动力的影响, 参照地效飞行器中研究飞高稳定性的类似方法<sup>[18]</sup>, 首先将重点放在考察距离  $H$  和姿态角  $\theta$  的影响, 于是无人机在平衡飞行位置附近的气动力/力矩增量可以写成导数形式气动模型(5):

$$\begin{cases} \Delta F_x = F_x^u u + F_x^\omega \omega + F_x^\theta \theta + F_x^H H \\ \Delta F_z = F_z^u u + F_z^\omega \omega + F_z^{\dot{\omega}} \dot{\omega} + F_z^q q \\ \quad \quad \quad + F_z^\theta \theta + F_z^H H \\ \Delta M_y = M_y^u u + M_y^\omega \omega + M_y^{\dot{\omega}} \dot{\omega} + M_y^q q \\ \quad \quad \quad + M_y^\theta \theta + M_y^H H \end{cases} \quad (5)$$

其中在平衡飞行位置的气动导数和速度导数定义如下:

$$\begin{aligned} F_x^u &= \frac{\partial F_x}{\partial u} & F_x^\omega &= \frac{\partial F_x}{\partial \omega} & F_x^\theta &= \frac{\partial F_x}{\partial \theta} \\ F_x^H &= \frac{\partial F_x}{\partial H} & F_z^u &= \frac{\partial F_z}{\partial u} & F_z^\omega &= \frac{\partial F_z}{\partial \omega} \\ F_z^\theta &= \frac{\partial F_z}{\partial \theta} & F_z^H &= \frac{\partial F_z}{\partial H} & F_z^{\dot{\omega}} &= \frac{\partial F_z}{\partial \dot{\omega}} \\ F_z^q &= \frac{\partial F_z}{\partial q} & M_y^u &= \frac{\partial M_y}{\partial u} & M_y^\omega &= \frac{\partial M_y}{\partial \omega} \\ M_y^\theta &= \frac{\partial M_y}{\partial \theta} & M_y^H &= \frac{\partial M_y}{\partial H} & M_y^{\dot{\omega}} &= \frac{\partial M_y}{\partial \dot{\omega}} \\ M_y^q &= \frac{\partial M_y}{\partial q} & \dot{\omega} &= \frac{d\omega}{dt} \end{aligned} \quad (6)$$

## 1.4 无量纲化

为了方便分析, 需要对物理量和方程进行无量纲化。无量纲参考值分别是: 稳定飞行时的大气密度  $\rho_\infty$ , 稳定飞行时的速度  $U_\infty$ , 无人机参考面积  $S_{ref}$ , 无人机参考长度(翼弦长)  $C_{ref}$ 。由此还可以得到参考时间  $t^* = \frac{C_{ref}}{U_\infty}$ 。

依据上述参考值, 可以得到无人机的无量纲转动惯量和无量纲质量:

$$i_{yy} = \frac{I_{yy}}{\rho_{\infty} S_{ref} C_{ref} \cdot C_{ref}^2} \quad (7)$$

$$\mu = \frac{m}{\rho_{\infty} S_{ref} C_{ref}}$$

无人机运动速度、位置和时间无量纲参数为

$$\left\{ \begin{array}{l} \hat{u} = \frac{u}{U_{\infty}} \\ \alpha = \frac{w}{U_{\infty}} \\ \dot{\alpha} = \frac{\dot{w}}{U_{\infty}} \cdot t^* \\ \hat{q} = q \cdot t^* \\ \hat{H} = \frac{H}{C_{ref}} \\ \hat{t} = \frac{t}{t^*} \end{array} \right. \quad (8)$$

无人机无量纲气动系数为

$$\left\{ \begin{array}{l} c_x = \frac{F_x}{\frac{1}{2} \rho_{\infty} U_{\infty}^2 S_{ref}} \\ c_z = \frac{F_z}{\frac{1}{2} \rho_{\infty} U_{\infty}^2 S_{ref}} \\ c_m = \frac{M_y}{\frac{1}{2} \rho_{\infty} U_{\infty}^2 S_{ref} C_{ref}} \end{array} \right. \quad (9)$$

## 1.5 无量纲动力学方程

将气动模型(5)带入方程(3),再联立方程(4),进行无量纲后,就可得到无人机纵向动力学方程组。

$$\frac{d\hat{q}}{d\hat{t}} = \frac{1}{2i_{yy}} \left( c_m^u \cdot \hat{u} + c_m^{\alpha} \cdot \alpha + c_m^{\dot{\alpha}} \cdot \frac{d\alpha}{d\hat{t}} + c_m^q \cdot \hat{q} + c_m^{\theta} \cdot \theta + c_m^H \cdot \hat{H} \right)$$

$$\frac{d\theta}{d\hat{t}} = \hat{q}$$

$$\frac{d\alpha}{d\hat{t}} = \frac{-1}{(c_z^{\dot{\alpha}} - 2\mu)} \left[ (c_z^u - 2c_{L0}) \cdot \hat{u} + c_z^{\alpha} \cdot \alpha + (c_z^{\theta} - c_{L0} \cdot tg\theta_0) \cdot \theta + (c_z^q + 2\mu) \cdot \hat{q} + c_z^H \cdot \hat{H} \right] \quad (14)$$

$$\frac{d\hat{H}}{d\hat{t}} = -\theta + \alpha$$

$$\frac{d\hat{u}}{d\hat{t}} = \frac{1}{2\mu} \left[ (-2c_{D0} + c_x^u) \cdot \hat{u} + c_x^{\alpha} \cdot \alpha + (c_x^{\theta} - c_{L0}) \cdot \theta + c_x^H \cdot \hat{H} \right]$$

## 2 稳定性分析

根据方程(14)可以分析无人机在干扰流场中的运动稳定性特征,具体过程是先写出方程组的特征方程,求出特征根,然后根据特征根分析无人

机在受到扰动后的稳定性特征。

首先对气动模型(5)中的各导数项展开成无量纲系数形式,并以(5)中等号右端第一项  $F_x^u \cdot u$  为例展示推导过程。在平衡飞行位置处该项可以写成:

$$F_x^u \cdot u = \left. \frac{\partial F_x}{\partial u} \right|_0 \cdot u = \left. \frac{\partial \left( \frac{1}{2} \rho U^2 S_{ref} \cdot c_x \right)}{\partial u} \right|_0 \cdot u \quad (10)$$

其中,下标 0 表示是在平衡位置,参数写成扰动形式:

$$\left\{ \begin{array}{l} U^2 = [(U_{\infty} + u)^2 + v^2 + w^2] \\ \rho = \rho_{\infty} + \rho' \end{array} \right. \quad (11)$$

在稳定平衡状态时,扰动量为零,轴向气动力等于阻力,重力在法向的分量等于升力:

$$\left\{ \begin{array}{l} u = v = w = 0 \\ \rho' = 0 \\ \frac{1}{2} \rho_{\infty} U_{\infty}^2 S_{ref} c_{x0} = -\frac{1}{2} \rho_{\infty} U_{\infty}^2 S_{ref} c_{D0} \\ mg \cos \theta_0 = \frac{1}{2} \rho_{\infty} U_{\infty}^2 S_{ref} \cdot c_{L0} \end{array} \right. \quad (12)$$

于是(10)式可以展开为

$$F_x^u \cdot u = \frac{1}{2} \rho_{\infty} U_{\infty}^2 S_{ref} \cdot (2c_{x0} + c_x^u) \cdot \hat{u} = \frac{1}{2} \rho_{\infty} U_{\infty}^2 S_{ref} \cdot (-2c_{D0} + c_x^u) \cdot \hat{u} \quad (13)$$

同理可以将(5)式中的其他 15 项导数也写成无量纲系数形式,于是,方程(3)、(4)可写成最终的无量纲形式为

机在受到扰动后的稳定性特征。

因为(14)是包含五个一阶微分方程的方程组,特征方程为 5 阶,理论分析比较复杂。为了突出重点,本文对纵向运动方程进一步简化,去掉 x 轴向方程,主要分析法向距离和俯仰姿态的干扰

影响。

## 2.1 稳定性判据

当无人机相对于干扰流场流向尺度较小时,可以略去流场流向梯度变化对无人机的影响,仅考查高度和俯仰运动,与方程(3)对应的方程组简化为

$$\begin{cases} \Delta F_z - mg \sin \theta_0 \cdot \theta = m \left( \frac{d\omega}{dt} - qU_\infty \right) \\ \Delta M_y = \frac{dq}{dt} I_{yy} \end{cases} \quad (15)$$

气动模型中仅保留俯仰运动阻尼项:

$$\begin{cases} \Delta F_z = F_z^w \omega + F_z^\theta \theta + F_z^H H \\ \Delta M_y = M_y^w \omega + M_y^q q + M_y^\theta \theta + M_y^H H \end{cases} \quad (16)$$

采用与上节相同的方法,可以得到描述运动的方程组:

$$\begin{bmatrix} \frac{d\hat{q}}{dt} \\ \frac{d\hat{\theta}}{dt} \\ \frac{d\hat{\alpha}}{dt} \\ \frac{d\hat{H}}{dt} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{c_m^q}{2i_{yy}} & \frac{c_m^\theta}{2i_{yy}} & \frac{c_m^a}{2i_{yy}} & \frac{c_m^H}{2i_{yy}} \\ 1 & 0 & 0 & 0 \\ 1 & \frac{c_z^\theta}{2\mu} & \frac{c_z^a}{2\mu} & \frac{c_z^H}{2\mu} \\ 0 & -1 & 1 & 0 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \hat{q} \\ \hat{\theta} \\ \hat{\alpha} \\ \hat{H} \end{bmatrix} \quad (17)$$

令  $\lambda$  为方程特征根,根据方程组(17)得到特征方程:

$$\begin{vmatrix} \frac{c_m^q}{2i_{yy}} - \lambda & \frac{c_m^\theta}{2i_{yy}} & \frac{c_m^a}{2i_{yy}} & \frac{c_m^H}{2i_{yy}} \\ 1 & -\lambda & 0 & 0 \\ 1 & \frac{c_z^\theta}{2\mu} & \frac{c_z^a}{2\mu} - \lambda & \frac{c_z^H}{2\mu} \\ 0 & -1 & 1 & -\lambda \end{vmatrix} = 0 \quad (18)$$

展开后得到特征方程各阶系数:

$$\begin{cases} \lambda^0: -\left(\frac{1}{4\mu \cdot i_{yy}}\right) \cdot [c_m^H(c_z^\theta + c_z^a) - c_z^H(c_m^\theta + c_m^a)] \\ \lambda^1: -\left(\frac{1}{4\mu \cdot i_{yy}}\right) \cdot [-c_m^q c_z^H - c_m^\theta c_z^a + c_m^a c_z^\theta] \\ \lambda^2: -\left(\frac{1}{4\mu \cdot i_{yy}}\right) \cdot [-c_m^q c_z^a + 2\mu \cdot (c_m^\theta + c_m^a) + 2i_{yy} \cdot c_z^H] \\ \lambda^3: -\left(\frac{1}{4\mu \cdot i_{yy}}\right) \cdot [2\mu \cdot c_m^q + 2i_{yy} \cdot c_z^a] \\ \lambda^4: 1 \end{cases} \quad (19)$$

根据微分方程线性系统稳定性分析方法可知,要使无人机在受扰动后回复稳定,方程(18)的特征值应全为负值,或者复特征根的实部全为负值。满足上述特征根要求的必要条件是特征方程系数(19)式中的符号相同。

如果不出现大的流动分离或跨声速流等极端情况,无人机的阻尼导数常常为负值,阻碍无人机在受扰动后持续运动,因此,忽略(19)式中的俯仰阻尼导数,就可以得到无人机近距离飞行应满足的简化稳定性必要条件:

$$\begin{cases} c_m^H(c_z^\theta + c_z^a) - c_z^H(c_m^\theta + c_m^a) < 0 \\ -c_m^\theta c_z^a + c_m^a c_z^\theta < 0 \\ \mu \cdot (c_m^\theta + c_m^a) + i_{yy} \cdot c_z^H < 0 \\ c_z^a < 0 \end{cases} \quad (20)$$

## 2.2 稳定性判据的空气动力学解释

稳定性判据(20)中包括两类气动导数。一类是关于无人机本身的,反映无人机在自由来流中的气动特性,如  $c_z^a, c_m^a$ 。另一类是关于干扰流场的,反映无人机在干扰流场中的气动特性,如  $c_z^\theta, c_m^\theta, c_z^H, c_m^H$ 。

对于第一类导数,是无人机的固有属性,可以通过自由流中无人机设计得到,由无人机的气动布局特性决定。

对于第二类导数,是无人机在干扰流场中的气动特性。对于特定的无人机,布局已经确定,于是这第二类导数的大小则由干扰流场的特性决定。

因此,当无人机气动特性和质量特性设计已经完成后,可以有两种方法满足无人机在载机干扰流场中的飞行稳定性要求。其一,在载机周边寻找合适的干扰流场位置,使无人机在其间的气动特性满足稳定性判据(20)的要求。其二,采用流动控制方法,在载机附近特定区域内营造合适的干扰流场,也可以使无人机在其间的气动特性满足稳定性判据(20)要求。

## 3 近距离飞行的影响

文献[17]中给出了一个轻型飞机在自由流中

的气动特性数据。本文借助这个例子,可以考察干扰流场中气动参数变化对无人机运动特性的影响。

### 3.1 自由流中的响应特性

假设无人机与轻型飞机具有相同的气动特性,平衡稳定飞行速度  $U_\infty = 53.64 \text{ m/s}$ ,参考长度  $C_{ref} = 1.7374 \text{ m}$ ,参考面积  $S_{ref} = 16.7225 \text{ m}^2$ ,大气密度  $\rho_\infty = 1.225 \text{ kg/m}^3$ 。根据本文无量纲方法,无人机的其他参数如下:

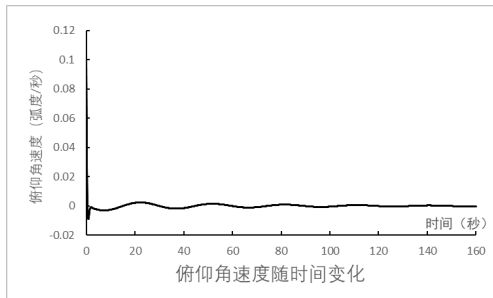
$$\begin{aligned} i_{yy} &= 37.86 & \mu &= 35.07 \\ c_x^u &= 0.0 & c_x^a &= 0.08 & c_x^H &= 0.0 & c_x^\theta &= 0.0 \\ c_z^u &= 0.0 & c_z^a &= -4.49 & c_z^H &= 0.0 & c_z^\theta &= 0.0 \\ c_m^a &= 0.0 & c_m^q &= -1.9 & c_m^u &= 0.0 & c_m^a &= -0.683 \\ c_m^a &= -2.18 & c_m^q &= -4.98 & c_m^H &= 0.0 & c_m^\theta &= 0.0 \\ c_{L0} &= 0.41 & c_{D0} &= 0.05 & \theta_0 &= 0.0 \end{aligned}$$

将上述参数代入方程(14)可以得到无人机在受到扰动后的纵向运动变化情况。

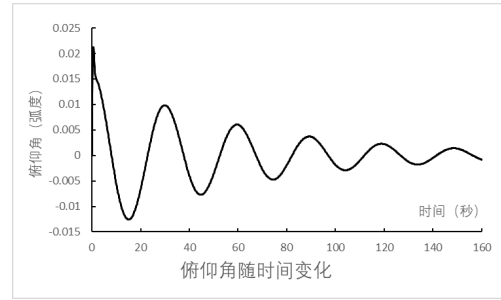
假设无人机受到  $q_0 = 0.1 \text{ rad/s}$  初始俯仰角速度扰动。无人机受初始扰动后运动参数随时间的变化如图2所示。分析方程组(14),求解特征方程,可以得到两个复特征根:

$$\begin{cases} \lambda_{1,2} = -2.4414 \pm 2.5375i \\ \lambda_{3,4} = -0.0165 \pm 0.2119i \end{cases} \quad (21)$$

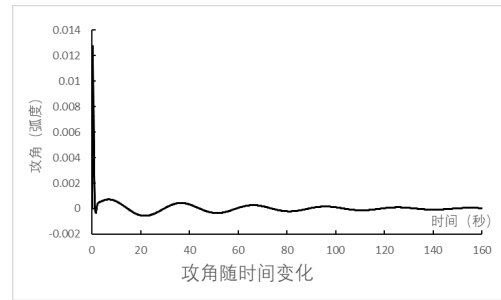
这两个复特征根分别对应一个快速收敛的短周期模态和一个缓慢收敛的长周期模态,周期分别为2.48和29.7s。在图2中,俯仰角速度和攻角幅值收敛很快,俯仰角和轴向速度增量收敛较慢,而且呈现较明显的长周期振荡。



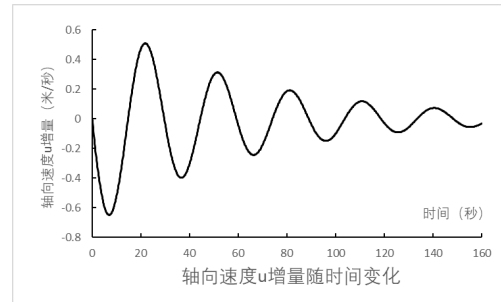
(a) 俯仰角速度随时间的变化曲线



(b) 俯仰角随时间的变化曲线



(c) 攻角随时间的变化曲线



(d) 轴线速度u增量随时间的变化曲线

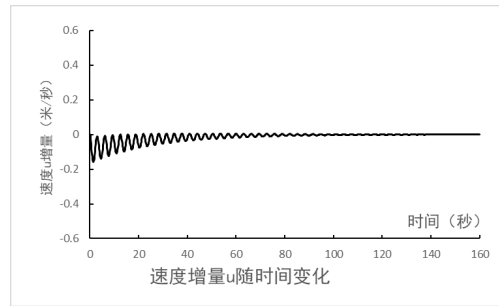
图2 自由流中无人机的自由响应  
Fig. 2 Free response of a drone in free flow

### 3.2 干扰流中的响应特性

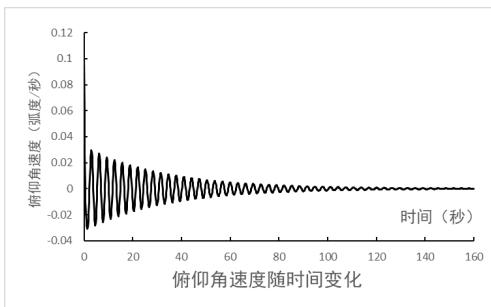
仍然假设无人机受到  $q_0 = 0.1 \text{ rad/s}$  俯仰角速度扰动,同时增加无人机在干扰流场中的气动导数  $c_z^H = -0.5$ ,该导数反映了无人机在靠近载机时受到下洗流的影响。无人机受扰动后运动参数随时间的变化如图3所示。仍然分析方程(14),求解特征方程,可以得到五个特征根,其中有一个负实根和两对复数根:

$$\begin{cases} \lambda_{1,2} = -2.4047 \pm 3.0257 i \\ \lambda_{3,4} = -0.0313 \pm 1.9869 i \\ \lambda_5 = -0.0436 \end{cases} \quad (22)$$

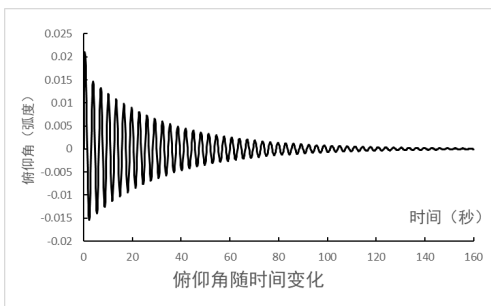
负实根对应一个单纯收敛模态,两个复数特征根分别对应一个快速收敛的短周期模态和一个缓慢收敛的短周期模态,周期分别为 2.08 和 3.16 s,不存在自由流情况时的长周期模态。在图 3 中,无人机呈现明显的短周期响应特性,俯仰角速度和攻角幅值收敛变慢,轴向速度增量幅值明显减小。



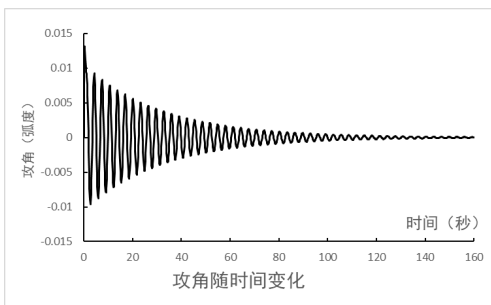
(d) 速度增量  $u$  随时间的变化曲线



(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



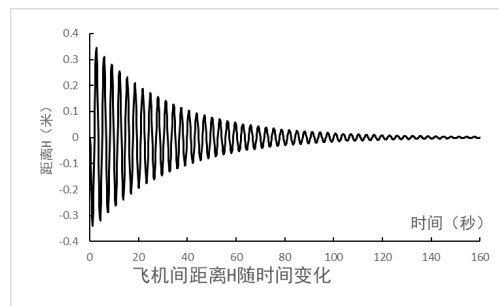
(c) 攻角随时间的变化曲线

图 3 干扰流场中无人机的自由响应  
Fig. 3 Free response of a drone in interference flow

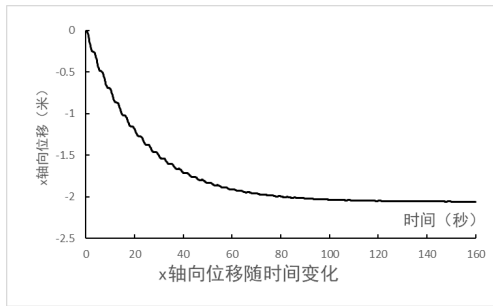
对比图 2 和图 3 可以看出:干扰流场使无人机响应特性发生显著变化,出现收敛较慢的短周期模态运动。如果需要尽快消除此种扰动,无人机遥控飞行员将比操纵自由流中无人机花费更多精力,增大了工作强度,可能需要为此添加增稳系统。

在推导简化稳定性判据时,假设流向干扰流场对无人机气动特性影响较小,略去了  $x$  轴向方程。通过方程组(14)可以评估这种简化的可行性。

干扰流场中无人机恢复到稳定飞行状态后,无人机法向位移  $H$  和  $x$  轴向位移的变化如图 4 所示。



(a) 飞机间距  $H$  随时间的变化曲线



(b)  $x$ 轴向位移随时间的变化曲线

图4 干扰流场中无人机的自由响应

Fig. 4 Free response of a drone in interference flow

法向位移  $H$  振幅逐步下降到零值,说明无人机在受到初始扰动后,可以恢复到与载机保持稳定飞行的初始距离,此时  $x$  轴向的位移约 2 m,大约相当于一个无人机的参考弦长 ( $C_{ref} = 1.7374$  米),因此,当无人机尺度较小时,载机流向尺度远大于无人机弦长,干扰流场轴向梯度相对无人机变化较小,可以在初步分析时忽略。

## 4 结 论

1) 本文采用纵向动力学方程和气动导数模型,建立了干扰流场中简化飞行稳定性判据,可以用于无人机在干扰流场中飞行稳定性初步分析和设计。

2) 干扰流场中飞行稳定性判据反映了无人机气动特性、质量特性和干扰流场特性的耦合关系。无人机在干扰流场中飞行,既需要考虑无人机自由流中的气动设计,也要考虑干扰流场中的气动特性,才能最终满足无人机在干扰流场中的稳定飞行要求。

3) 干扰流场中的下洗效应可使无人机出现幅值收敛较慢的短周期模态运动,增加了干扰流场中实现稳定可控飞行的难度。

4) 飞行器在空中实现安全可靠的对接是人类航空的百年梦想<sup>[19]</sup>,至今尚未很好地实现。近距稳定飞行概念为实现这个梦想提供了新的思路,本文提出的稳定性判据为相关飞行器的气动设计

奠定了初步理论基础。

## 参 考 文 献

- [1] CENKO A. Mistakes made in store separation wind tunnel testing during the last 6 decades [C] // 2018 Aerodynamic Measurement Technology and Ground Testing Conference. Atlanta, Georgia: AIAA, 2018: 4282-4289.
- [2] 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: 99-112.
- [3] 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: 98-108.
- [4] 孙海文. 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. Enlightenment and development of unmanned aerial vehicle swarm abroad [J]. Command and Control & Simulation, 2022, 44(2): 1-6. (in Chinese)
- [5] Gremlins program demonstrates airborne recovery [EB/OL]. [2023-06-17]. <https://www.darpa.mil/news-events/2021-11-05>.
- [6] PRIOR M, KERNAZHITSKIY S L, JOLLY B A. Assessment of HPCMP CREATETM-AV kestrel Version 7. 1.2 accuracy for store separation simulations [C] // 2018 Applied Aerodynamics Conference. Atlanta, Georgia: AIAA, 2018: 4123-4127.
- [7] NADAR C. Aircraft/stores compatibility, integration and separation testing: STO AGAR Do graph 300 Flight Test Technique Series-Volume 29, AG-300-V29 [R]. France: Science and Technology Organization North Atlantic Treaty Organization, 2014.
- [8] PURDON M, HETREED C, HUDSON M. F-35 pre-flight store separation analyses: innovative techniques for affordability [C] // 47th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition. Orlando, Florida: AIAA, 2009: 102-111.
- [9] TURPIN A M, CHIN D, GRANLUND K. Supersonic cavity flow subjected to continuous and transient leading-edge blowing [J]. AIAA Journal, 2020, 58(10): 4415-4425.
- [10] 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 Rock-



- ets, 2007, 44(1): 66-68.
- [11] 张静, 李华光, 郑宏涛, 等. 高速飞行器失控成因及操纵判据发展综述[J]. 气体物理, 2022, 6(6): 1-12.  
ZHANG Jing, LI Huaguang, ZHENG Hongtao. Review on out of control inducement and criteria of operation and stability of high speed vehicle[J]. Physics of Gases, 2022, 6(6): 1-12. (in Chinese)
- [12] ROZHDESTVENSKY K V. Wing-in-ground effect vehicles[J]. Progress in Aerospace Sciences, 2006, 42(3): 211-283.
- [13] 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.  
GuoxinLYU, 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)
- [14] 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.  
GuoxinLYU, 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)
- [15] DOIG G. Transonic and supersonic ground effect aerodynamics [J]. Progress in Aerospace Sciences, 2014, 69: 1-28.
- [16] QiulinQUA. Numerical study of the aerodynamics of a NACA 4412 airfoil in dynamic ground effect[J]. Aerospace Science and Technology 2014, 38: 56-63.
- [17] 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 B N. Performance, stability, dynamics, and control of airplanes [M]. 2nd ed. Translated by SHANG Chongyang. Beijing: Aviation Industry Press, 2013. (in Chinese)
- [18] RILEY M A. Longitudinal stability of a wing-in-ground effect aircraft[D]. Long Beach: California State University, 1995.
- [19] Flying aircraft carriers of the USAF: project tom-tom[EB/OL]. [2023-06-17]. <https://air-and-space.com/tomtom.htm>.

#### 作者简介:

**胡汉东**(1968—),男,博士,研究员。主要研究方向:飞行器气动布局,非定常空气动力学,计算空气动力学。

**汪文凯**(1990—),男,博士,副研究员。主要研究方向:空天飞行器总体设计。

**江 雄**(1968—),男,博士,研究员。主要研究方向:计算空气动力学方法与应用。

**司芳芳**(1985—),女,博士,副研究员。主要研究方向:非定常气动力学与气动热建模。

**刘福军**(1987—),男,博士,助理研究员。主要研究方向:飞行器气动布局设计,计算流体力学高精度数值方法。

(编辑:马文静)