

# 两栖 UAV 滑跳动力学特性仿真研究

裴 譔<sup>\*1</sup>, 张宇文<sup>1</sup>, 王银涛<sup>1</sup>, 王志强<sup>2</sup>

(1. 西北工业大学 航海学院, 西安 710072; 2. 昆明精密机械研究所, 昆明 650118)

**摘要:**基于空气动力学、势流理论和二元平面滑行理论,建立了两栖 UAV 入水滑跳动力学模型。重点对两栖 UAV 入水滑跳动力学特性进行了分析,并研究了多种入水条件对滑跳状态的影响。结果显示:(1)两栖 UAV 触水瞬间,姿态出现明显变化,UAV 出现瞬时剧烈抬头趋势;(2)两栖 UAV 入水攻角增大,会造成 UAV 较大的沾湿深度和较短的滑水时间;(3)入水俯仰角增大,会减小两栖 UAV 的沾湿深度和增大 UAV 的划水时间。研究结果可以为两栖 UAV 总体设计、飞行控制系统设计及飞行稳定性评估等方面提供理论依据和研究手段。

**关键词:**两栖 UAV;动力学建模;滑跳状态特性;仿真分析

**中图分类号:**TJ760.32 **文献标识码:**A

## 1 引言

两栖 UAV 是近年来新提出的一种能够在高海况条件下实现水面待机、水上高速滑行、水面起降<sup>[1]</sup>及近水面滑跳机动飞行<sup>[2]</sup>的新概念飞行器。根据概念设计,它融合了高速滑翔艇和 UAV 的双重特点,具有海空两栖特性。两栖 UAV 在军事用途上相对于常规巡航导弹<sup>[3]</sup>可以作为高机动非常规弹道,实现高效突防攻击;在民用用途上相对于常规水上飞机具有更高的航行速度和更大的功能适应性。

由于两栖 UAV 特殊的滑跳飞行过程,特别是入水瞬间,受空气动力<sup>[3]</sup>/水动力<sup>[4-7]</sup>的耦合影响,受力状态相当复杂,因此,有必要对其入水滑跳机理进行相关的深入研究。本文将根据滑跳阶段的力学特性建立两栖 UAV 滑跳状态的动力学模型,对滑跳入水周期内的滑跳机理和弹道特性进行相关分析,并对滑跳入水条件对入水滑跳状态的影响展开研究。为两栖 UAV 总体系统设计、动力学特性分析及其弹道规划设计提供可以借鉴的方法。

## 2 动力学模型

### 2.1 入水冲击力模型

关于入水冲击力的理论研究,一般忽略流体的粘性力及压缩性的影响<sup>[8]</sup>。研究对象以不可压缩

流体的非定常势流理论作为入水冲击力研究的基础。

设  $\phi$  为两栖 UAV 击水过程中所形成流场的速度势函数,它应满足拉普拉斯方程:

$$\nabla^2 \phi(x, y, z, t) = 0 \quad (1)$$

对于理想流体,流体沿物面流动;因此,流场的物面边界条件可以表示为

$$df/dt = \partial f/\partial t + \nabla \phi \cdot \nabla f \quad (2)$$

假定两栖 UAV 入水前,流体处于静止状态,则流场的初始条件和外边界条件可以表示为

$$\phi(x, y, z, 0) = \frac{\partial \phi(x, y, z, 0)}{\partial t} = 0 \quad (3)$$

$$[\phi(x, y, z, t)]_{\infty} = 0 \quad (4)$$

对于理想流体,流体沿物面流动,因此,流场的物面边界条件可以表示为

$$df/dt = \partial f/\partial t + \nabla \phi \cdot \nabla f \quad (5)$$

不可压缩流体非定常势流流场的压强分布为拉格朗日积分为

$$\frac{p(x, y, z, t) - p_{\infty}}{\rho} - zg + \frac{1}{2}(\nabla \phi)^2 + \frac{\partial \phi}{\partial t} = 0 \quad (6)$$

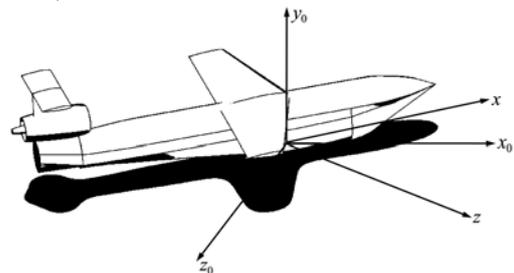


图1 两栖 UAV 示意图  
Fig.1 The amphibious schematic

收稿日期:2009-04-29;修改稿收到日期:2009-12-11.

作者简介:裴 譔\*(1983-),男,博士生

(E-mail:peixuan-001@163.com);

张宇文(1946-),男,教授.

在自由液面上,  $p = p_\infty$ 。由上式可得自由液面的边界条件为

$$\left[-z_g + \frac{1}{2}(\nabla\varphi)^2 + \frac{\partial\varphi}{\partial t}\right]^* = 0 \quad (7)$$

联立方程(1~7)即可得到两栖飞 UAV 表面压力分布,入水冲击力就可以通过沿物面积分物面上的压力分布求得

$$P_R(t) = -\iint_S [p(x, y, z, t) - p_\infty] ndS \quad (8)$$

$$\mathbf{M}_R(t) = -\iint_S \mathbf{r}(x, y, z) \times [p(x, y, z, t) - p_\infty] ndS \quad (9)$$

## 2.2 滑水力模型

根据文献[9],入水冲击力作用时间较短,一般在 10 ms 量级,当进一步吃水后,两栖 UAV 的受力扰动因素主要来自于底部滑水力的影响<sup>[10]</sup>。

理想流体中二元滑行平板的下半平面流通与薄翼完全相似,但前缘发生与运动方向相反的射流。由于薄翼上表面为负压,故滑行平板升力为薄翼升力一半,合力作用点距离前缘 1/4 处。

因此,假设两栖 UAV 入水瞬间,整个流场作用为理想流体,可以采用薄翼理论对两栖 UAV 底部沾湿状态进行计算。基于薄翼理论,假设底部沾湿状态可作如下转换:

$$\xi = \frac{c}{2}(1 - \cos\theta) \quad (10)$$

式中  $c$  为底部沾湿全长,  $\theta$  为将底部沾湿投影到二元薄翼的角度转换,变化范围  $0 \sim \pi$  每一段微元底部微元  $d\xi$  均产生相应环量,对升力的贡献为

$$d\Gamma = -\gamma(\xi)d\xi, dY^* = -\rho V_\infty d\Gamma \quad (12)$$

沾湿当地涡强边界条件为

$$\frac{1}{V_\infty} \int_0^c \frac{\gamma(\xi)d\xi}{2\pi(\xi-x)} = \frac{dy_f}{dx} - \alpha \quad (13)$$

联立式(10~13) 并做傅里叶变换,可以解得薄翼升力为

$$\Gamma = -\pi c V_\infty \left[ A_0 + \frac{1}{2} A_1 \right] \quad (14)$$

式中  $A_n$  为  $\gamma(\theta)$  的傅里叶展开级数。

根据二元滑水理论,则滑水法向力

$$Y_C = \frac{1}{2} Y^* = -\frac{1}{4} \rho V_\infty \Gamma \quad (15)$$

由此也可以得到底部沾湿条件下的诱导阻力系数:

$$C_{xi} = \frac{C_y^2}{\pi\lambda} \quad (16)$$

式中  $\lambda$  为两栖 UAV 底部沾湿展弦比摩擦阻力系数可直接选用 1957 年第八届 ITTC 或帕兰特 - 许立汀紊流摩阻计算公式,即

$$c_{fa} = 2 \left( \frac{0.075}{(\lg Re - 2)^2} - \frac{A_1}{Re} \right) \quad (17)$$

## 2.3 动力学方程

通过动量与动量矩定理<sup>[11]</sup> 可以在导弹系中建立导弹发射过程中的运动方程组:

$$m\dot{v}_x + m[-v_y\omega_z - x_c\omega_z^2] = -K_x v^2 - \Delta G \sin\theta - X_C - X_R \quad (18)$$

$$m\dot{v}_y + mx_c\dot{\omega}_z + mv_x\omega_z = (K_{y\alpha}\alpha + K_{y\delta}\delta_h) v^2 + K_{y\omega}\omega_z v - \Delta G \cos\theta + Y_C + Y_R \quad (19)$$

$$J_{zz}\dot{\omega}_z + mx_c\dot{v}_y + mx_c v_x \omega_z = (K_{mz\alpha}\alpha + K_{mz\delta}\delta_h) v^2 + K_{mz\omega}\omega_z v - Gx_c \cos\theta + M_C + M_{XC} + M_R \quad (20)$$

$$\dot{\theta} = \omega_z, \dot{x}_0 = v \cos\Theta, \dot{y}_0 = v \sin\Theta \quad (21-23)$$

式中  $X_C(t, H)$ ,  $Y_C(t, H)$  和  $M_C(t, H)$  为滑水轴向力、滑水法向力和滑水力矩;  $X_R(t)$ ,  $Y_R(t)$  为  $P_R(t)$  的轴向分量和  $P_R(t)$  的法向分量;  $\Delta G$  为负浮力,  $m$  和  $J_{zz}$  为导弹质量和绕  $oz$  轴的转动惯量;  $K_{y\alpha}$ ,  $K_{y\omega}$ ,  $K_{mz\alpha}$  和  $K_{mz\omega}$  分别为流体法向力和俯仰力矩即

$$K_{y\alpha} = \frac{1}{2} \rho S V_0^2 C_y^\alpha, K_{y\omega} = \frac{1}{2} \rho S L V_0^2 \omega C_y^{\omega_z} \quad (24, 25)$$

$$K_{mz\alpha} = \frac{1}{2} \rho S L V_0^2 m_z^\alpha, K_{mz\omega} = \frac{1}{2} \rho S L^2 V_0^2 \omega m_z^{\omega_z} \quad (26, 27)$$

$K_x$  为 UAV 流体轴向阻力,

$$K_x = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_x \quad (28)$$

$K_{y\sigma}$  和  $K_{mz\sigma}$  为舵面升力系数和力矩系数;

$$K_{y\sigma} = \frac{1}{2} \rho S V_0^2 C_y^\sigma, K_{mz\sigma} = \frac{1}{2} \rho S L V_0^2 m_z^\sigma \quad (29, 30)$$

$\alpha$  为 UAV 攻角,由下式计算,

$$\alpha = -\arctan\left[\frac{V_x}{V_y}\right] \quad (31)$$

式中

$$V_x = V \cos\Theta, V_y = V \sin\Theta \quad (32, 33)$$

$\Theta$  为弹道倾角,由下式计算。

$$\Theta = \theta - \alpha \quad (34)$$

2.1 和 2.2 节中的入水冲击力和滑水力均采用有限元算法,对飞行器表面划分网格,取每个面元中心为体坐标系下面元控制点  $(x, y)_{i,j}$ 。每四个点组成一组以构成平面四边形单元,对每一面元控制

点上力进行数值积分求得。

### 3 仿真计算及其分析

#### 3.1 入水滑跳状态仿真算例

基于上述动力学模型对两栖 UAV 入水滑跳状态进行仿真计算。计算初始条件:  $v_{x0} = 80 \text{ m/s}$ ,  $\alpha_0 = 3.85^\circ$ 。

从仿真曲线中可以观察, 当 UAV 底部于约 0.72 秒触水, UAV 姿态开始出现明显变化, 俯仰角速度  $\omega_z$  在 0.1 秒内从  $-6.6^\circ/\text{s}$  增到  $90^\circ/\text{s}$ , 俯仰角  $\theta$  在 0.1 秒内从  $-2.8^\circ$  增加到  $1.4^\circ$ 。

从仿真结果分析: 入水瞬间, 由于入水冲击力与滑水力的影响, 对 UAV 入水姿态产生巨大影响。入水冲击力和滑水力法向分量均造成了 UAV 入水后的上升趋势, 最终导致 UAV 从水中实现滑跳离水。然而, 由于上述两者的偏心效果, 同样将导致 UAV 入水瞬间产生极大俯仰力矩, 从而使得 UAV 出现短时间内  $\omega_z, \theta$  出现瞬时增量, 导致 UAV 出现强烈抬头趋势, 可能会造成 UAV 姿态失稳甚至翻滚失事。随着 UAV 入水至沾湿最低点后, 沾湿面积开始下降, 伴随着入水冲击力和滑水力的降低, 从而导致  $\omega_z$  的明显下降, 至 UAV 离水时,  $\omega_z$  回归至约  $-2.4^\circ/\text{s}$ 。整个入水沾湿状态条件下,  $\theta$  始终处于增大状态, UAV 抬头趋势始终在不断增加。

#### 3.2 入水攻角对滑跳的影响

两栖 UAV 入水瞬间其入水攻角  $\alpha$  为 UAV 速度与自身轴线的夹角, 一般条件下不为  $0^\circ$ , 由  $\alpha$  的

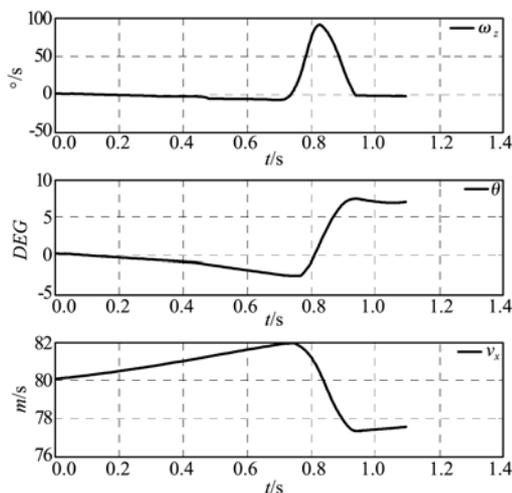


图 2 入水姿态 - 时间历程曲线  
Fig. 2 Posture parametric vs time

不同, 必然导致入水过程中力学特性的变化, 因此, 有必要针对两栖 UAV 入水法向速度  $\alpha$  对滑跳的影响进行研究。

仿真计算工况为入水攻角  $\alpha$  分别为  $0.72^\circ$ ,  $1.43^\circ$ ,  $2.15^\circ$ ,  $2.86^\circ$  和  $3.58^\circ$ , 仿真结果如图 4 所示。

从图 4 可以看出,  $\alpha$  越大, UAV 机身底部吃水时间跨度越短, 吃水深度曲线越尖锐。对仿真结果分析,  $\alpha$  增大意味 UAV 触水法向运动趋势加剧, 因此造成 UAV 拥有更大的吃水深度, 不利于 UAV 的滑跳安全性; 但随着吃水深度的增加, 必然造成 UAV 具有更大的沾湿面积, 从而造成 UAV 吃水过程中入水冲击力和滑水力的增大, 有利于 UAV 在更短的时间内实现滑跳出水。

#### 3.3 入水俯仰角 $\theta$ 对滑跳的影响

两栖 UAV 入水瞬间其俯仰角  $\theta$  为自身轴线与水平面的夹角, 由于受到控制系统作用, 可能会在多种不同  $\theta$  条件下入水。由  $\theta$  的不同, 必然导致入水过程中力学特性的变化, 因此, 有必要针对两栖 UAV 入水俯仰角  $\theta$  对滑跳的影响进行研究。

仿真计算工况为入水俯仰角  $\theta$  分别为  $2^\circ$ ,  $1^\circ$ ,  $0^\circ$ ,  $-1^\circ$  和  $-2^\circ$ , 仿真结果如图 5 所示。

从图 5 可以看出,  $\theta$  越小, UAV 机身底部吃水时间跨度越短, 吃水深度曲线越尖锐。 $\theta$  的大小决定了 UAV 自身推力在地面系下对 UAV 的作用效果, 当  $\theta$  为正时, 意味着 UAV 处于抬头状态, 自身推力在纵平面下分量为正, 对 UAV 的纵向滑跳运动具有相当的推动作用, 深度曲线较为平缓, 有利于飞行器的姿态稳定, 但由于沾湿深度较低, UAV

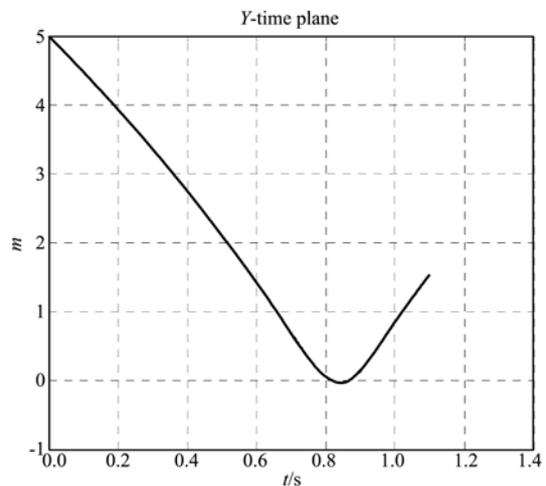


图 3 滑跳轨迹-时间历程曲线  
Fig. 3 Slipe ballistic vs time

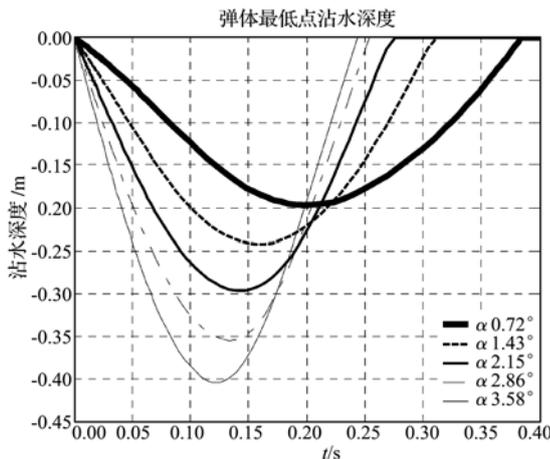


图 4 沾湿深度-时间历程曲线  
Fig. 4 The depth vs time

需要较长的滑水时间才能使得离水;随着  $\theta$  的降低,UAV 开始趋于低头,自身推力在纵平面下的分量减小甚至为负,开始对 UAV 的纵向滑跳运动具有一定的阻碍作用,造成 UAV 具有较为强烈的入水趋势,UAV 的姿态突变,对控制系统提出了更高的要求,但显著了减小 UAV 的滑水时间,有利于降低水面因素扰动的影响。

## 4 结 论

(1) 本文建立了两栖 UAV 发射动力学模型,重点针对两栖 UAV 入水滑跳过程的力学特性进行了仿真计算分析。结果表明所建模型是可行的,为研究跨介质飞行器滑跳弹道问题提供了一条有效途径。

(2) 两栖 UAV 触水瞬间,姿态出现明显变化,尤其是在入水冲击力和滑水力的偏心作用下,UAV 出现瞬时剧烈抬头趋势,可能会导致飞行状态的失稳以致发生事故,并且对控制系统提出了更高的要求。

(3) 两栖 UAV 滑跳沾湿状态和滑水状态受到多种因素的影响,其中入水法向速度和入水俯仰角影响较大,对两栖 UAV 的稳定性和安全性均有不同程度的制约,存在合理匹配与优化问题,需要在总体设计中得以充分考虑。

(4) 两栖 UAV 触水瞬间还涉及到飞行器结构形变以及水面干扰响应的影响,这是本文今后要进一步开展的工作。

## 参考文献(References):

[1] Hassan Ghassemi, Mahmoud Ghiasi. Acombined

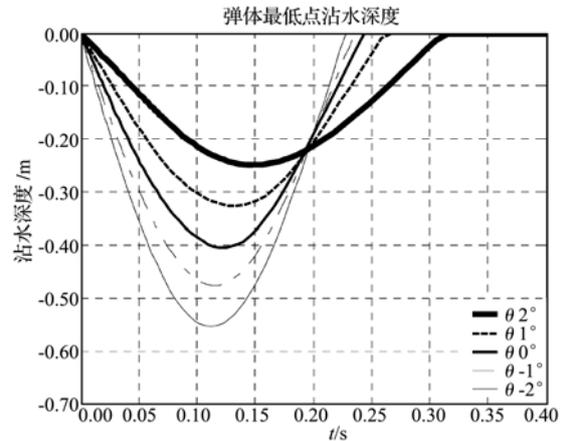


图 5 沾湿深度-时间历程曲线  
Fig. 5 The depth vs time

method for the hydrodynamic characteristics of planing crafts [J]. *Ocean Engineering*, 2008, **35**: 310-322.

- [2] Lydéric Bocquet, The physics of stone skipping[J]. 2003 *American Association of Physics Teachers*. [DOI:10.1119/1.1519232]
- [3] 吴子牛,空气动力学[M].北京:清华大学出版社,(WU Zi-niu. *Aerodynamics*[M]. Beijing: Tsinghua University Press. (in Chinese))
- [4] Katayama T, Ikeda Y. An experimental study on transverse stability loss of planing craft at high speed in calm water[J]. *Journal of the Kansai Society of Naval Architects*,1995,**224**:77-85.
- [5] Kobayashi H, Shimura Y. A Study on the Maneuverability of High-Speed Boat[J]. *Journal of the Kansai Society of Naval Architects*, 1995,**223**:91-98.
- [6] 朱 璘,王宇航.掠海飞行反舰导弹攻击效果仿真研究[J]. *仿真技术*,2008,**24**(4):246-248. (ZHU Lin, WANG Yu-hang. The study of brush sea flying anti-warship missile effect simulation [J], 2008, **24**(4): 246-248. (in Chinese))
- [7] 赵连恩.高性能船舶水动力原理与设计[M].哈尔滨:哈尔滨工程大学出版社.(ZHAO Lian-en. *Hydrodynamic and Design Principle of Performance Ships* [M]. Harbin: Harbin Engineering University Press. (in Chinese))
- [8] 王永虎,石秀华,李文哲,等.斜入水高速冲击的理论建模及缓冲分析[J]. *机械科学与技术*,2008,**6**(27):766-769. (WANG Yong-hu, SHI Xiu-hua, LI Wen-zhe, et al. Water entry with high velocity modeling and cushioning analysis of oblique [J]. *Mechanical Science and Technology for Aerospace Engineering*, 2008,**6**(27):766-769. (in Chinese))

- [9] 王永虎,石秀华,王 鹏,等. 平头尖供体斜入水冲击理论建模与仿真[J]. 鱼雷技术,2008,16(1):14-17. (WANG Yong-hu,SHI Xiu-hua,WANG Peng,et al. Modeling and simulation of oblique water-entry of disk ogive[J]. *Torpedo Technology*,2008,16(1):14-17. (in Chinese))
- [10] 艾 维,方开翔. 船舶轴系力学建模与仿真[J]. 造船技术,2007,4:42-46. (AI Wei,FANG Kai-xiang. Studying on the modeling and simulation for ship shafting mechanics[J]. *Marine Technology*,2007,4:42-46. (in Chinese))
- [11] 张宇文. 鱼雷弹道与弹道设计[M]. 西安:西北工业大学出版社,1999. (ZHANG Yu-wen. *Torpedo Ballistic Trajectory and Design*[M]. Xi'an:Northwestern Polytechnical University Press,1999. (in Chinese))

## Simulation and analysis of slide jump dynamic characteristic of the amphibious UAV

PEI Xuan<sup>\*1</sup>, ZHANG Yu-wen<sup>1</sup>, WANG Yin-tao<sup>1</sup>, WANG Zhi-qiang<sup>2</sup>  
 (School of Marine Engineering, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China;  
 2. Kunming Institute of Precision Machinery, Kunming 650118, China)

**Abstract:** Based on the aerodynamic, the potential flow theory and the planning theory, a dynamic model of the slide jump ballistics of the amphibious UAV was developed. The slide jump dynamics characteristic of amphibious UAV had been analyzed in details, and the slide jump state had been researched on the impact of the several jumping condition. Results show that: (1) At the moment of touching water, posture of amphibious UAV changes violently and shows a intense rising trend instantaneously; (2) The angle of attack increasing will make the bedew depth increase and the slide time decrease; (3) The pitch angle increase will make the bedew depth decrease and the slide time increase. The work can give the theoretical foundation and study tools for the conceptual design, flight control systems design and flight stability assessment of the amphibious UAV.

**Key words:** amphibious UAV; dynamics model; slide jump dynamics characteristics; simulation and analysis