文章编号：1000-4750(2010)08-0223-06

跨介质飞行器气/水两相弹道仿真研究

*裴　諴，张宇文，李闻白，邬　明

(西北工业大学航海学院，陕西，西安 710072)

摘　要：跨介质飞行器是介于空气与水之间运动的新概念两栖飞行器，由于同时受到空气动力，水动力的作用，动力学特征较巡航飞行器和水面滑行艇均有很大差别。基于空气动力学和二元平面滑行理论，建立了跨介质飞行器滑跳动力学模型。重点对飞行器滑跳弹道特点进行了分析，并对滑跳弹道影响因素进行了仿真研究。结果显示：滑跳飞行距离和飞行器推力对滑跳弹道均有较大影响。研究结果可以为跨介质飞行器总体设计，弹道设计与优化和飞行稳定性评估等方面提供了理论依据和研究手段。

关键词：跨介质飞行器；滑跳弹道；动力学模型；仿真分析；弹道特性

中图分类号：TJ760.3^{+}2　　**文献标识码**：A

SIMULATION AND ANALYSIS ON THE GAS/WATER TWO-PHASE BALLISTICS OF TRANS-MEDIA AIRCRAFT

*PEI Xuan , ZHANG Yu-wen , LI Wen-bai , WU Ming

(School of Marine Engineering, Northwestern Polytechnical University, Xi'an, Shaanxi 710072, China)

Abstract: The trans-media aircraft is a new concept amphibious aircraft, which has been affected by an aerodynamic force and a hydrodynamic force, and its kinetics is different from that of a normal aircraft or a planning boat. Based on aerodynamics and planar sliding theory, a dynamic model for the slide jump ballistics of the trans-media was developed. The characteristic and factors of slide jump ballistics of aircrafts have been simulated and analyzed especially. The results show that the length of jump and the power force of engine have a obvious influence on the characteristics of slide jump ballistics. It gives a theoretical foundation or a study tool for the conceptual design of trans-media, ballistics design optimization and flight stability assessment.

Key words: trans-media aircraft; slide jump ballistics; dynamic model; simulation and analysis; characteristic of ballistics

跨介质飞行器是近年来新提出的一种能实现高效突防的一种新概念飞行器，其主要特点在于其可以实现近水面触浪滑跳飞行，在高海况环境下能够有效避免常规飞行器触浪造成的钻海或者弹道失控，极大地拓展了飞行器的使用环境。同时，其复杂弹道的特性又能够有效躲避掠海雷达的锁定和CIWS的拦截[1]，从而具有高效突防打击能力和多重任务性。由于飞行器在气/水两相界面周期运动，气/水耦合作用、介质变化造成载荷突变和入水冲击力等因素对跨介质飞行器滑跳弹道会造成诸多影响，因此针对滑跳弹道的研究对整个飞行器设计弹道的规划设计的可实现性至关重要。

由于跨介质飞行器尚属于概念飞行器，国内尚属首次提出，国内外对其的研究均较少，本文力图

收稿日期：2008-12-31；修改日期：2010-03-29

作者简介：*裴　諴(1983－)，男，上海人，博士生，从事飞行器总体设计研究(E-mail: peixuan-001@163.com)；
张宇文(1946－)，男，安徽人，教授，博导，从事飞行器总体设计研究(E-mail: zhangyuwen@nwpu.edu.cn)；
李闻白(1983－)，男，浙江金华人，博士生，从事先进控制系统研究(E-mail: liwenbai@163.com)；
邬　明(1985－)，男，陕西延安人，硕士生，从事流体力学研究(E-mail: wmgod1985@163.com).

针对跨介质飞行器滑跳飞行动力学特性，建立滑跳飞行动力学方程和运动学方程，并分析在滑跳弹道下飞行器的弹道特点及其影响因素。研究成果可以为跨介质飞行器总体系统设计、弹道优化设计等和飞行安全性提供理论依据和研究方法。

1 动力学模型

1.1 力学模型分析

跨介质飞行器在空中段飞行过程中受到升力、阻力和推力等因素的作用，在入水滑水过程中除上述力外还受到入水冲击力、滑水力[2]、非定常流体惯性力和由于近水面飞行地面/海面效应所造成的气动力增量等因素的影响，飞行气动力可以从现有文献[3]中获得成熟的计算方法，本文重点针对跨介质飞行器入水滑水过程中所受到的的入水冲击力[4]、滑水力、惯性力及其在近水面飞行过程中地面/海面效应[5]四种模型分析其气/水耦合作用。

1) 入水冲击力模型。

入水冲击力具有瞬态极大值的特点[6]，与之相比，入水冲击时流体的重力、粘性力和压缩性等因素所造成的影响较小，因此作为简化条件，忽略流体的重力、粘性力及压缩性的影响。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 φ 为跨介质飞行器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：

$$\nabla^2\varphi(x,y,z,t)=0 \tag{1}$$

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：

$$\mathrm{d}f/\mathrm{d}t=\partial f/\partial t+\nabla\varphi\cdot\nabla f \tag{2}$$

假定飞行器入水前，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成：

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

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

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：

$$\mathrm{d}f/\mathrm{d}t=\partial f/\partial t+\nabla\varphi\cdot\nabla f \tag{5}$$

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：

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

在自由液面上，$p=p_\infty$，由式(6)可得自由液面的边界条件为：

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

联立方程式(4)－式(9)即可得到跨介质飞行器表面压力分布，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：

$$P_R(t)=-\iint_S[p(x,y,z,t)-p_\infty]\boldsymbol{n}\mathrm{d}S \tag{8}$$

$$\boldsymbol{M}_R(t)=-\iint_S\boldsymbol{r}(x,y,z)\times[p(x,y,z,t)-p_\infty]\boldsymbol{n}\mathrm{d}S \tag{9}$$

将 P_R 在体轴系 xoy 内分解可得轴向和法向入水冲击力 P_{Rx}和P_{Ry}。

2) 划水力模型。

图 1 为二元平板滑行状态示意图，图 1 中 α 为平板攻角，P 为平板压心所受到压力，Γ 为平板所受动升力，X 为平板所受轴向力，V 为平板运动速度，l_p 为平板沾湿长度。根据二元平板滑行理论，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，但前缘产生反射流。由于滑行平板缺少薄翼上表面的负压，故其升力为薄翼升力一半，合力作用点距离前缘 1/4 处[2]，由此可得飞行器底部滑水升力系数：

$$C_L=\frac{k}{2}\frac{2l^2}{S}\sum_{n=1}^{\infty}A_n\int_0^{\pi}\sin(n\theta)\sin\theta\mathrm{d}\theta \tag{10}$$

式中：A_n 为环量 Γ 的傅里叶展开级数；l、S 为沾湿宽度与沾湿投影面积；k 为非线性修正系数。

式(10)为船舶设计中水面滑水动升力计算方法，计算时假设流体为理想流体，而实际流体是有粘性的，因此平板滑行理论中轴向力的研究中，滑行平板与流体相接触的表面受到摩擦力的作用，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：

$$c_{fa}=\frac{0.075}{(\lg Re-2)^2} \tag{11}$$

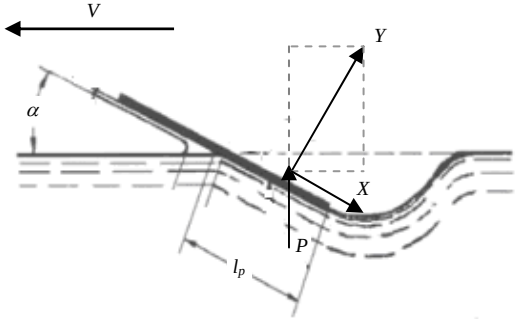


图1 二元平板滑水状态

Fig.1 Diagram of planning boat sliding

3) 惯性力模型。

在入水至出水的过程中，由于介质的变化，特别是由于飞行器底部沾湿状态下的流体附加质量的变化，将会导致整个飞行器出水载荷的跃变[7]，故需要计算附加质量非定常变化。

设物体运动产生的扰动速度势为 Φ，满足[8]：

$$\left.\begin{aligned}&\nabla^2\Phi=0\\&\frac{\partial\Phi}{\partial n}=v_\infty\cdot n_p\\&\Phi_\infty=0\end{aligned}\right\}\tag{12}$$

将速度势按分量展开可得：

$$\Phi=v_{ox}\Phi_1+v_{oy}\Phi_2+v_{oz}\Phi_3+\omega_x\Phi_4+\omega_y\Phi_5+\omega_z\Phi_6\tag{13}$$

式中：v_{ox}、v_{oy}、v_{oz} 为体轴系速度分量；ω_x、ω_y、ω_z 为体轴系角速度分量；Φ_1、Φ_2、Φ_3 为飞行器平移产生的速度势；Φ_4、Φ_5、Φ_6 为飞行器旋转产生的速度势。

由式(12)所得，$\nabla^2\Phi_i=0$，$i=1,2,\cdots,6$

$$\begin{aligned}&\frac{\partial\Phi_1}{\partial n}=n_x,\quad\frac{\partial\Phi_2}{\partial n}=n_y,\quad\frac{\partial\Phi_3}{\partial n}=n_z,\\&\frac{\partial\Phi_4}{\partial n}=yn_z-zn_y,\quad\frac{\partial\Phi_5}{\partial n}=zn_x-xn_z,\\&\frac{\partial\Phi_6}{\partial n}=xn_y-yn_x\ 。\end{aligned}\tag{14}$$

联立式(12)－式(14)可解得 Φ_i，则附加质量为：

$$\lambda_{i,j}=-\rho\iint_{S_b}\Phi_i\frac{\partial\Phi_j}{\partial n}\mathrm{d}S\tag{15}$$

4) 地面效应模型。

由于跨介质飞行器处于气/水两相交界面运动，必然会受到气/水耦合影响，本文为简化模型，重点考虑地面/海面效应对飞行器升力、阻力和力矩的影响。

由于地面效应所产生的附加攻角[9]：

$$\Delta\alpha=-X\left[\frac{9.12}{\lambda}+7.16\left(\frac{c_r}{b}\right)\right]C_y-\frac{A}{2C_y^\alpha}\left(\frac{c_r}{b}\right)r\left(\frac{L}{L_0}-1\right)C_y\tag{16}$$

式中：X 为镜像机翼尾涡影响修正因子；H 为离地高度；λ 为机翼展弦比；C_y、C_y^α 为不计地面效应升力系数和斜率；$\dfrac{L}{L_0}-1$ 为镜像机翼附着涡影响修正因子；r 为有限展长地面影响修正因子；则附加升力系数为：

$$\Delta C_y=\left(\frac{\Delta\alpha}{\alpha-\Delta\alpha}\right)C_y\tag{17}$$

诱导阻力增加量：

$$\Delta C_x=-\frac{\sigma(C_y)^2}{\pi\lambda}-\frac{rTC_y}{57.3}\left[C_{Dy}-\frac{\sigma(C_y)^2}{\pi\lambda}\right]\tag{18}$$

式中：σ 为多翼理论中的布朗特干扰因子；T 为纵向速度地面修正因子；C_{Dy} 为无地面效应时单独机翼升力系数。

附加力矩系数为：

$$\Delta M_z=\left(\frac{x_c-x_F}{L}\right)\Delta C_y\tag{19}$$

式中：L 为参考长度；x_c 为平均起动弦计算力矩中心；x_F 为平均气动弦计算翼身组合体焦点。

1.2　弹道仿真数学模型

弹道仿真数学模型在体轴系下建立，体轴系 xyz 与地面系 $x_0y_0z_0$ 间的关系如图2所示。

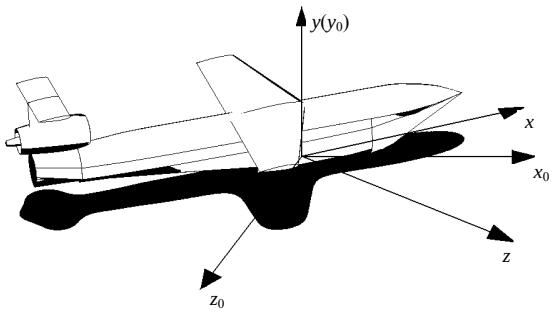


图2　跨介质飞行器坐标系

Fig.2　Coordinate system of the trans-media aircraft

根据动量与动量矩定理可以建立滑跳飞行的动力学与运动学方程组：

$$\begin{aligned}&(m+\lambda_{11})\dot v_x+m[-v_y\omega_z-x_c\omega_z^2]=\\&\qquad-K_xv^2-(G-B)\sin\theta-X+P_{Rx}\end{aligned}\tag{20}$$

$$\begin{aligned}&(m+\lambda_{22})\dot v_y+(mx_c+\lambda_{26})\dot\omega_z+mv_x\omega_z=(K_{ya}\alpha+\\&\qquad K_{y\delta}\delta_h)v^2+K_{y\omega}\omega_zv-\Delta G\cos\theta+Y+P_{Ry}\end{aligned}\tag{21}$$

$$\begin{aligned}&(J_{zz}+\lambda_{66})\dot\omega_z+(mx_c+\lambda_{26})\dot v_y+mx_cv_x\omega_z=(K_{mz\alpha}\alpha+\\&\qquad K_{mz\delta}\delta_h)v^2+K_{mz\omega}\omega_zv-Gx_c\cos\theta+M_C+M_R\end{aligned}\tag{22}$$

$$\dot\theta=\omega_z\tag{23}$$

$$\dot x_0=v\cos\Theta\tag{24}$$

$$\dot y_0=v\sin\Theta\tag{25}$$

式(20)－式(35)中：m、J_{zz} 为导弹质量和绕 oz 轴的转动惯量；$K_{y\alpha}$、$K_{y\omega}$、$K_{mz\alpha}$、$K_{mz\omega}$ 分别为考虑气水耦合条件下的流体法向力和俯仰力矩[10]：

$$K_{y\alpha}=\frac{1}{2}\rho SV_0^2C_y^\alpha\tag{26}$$

$$K_{y\omega}=\frac{1}{2}\rho SLV_0^2\omega C_y^{\omega_z} \tag{27}$$

$$K_{mz\alpha}=\frac{1}{2}\rho SLV_0^2 m_z^{\alpha} \tag{28}$$

$$K_{mz\omega}=\frac{1}{2}\rho SL^2V_0^2\omega m_z^{\omega_z} \tag{29}$$

K_x 为飞行器流体轴向阻力：

$$K_x=\frac{1}{2}\rho V^2 SC_x \tag{30}$$

式中：$K_{y\sigma}$、$K_{mz\sigma}$ 分别为考虑气水耦合条件下的舵面升力系数和力矩系数：

$$K_{y\sigma}=\frac{1}{2}\rho SV_0^2 C_y^{\sigma} \tag{31}$$

$$K_{mz\sigma}=\frac{1}{2}\rho SLV_0^2 m_z^{\sigma} \tag{32}$$

X 、Y 、M_c 为滑水动升力、阻力和力矩：

$$X=\frac{1}{2}\rho SV_0^2 C_{fa} \tag{33}$$

$$Y=\frac{1}{2}\rho SV_0^2 C_L \tag{34}$$

$$M_c=Y(x-x_c) \tag{35}$$

式(20)－式(35)中：x 为滑水力作用点；x_c 为飞行器浮心位置；P_{Rx}、P_{Ry}、M_R 为入水冲击轴向、法向力和力矩；α 为飞行器攻角，由下式计算：

$$\alpha=-\arctan(v_y/v_x) \tag{36}$$

λ_{11}、λ_{22}、λ_{26}、λ_{66} 为飞行器触水时附加质量。

2 仿真计算及分析

2.1 跨介质飞行器滑跳弹道

根据上述动力学模型对跨介质飞行器滑跳弹道进行仿真计算。

图 3 为滑跳弹道计算仿真，仿真初始条件为：$V_x=100\text{m/s}$，$V_y=0\text{m/s}$，$\theta=0°$，$y_0=10\text{m}$。仿真结果显示跨介质飞行器近海面滑跳弹道飞行弹道符合期望。

仿真结果可知，空中段弹道平滑，峰值处圆滑过渡；入水段弹道由于飞行器底部在动升力作用下，导致弹道峰值尖锐，可见仿真弹道具有合理性。滑水弹道尖锐能够有效缩短水中滑行段时间，改善飞行器能量衰竭而导致的钻水，有利于滑跳弹道的实现；但由于其瞬时内姿态的剧烈变化，可能导致弹身瞬间姿态失稳从而造成飞行器姿态的诱导发散，造成整个飞行器在入水倾覆，故需要对滑跳弹道入水段进行综合优化设计。

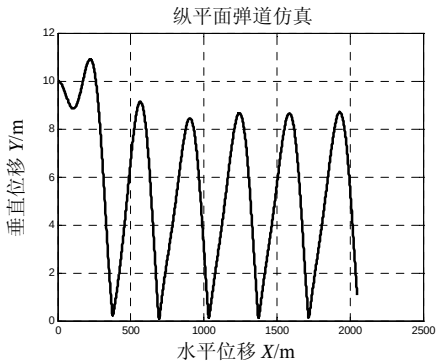


图3 弹道仿真弹道曲线

Fig.3 The simulation ballistics

2.2 滑跳距离对弹道的影响

为了分析滑跳距离对弹道的影响，对两种工况 1) 300m；2) 400m进行仿真计算，结果如图4－图7所示，图4－图7中实线和虚线分别表示工况1和工况2仿真结果，初始条件不变。

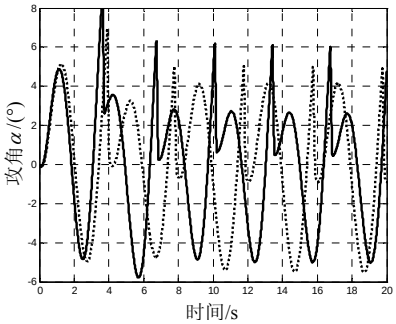


图 4 攻角-时间历程曲线

Fig.4 Attack angle vs time

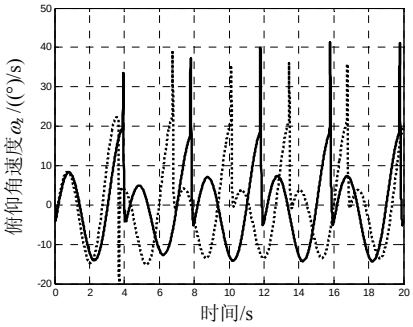


图5 俯仰角速度-时间历程曲线

Fig.5 Pitch angle velocity vs time

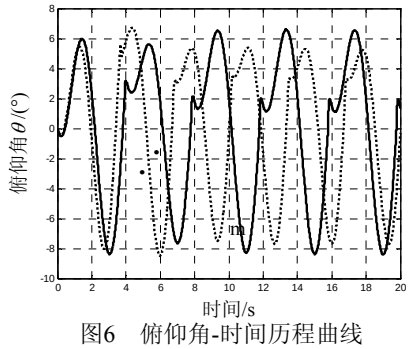


图6 俯仰角-时间历程曲线

Fig.6 Pitch angle vs time

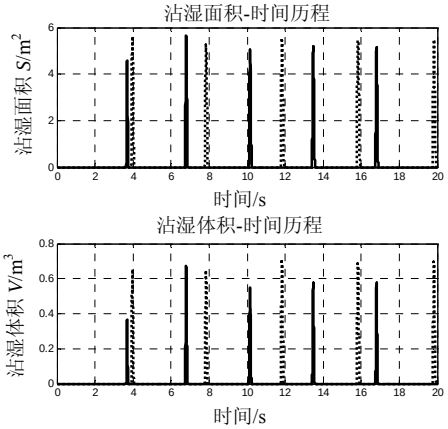


图7　沾湿状态-时间历程曲线

Fig.7　Bedew state characteristics vs time

由图4－图7可知：随着滑跳距离的下降，必然要求飞行器在小位移内实现滑跳，需要更大的俯仰角和俯仰角速度才能保证飞行器在触水瞬间的安全性和滑跳飞行的可实现性。同时，在触水刹那，俯仰角速度激增幅度更大，即在触水瞬间，飞行器出现一个短暂却强烈的抬头趋势，滑跳距离越短，抬头趋势越明显，可能造成的飞行器上仰翻滚的可能性越大，一定程度上增大了弹道的不安全因素。但由于下滑过程中俯仰角速度增大所造成的强制抬头，有效改善了飞行器滑跳过程中可能出现的触水沉没与钻水等危险状态的发生，使得在较小的沾湿面积和浸没体积下获得较大的滑水动升力，从而实现飞行器的起飞，可以有效缓解飞行器由于滑水所带来的飞行器动能的损耗。

2.3　推力对弹道的影响

为了分析飞行器发动机推力对弹道的影响，对两种工况：1) $0.6T_{\max}$；2) $T_{\max}$ 进行仿真计算，结果如图 8－图 11 所示，图 8－图 11 中实线和虚线分别表示工况 1 和工况 2 仿真结果，初始条件不变。

由图8－图11可知：发动机推力的增大，飞行器姿态参数改变量下降。故在同等初始条件下飞行器入水深度增大，滑水时间增大，且由于转动姿态参数的下降造成了飞行器滑跳抬头困难，使得在沾湿面积和沾湿体积上也逐渐增大。对于发动机推力的增大，飞行器入水瞬间姿态变化较小，沾水瞬间飞行器飞行弹道更为稳定，便于自身静稳修正和控制系统的姿态修正，有利于滑跳弹道的实现；但飞行器沾水时间更长，对动能的损耗更大，可能导致飞行器推力较长时间无法弥补滑水阻力所造成的损失，从而出现滑水动升力无法保证弹身弹起而导致弹身吃水的急剧增大，造成整个滑跳弹道的发散

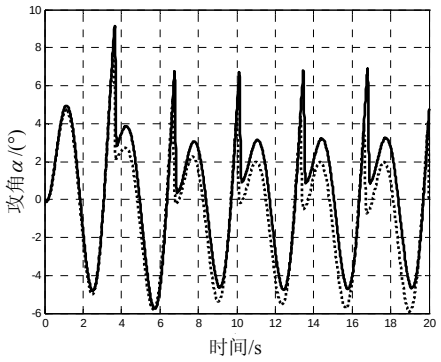


图8　攻角-时间历程曲线

Fig.8　Attack angle vs time

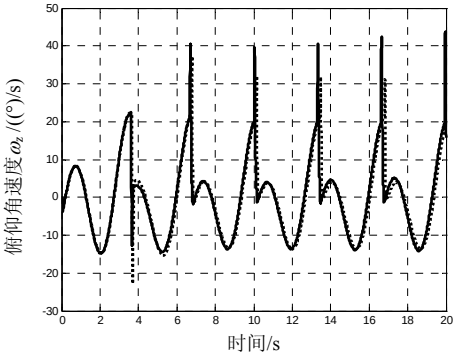


图9　俯仰角速度-时间历程曲线

Fig.9　Pitch angle velocity vs time

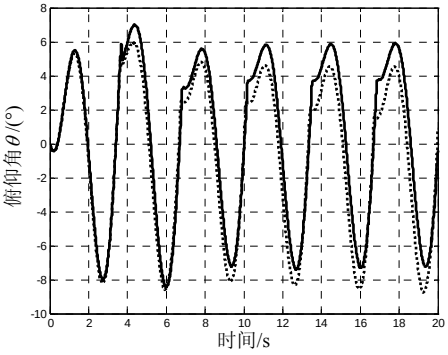


图10　俯仰角-时间历程曲线

Fig.10　Pitch angle vs time

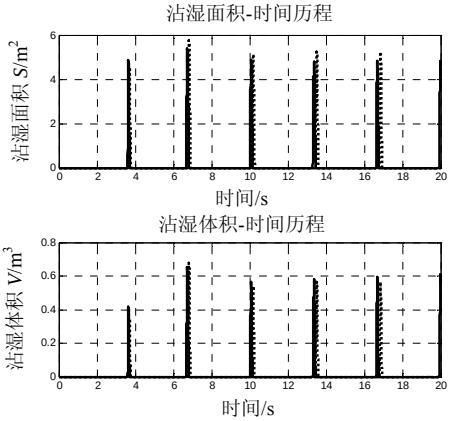


图 11　沾湿状态-时间历程曲线

Fig.11　Bedew state characteristics vs time

和失败，因此对飞行器总体弹道的设计提出了更高的要求。

3 结论

(1) 本文建立了跨介质飞行器发射动力学模型和运动学模型，并对跨介质飞行器滑跳过程的力学特性和滑跳弹道特点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) 相对于常规飞行器，跨介质飞行器由于在沾水瞬间受力特点复杂，多种因素共同作用导致其沾水瞬间的姿态参数和受力特性发生明显变化，出现瞬间的峰值变化，出现弹道吃水尖点，对飞行弹道产生较大的安全性影响。

(3) 跨介质飞行器在沾水时的姿态受到滑跳距离和发动机推力等多种因素的影响，使得飞行过程中弹道的稳定性和安全性受到不同程度的制约，存在合理匹配和优化设计问题，需要在总体设计中的得以充分考虑。

(4) 跨介质飞行器触水瞬间还涉及到弹身的沾水动态响应、入水空化以及飞行器结构强度要求的影响，这是本文今后要进一步开展的工作。

参考文献：

[1] 朱璘, 王宇航. 掠海飞行反舰导弹攻击效果仿真研究[J]. 微计算机信息, 2008, 10(24): 246－248.
Zhu Lin, Wang Yuhang. The study of brush sea flying anti-warship missile effect simulation [J]. Micro Computer information, 2008, 10(24): 246－248. (in Chinese)

[2] 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, 2000.
Zhao Lianen. Principle and design of hydro-dynamics of high performance ship [M]. Harbin: Harbin Engineering University Press, 2000. (in Chinese)

[3] 吴子牛. 空气动力学[M]. 北京: 清华大学出版社, 2008.
Wu Ziniu. Aerodynamic [M]. Beijing: Tsinghua University Press, 2008. (in Chinese)

[4] Lydéric Bocquet. The physics of stone skipping [J]. American Association of Physics Teachers, 2003 7(2):150－155.

[5] Paul R. Hybrid ram-wing/planning craft-today's raceboats [J]. Tomorrow's Outlook, R Shipps, Shipps Engineering Service, AIAA. 1976-877-977: 1－8.

[6] 王永虎, 石秀华, 李文哲, 李强. 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, 27(6): 766－769.
Wang Yonghu, Shi Xiuhua, Li Wenzhe, Li Qiang. Modeling and cushion analysis of oblique water entry with high velocity [J]. Mechanical Science and Technology for Aerospace Engineering, 2008, 27(6): 766－769. (in Chinese)

[7] 吕国鑫, 东海宁, 周丹杰, 徐志国. 海效导弹气动外形设计方法研究[D]. 空气动力前沿研究论文集, 2003: 280－285.
Lu Guoxin, Dong Haining, Zhou Danjie, Xu Zhiguo. Aerodynamics shape method of ground effect missile [D]. Essay of Aerodynamics Cutting-edge Research, 2003: 280－285. (in Chinese)

[8] 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 Yuwen. Torpedo ballistic trajectory and design [M]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University Press, 1999. (in Chinese)

[9] 覃新川, 黄胜, 常欣. 三维短翼的水动力性能计算研究[J]. 哈尔兵工程大学学报, 2007, 28(6): 621－624.
Tan Xinchuan, Huang Sheng, Chang Xin. Research on the hydrodynamic performance of the 3-D wing [J]. Journal of Harbin Engineering University, 2007, 28(6): 621－624. (in Chinese)

[10] 王宇, 金鸿章, 綦志刚, 李东松. 船舶零航速减摇鳍升力仿真研究[J]. 兵工学报, 2008, 29(4): 416－419.
Wang Yu, Jin Hongzhang, Qi Zhigang, Li Dongsong. Simulation on lift generation of ship antirolling fin at zero speed [J]. Acta Armamentarii, 2008, 29(4): 416－419. (in Chinese)