

# 大型运输机水上迫降动力学分析及模型验证

吕锦锋, 梁元, 谭申刚

(航空工业第一飞机设计研究院, 西安 710089)

**摘要:** **目的** 完善大型运输机水上迫降分析方法, 提高分析精度。**方法** 以有限元和 SPH 方法为基础, 开展大型运输机水上迫降动力学仿真。基于冯·卡门经典入水冲击理论, 构造大型运输机机身底部吸力模型, 提出基于工程修正的水上迫降响应分析方法, 并通过试验验证。**结果** 通过分析得出, 飞机接水后, 机头迅速上扬, 俯仰角达到峰值后, 机头向下运动, 俯仰角逐渐减小, 分析得到的飞机姿态变化与试验的变化趋势基本一致。**结论** 水上迫降模型试验表明, 分析误差能够满足工程设计要求。

**关键词:** 大型运输机; 水上迫降; 吸力; 模型试验

**DOI:** 10.7643/issn.1672-9242.2020.09.027

**中图分类号:** V215.2 **文献标识码:** A

**文章编号:** 1672-9242(2020)09-0154-06

## Ditching Simulation and Model Test Technology of Large Transport Aircraft

LYU Jin-feng, LIANG Yuan, TAN Shen-gang

(AVIC The First Aircraft Institute, Xi'an 710089, China)

**ABSTRACT:** The work aims to improve the methods of ditching simulation and increase the analysis precision. Based on the SPH and finite element methods, ditching simulation of large transport aircraft was carried out. Based on the Von Karman's classical water-impact theory, the mathematic model of the suction force acting on the rear part of the aircraft was constructed and the response analysis method of ditching based on engineering correction was proposed and verified by experiments. Through the analysis, the pitch angle of the aircraft increased to the peak quickly as the nose rose when the aircraft crashed on the water and then the nose moved toward the water surface with the pitch angle decreasing gradually. The change trend of the attitude angle of aircraft between simulation and test was consistent. The analytical error obtained from the ditching simulation can meet the requirements of engineering design.

**KEY WORDS:** large transport aircraft; ditching; suction force; model test

水上迫降是指非水上飞机遇到故障或其他不适合进行陆上着陆的状况而进行水面紧急降落的情况。水上迫降时, 机上人员可能会承受很高的加速度或面临因为机体破损导致的溺亡问题。对于运输类飞机, 在二战期间就曾记载过因战伤而进行水上迫降的事件。最成功的一次水上迫降发生在 2009 年 1 月 15 日, 美国航空公司一架 A320 客机由于双发失效而迫降在

纽约哈德逊河面上, 机上 150 多名乘客和机组人员全部获救<sup>[1-3]</sup>。

对于飞机水上迫降的研究始于二战时期, 随着航空工业的发展, 大型运输类飞机的跨水飞行越来越频繁, 从而增加了水上迫降事故发生的概率<sup>[4]</sup>, 为此世界各国都对运输机的水上迫降性能提出了明确要求<sup>[5-7]</sup>。飞机水上迫降涉及水表面边界形状的改变,

收稿日期: 2020-07-02; 修订日期: 2020-07-19

Received: 2020-07-02; Revised: 2020-07-19

作者简介: 吕锦锋 (1981—), 男, 硕士, 高级工程师, 主要研究方向为飞机动强度。

**Biography:** LYU Jin-feng (1981—), Male, Master, Senior engineer, Research focus: aircraft dynamic strength.

是一个复杂的物理过程。20 世纪 90 年代以来，有限元技术的成熟使得结构和流体的耦合分析成为可能，并能同时考虑复杂的几何外形、非线性的自由表面、结构变形以及水的可压缩性，这就给水上迫降研究提供了条件。

文中以某大型飞机为对象，构造了机身底部吸力模型，提出了基于 SPH 与工程修正相结合的水上迫降动力学分析方法。同时，通过水上迫降模型试验对分析方法进行验证。

## 1 水上迫降的流固耦合算法

采用拉格朗日有限元法求解结构模型，SPH 算法求解流体模型，结构和水体的流固耦合则通过接触算法模拟。

### 1.1 拉格朗日有限元法

拉格朗日有限元法采用显式时间积分将分布空间域和时间域进行离散。若当前系统时刻为  $t_n$ ，则各物理参数的近似值应满足方程 (1)：

$$M a_n + C v_n + K d_n = F_n^{\text{ext}} \quad (1)$$

式中： $M$  为结构质量矩阵； $C$  为结构阻尼矩阵； $K$  为结构刚度矩阵； $F_n^{\text{ext}}$  为外加载荷列阵； $a_n$  为  $t_n$  时刻的加速度； $v_n$  为  $t_n$  时刻的速度； $d_n$  为  $t_n$  时刻的位移。

将式 (1) 改写为：

$$a_n = M^{-1} F_n^{\text{residual}} \quad (2)$$

式中： $F_n^{\text{residual}}$  为剩余力矢量， $F_n^{\text{residual}} = F_n^{\text{ext}} - C v_n - K d_n$ ； $M^{-1}$  为  $M$  的逆矩阵。

在时域上一般采用中心差分法，假设加速度在一个时间步长内是恒定的，则速度和位移可表述为：

$$v_{n+1/2} = v_{n-1/2} + a_n (\Delta t_{n+1/2} + \Delta t_{n-1/2}) / 2 \quad (3)$$

$$d_{n+1} = d_n + v_{n+1/2} \Delta t_{n+1/2} \quad (4)$$

### 1.2 SPH 算法

SPH 方法是一种最初用于天体物理计算的无网格化的纯拉格朗日计算方法<sup>[8-10]</sup>，只需节点信息，在分析两种强度相差很大的物体相撞问题上有独特优势。SPH 的核心是一种插值理论，包含两部分内容，即 kernel 近似和粒子近似。

物理量  $f(x)$  的 kernel 近似，可以通过式 (5) 表示：

$$\langle f(x) \rangle = \int_{\Omega} f(x') w(x-x', h) dx' \quad (5)$$

式中： $\Omega$  为积分域； $w(x-x', h)$  为核函数或光滑函数，它有两个自变量，位置矢量  $x$  和光滑长度  $h$ 。核函数应具有区域性、非负性、归一性以及单调性等特性。

粒子近似时，将求解域用粒子来表征，如图 1 所示，即粒子“ $i$ ”代表的宏观变量（如密度、压力、温度和内能等）都能借助与其相距一定距离范围内所有其他粒子“ $j$ ”的值，通过积分插值得到。通过粒子近似，式 (5) 所示的 kernel 近似的连续形式可表述为：

$$\langle f(x) \rangle = \sum_{j=1}^N \frac{m_j}{\rho_j} f(x_j) W(x-x_j, h) \quad (6)$$

式中： $m_j$  为粒子质量； $\rho$  为粒子密度； $N$  为影响区域的粒子总数。

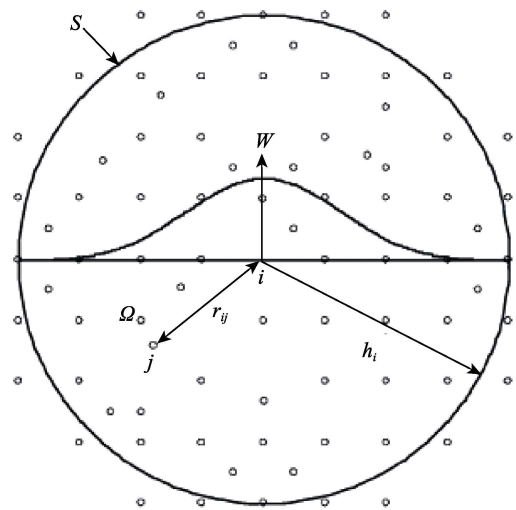


图 1 SPH 粒子近似算法原理<sup>[8]</sup>

Fig.1 Principle of SPH particle approximation algorithm<sup>[8]</sup>

### 1.3 拉格朗日-SPH 耦合算法

拉格朗日模型界面与 SPH 粒子之间的耦合是通过接触算法来实现的。接触计算的基本要求是界面粒子与有限元边界保持“接触”，但不允许互相“侵入”。

计算时首先定义主从接触，在每一时间步中，应根据粒子与界面的距离，检查粒子是否侵入界面。图 2 中粒子“ $i$ ”和“ $j$ ”在该时刻便进入了界面，这表示界面两侧的材料互相叠合，违背了介质连续性的基本要求。当粒子的侵入达到一定程度时，会对接触双方施加接触力，模拟它们之间的相互作用。

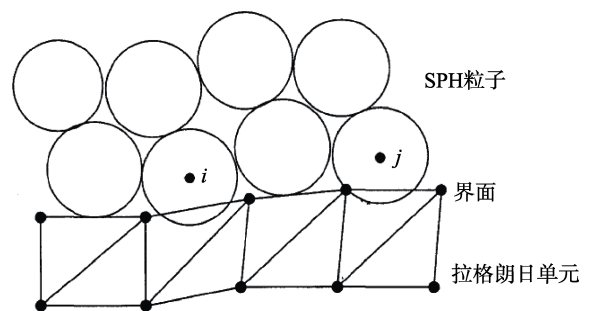


图 2 拉格朗日单元与光滑粒子的接触界面模型  
Fig.2 Contact model between Lagrange elements and SPH particles

## 2 水上迫降动力缩比模型试验方法

### 2.1 动力模型相似性分析

水上迫降动力相似模型设计时需要考虑动力学的相似性。水上迫降过程包括空中飞行、减速、着水准备、着水撞击、水面滑行以及水上漂浮等过程，包含着复杂的非线性力学机理。不同的机理需要考虑不同的相似准数。模型试验中，由于粘性力在投放试验过程中起次要作用，一般只保证重力相似和惯性力相似两个条件，即保证模型与真实飞机的傅洛德数和斯特罗哈数相等。

傅洛德数和斯特罗哈数<sup>[11-12]</sup>的计算公式分别见式(7)、(8)：

$$Fr = \frac{V^2}{gL} \tag{7}$$

$$St = \frac{L}{Vt} \tag{8}$$

式中： $L$ 为结构的特征线长度； $V$ 为特征速度； $g$ 为重力加速度； $t$ 为时间常数。

除动力相似外，模型与真实飞机还必须满足几何相似、运动相似。同时还应确保模型质量、重心位置和惯性矩等满足一定的对应关系。取模型的比例参数为 $\lambda$ ，在模型设计和分析过程中引入量纲分析法，模型和真实飞机的设计参数应该满足表1的比例关系<sup>[13-17]</sup>。

表1 模型与真实飞机各物理量的比例关系  
Tab.1 Proportional relationship between physical parameters of model and full-scale aircraft

参数名称	全尺寸值	比例系数	模型值
长度	$L$	$\lambda$	$\lambda L$
力	$F$	$\lambda^3$	$\lambda^3 F$
惯性矩	$I$	$\lambda^5$	$\lambda^5 I$
质量	$m$	$\lambda^3$	$\lambda^3 m$
时间	$t$	$\sqrt{\lambda}$	$\sqrt{\lambda} t$
速度	$v$	$\sqrt{\lambda}$	$\sqrt{\lambda} v$
线加速度	$a$	1	$a$
角加速度	$\alpha$	$1/\lambda$	$\alpha/\lambda$
压力	$P$	$\lambda$	$\lambda P$

### 2.2 水上迫降缩比模型试验方法

水上迫降模型试验系统如图3所示，主要包括拖

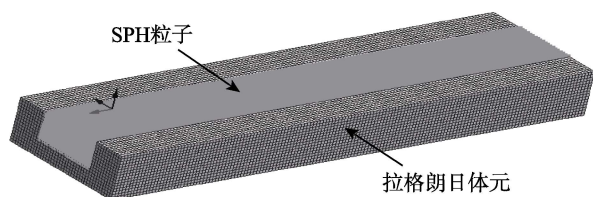


图5 有限元/SPH联合水模型

Fig.5 Lagrange/SPH coupled model of water

车系统、运动控制系统、投放系统、模型悬挂系统、摄像系统及测试系统。

首先，将试验模型通过安装机构安装在拖车上，并调试好模型状态。其次，启动拖车，加速前进。然后，当拖车速度达到投放速度并稳定之后，启动运动控制系统控制垂直运动机构以需要的恒定速度下降。最后，打开投放开关，模型脱离悬挂系统，入水滑行。

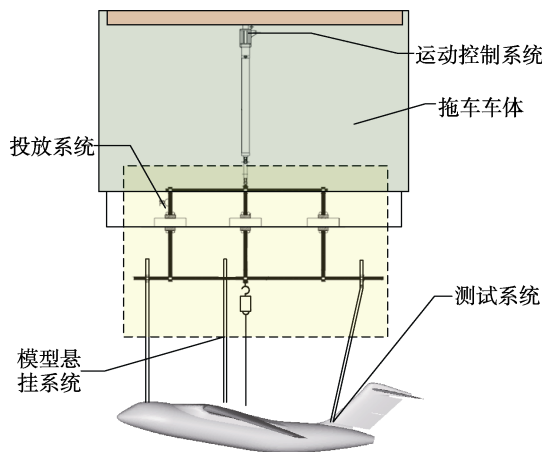


图3 试验系统

Fig.3 Experiment system

由于模型落水后会自由滑行，为了避免测试系统对试验结果的影响，所有测试设备均以配重的形式安装在模型内部。在整个运动过程中，测试模型的姿态、加速度等参数。

## 3 水上迫降动力学分析及验证

### 3.1 动力学建模

动力学模型为缩比的结构模型如图4所示，各部件质量重心及惯性矩参考全机质量分布确定。



图4 全机动力学模型

Fig.4 Aircraft dynamic model

采用有限元/SPH联合进行水体建模<sup>[18]</sup>，如图5所示。其中，用SPH粒子模拟与飞机结构直接接触的水体，外围水域则用拉格朗日体元模拟，两种模型之间通过定义接触的方法进行力的传递。

### 3.2 敏感性分析

研究表明, SPH 粒子大小对计算结果的影响十分明显, 但并不是粒子越小, 计算结果就越精确。这里通过半球体垂直落水来研究水粒子大小对计算结果的影响情况。半球体直径为 0.66 m, 质量为 29 kg, 入水速度为 7.62 m/s。计算时半球体用拉格朗日体元进行建模, 平均网格尺寸保持 0.3 m 不变。水体用 SPH

粒子进行建模, 粒子尺寸分别为 0.04、0.03、0.015、0.01 m。计算模型如图 6 所示, 分析时长为 0.03 s。

通过半球重心处的加速度-时间历程曲线与试验结果<sup>[19]</sup>的比较(如图 7 所示)可知, 当粒子尺寸为 0.04 m 和 0.03 m 时, 计算结果的峰值远大于试验结果; 而当粒子尺寸减小到 0.01 m 时, 计算结果的峰值则小于试验结果; 当粒子尺寸为 0.015 m 时, 计算结果峰值与试验结果误差较小, 且计算结果是保守的。

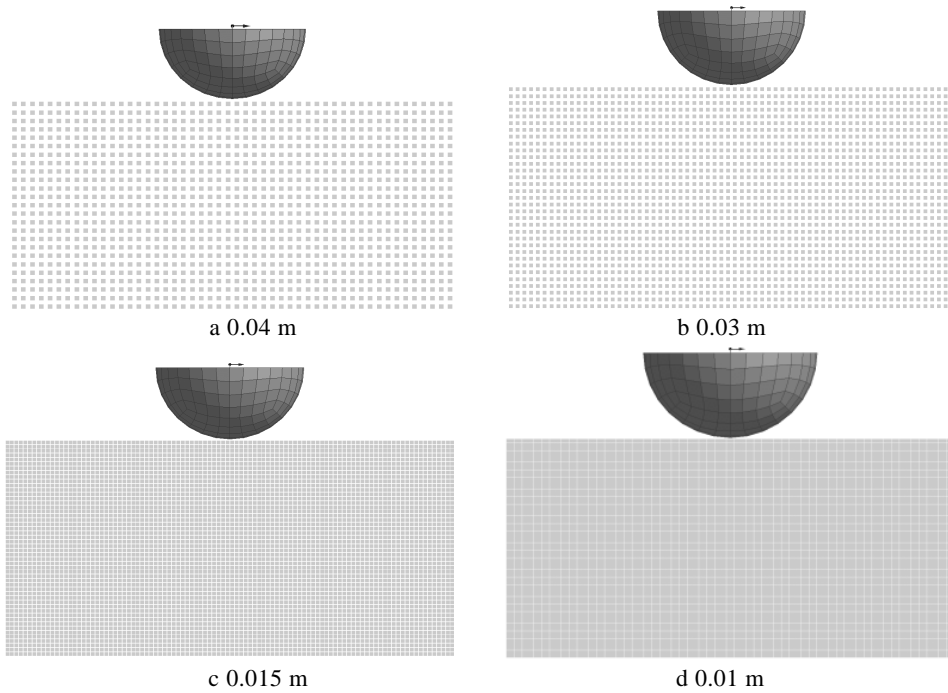


图 6 SPH 粒子尺寸对结果的影响研究模型  
Fig.6 Research model for the influence of SPH particle size on results

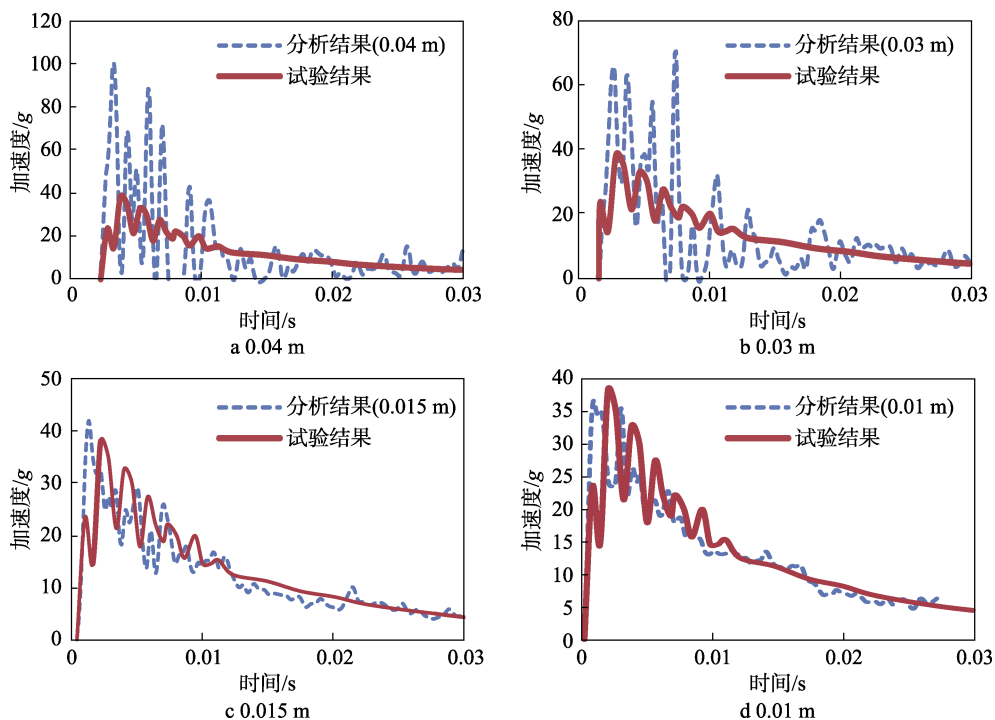


图 7 SPH 水粒子尺寸的敏感性分析结果  
Fig.7 Sensitivity analysis results of SPH water particle size



### 3.3 机身吸力工程计算模型

当飞机以较大的速度与水面接触后,后机身部位一般率先着水,着水后机身入水部位水的流速会迅速增大。由伯努利原理可知,随着流速的增大,水压将会减小。当水压减小到静压以下时,就会产生气穴现象,从而产生对后机身的吸力。此吸力可以引起飞机入水后姿态角的迅速增加。

在分析两种强度相差很大的物体相撞的问题上,SPH方法有独特的优势,但是无法直接模拟结构与水作用时所产生的气穴现象,从而无法考虑机身的吸力作用,需要对算法进行修正。

关于着水载荷最早的研究来自于 Von Karman<sup>[20]</sup>,假设物体入水初期,水/物体系统的动量是守恒的,然后采用动量守恒定律和附加质量概念进行求解。按其理论,空气对平板的最大作用力取决于附加空气质量及其对时间微分的正确估计。附加质量的计算主要取决于水气边界条件的改变,如果假定附加质量的时间变化历程已知,则冲击力和平均压力都可以应用该方法估算。

基于以上分析,假设机身底部的吸力是水压峰值  $P_{\max}$ 、下沉速度  $v$ 、运动时间  $t$ 、结构特征角度  $\alpha$  的函数:

$$P_{\text{air}} = f(P_{\max}, v, \alpha, t, ) \quad (9)$$

结合飞机特点,构造如下吸力函数:

$$P_{\text{air}} = \beta P_{\max} t \quad (10)$$

式中:  $\beta$  为峰值衰减系数,  $P_{\max}$  为采用冯·卡门水压理论得到的水压峰值。

### 3.4 验证

为评估分析方法的准确性,将分析和试验结果进行对比,选取的飞机质量为正常着陆质量。飞机水上迫降动态响应过程对比如图8所示,飞机俯仰角变化对比如图9所示。可以看到,分析得到的飞机运动状态与试验过程吻合较好,飞机接水后,机头迅速上扬,俯仰角达到峰值后,机头向下运动,俯仰角逐渐减小。分析得到的飞机俯仰角变化与试验的变化趋势基本一致,误差满足工程设计要求。吸力模型中将机身底部近似等效为平板可能是误差产生的原因,后续将对吸力模型进行修正,进一步减小误差。

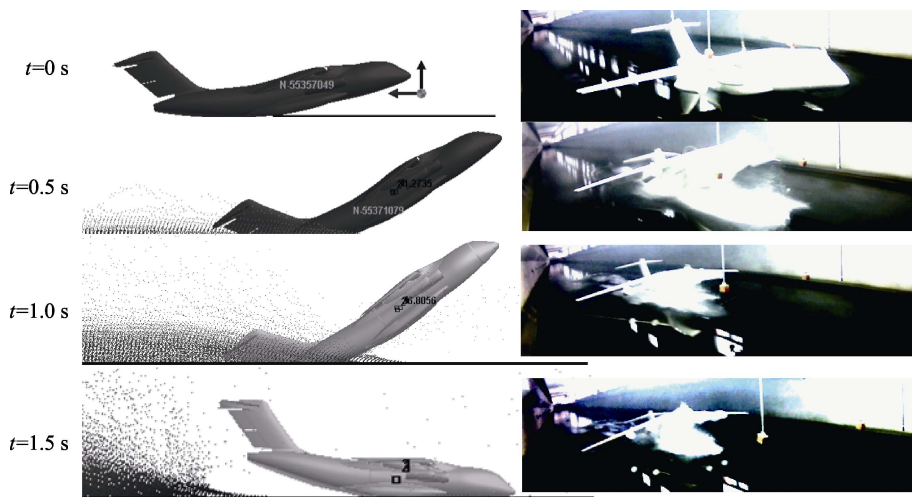


图8 水上迫降运动过程分析与试验对比

Fig.8 Comparison between analysis and experiment of ditching motion process

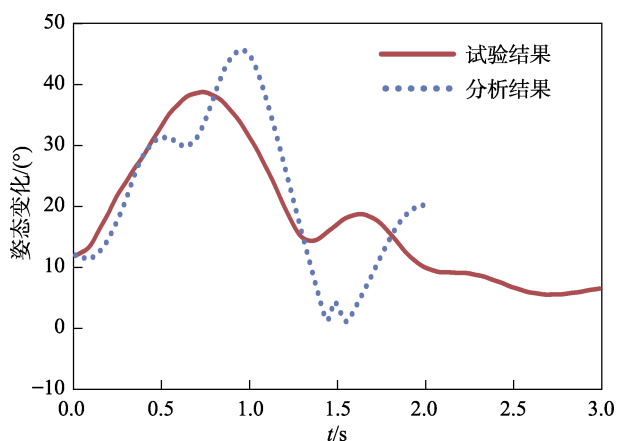


图9 水上迫降俯仰角分析与试验对比

Fig.9 Comparison between analysis and experiment of pitch angle during ditching

## 4 结语

飞机水上迫降是一个涉及流体力学、冲击动力学、结构力学等多个学科的复杂物理过程。要真实地模拟水上迫降过程,除选取合适的水体本构和流固耦合算法外,气动力以及机身底部吸力的综合模拟也很关键。文中构建了一种大型运输机机身底部吸力模型,提出了基于 SPH 与工程修正相结合的水上迫降动力学分析方法,该方法弥补了 SPH 方法不能考虑气相环境的不足,经验证满足工程设计要求。

### 参考文献:

[1] 王宇婷. 机场应急救援体系构建的探析——哈德逊河

- 成功迫降案例引起的思考[J]. 广东交通职业技术学院学报, 2013, 12(1): 39-41.
- WANG Yu-ting. Airport Emergency Rescue Structure—Based on the Hudson River Rescue[J]. Journal of Guangdong Communication Polytechnic, 2013, 12(1): 39-41.
- [2] 杨庆勇, 吕安勤, 段贵军, 等. 美客机迫降哈德逊河成功施救案例研究[J]. 中国应急救援, 2009(3): 29-31.
- YANG Qing-yong, LYU An-qin, DUAN Gui-jun, et al. Case Study of Successful American Aircraft Ditching on Hudson River [J]. China Emergency Rescue, 2009(3): 29-31.
- [3] National Transportation Safety Board. Loss of the thrust in both engines after encountering a flock of birds and subsequent ditching on the Hudson River, NTSB/AAR-10/03[R]. Weehawken, NJ: U S Airways Flight 1549, 2010.
- [4] 李斌, 杨智春. 大飞机水上迫降研究进展[C]// 中国航空学会 2007 年年会论文集. 北京: 中国航空学会, 2007.
- LI Bin, YANG Zhi-chun. Large Aircraft Ditching Research[C]// 2007 annual conference of Chinese Society of Aeronautics and Astronautics. Beijing: Chinese Society of Aeronautics and Astronautics, 2007.
- [5] CCAR-25-R4, 中国民用航空规章运输类飞机适航标准[S].
- CCAR-25-R4, China Civil Aviation Regulations: 25—Airworthiness Standard of Transport Aircraft[S].
- [6] FAR-25, Electronic Code of Federal Regulations[S].
- [7] CS-25, Certification Specifications for Large Aeroplanes[S].
- [8] LIU M B, LIU G R. Smoothed Particle Hydrodynamics (SPH): An Overview and Recent Developments[J]. Arch Comput Methods Eng, 2010(17): 25-76.
- [9] LUCY L B. A Numerical Approach to the Testing of the Fission Hypothesis[J]. Astronomical Journal, 1977, 82: 1013-1024.
- [10] GINGOLD R A, MONAGHAN J J. Smoothed Particle Hydrodynamics—Theory and Application to Non-spherical Stars[J]. Royal Astronomical Society, Monthly Notices, 1977, 181: 375-389.
- [11] 龙天渝, 蔡增基. 流体力学[M]. 北京: 中国建筑工业出版社, 2004: 263-265.
- LONG Tian-yu, CAI Zeng-ji. Fluid Dynamics[M]. Beijing: China Architecture & Building Press, 2004: 263-265.
- [12] 莫乃榕. 工程流体力学[M]. 武汉: 华中科技大学出版社, 2000: 230-233.
- MO Nai-rong. Engineering Fluid Dynamics[M]. Wuhan: Huazhong University of Science & Technology Press, 2000: 230-233.
- [13] 徐文岷, 李凯. 民用飞机弹性结构水上迫降试验载荷研究[J]. 航空学报, 2014, 35(4): 1012-1018.
- XU Wen-min, LI Kai. Research on Civil Aircraft Elastic Structure Ditching Test Load[J]. Acta Aeronautica ET Astronautica Sinica, 2014, 35(4): 1012-1018.
- [14] THOMAS W L. Ditching Investigation of a 1/20-Scale Model of the Space Shuttle Orbiter[R]. Washington D C: National Aeronautics and Administration, 1975.
- [15] FISHER L J, WINDHAM J O. Ditching Investigation of a 1/24-Scale Model of the DOUGLAS C-124 Airplane[R]. NACA RM SL51F20, 1951.
- [16] FISHER L J, WINDHAM J O. Ditching Investigation of a 1/24-Scale Model of the DOUGLAS C-125 Airplane[R]. NACA RM SL51C28, 1951.
- [17] THOMPSON W C. Ditching Investigation of a 1/30-Scale Dynamic Model of a Heavy Jet Transport Airplane[R]. NASA TM X-2445, 1972.
- [18] PENTECÔTE N, KOHLGRUBER D. Crash on Water: A High Multi-physics Problem[C]// EUROPAM2004, 14th European Conference and Exhibition on Digital Dimulation for Virtual Engineering. Paris, France, 2004.
- [19] JACKSON K E, FUCHS Y T. Comparison of ALE and SPH Simulations of Vertical Drop Tests of a Composite Fuselage Section into Water[C]// 10th International LS-DYNA® Users Conference. Dearborn, USA, 2008.
- [20] VON KARMAN T. The Impact of Seaplane Floats during Landing NACA-TN-321[R]. NACA, 1929.