

# 翼吊低平尾布局飞机水上迫降数值仿真分析

何超杰,黄勇,罗文莉,陈皓宇

(上海飞机设计研究院,上海 201210)

**摘要:**为研究翼吊低平尾布局飞机水上迫降过程,基于欧拉-拉格朗日耦合法对某型号飞机开展水上迫降仿真计算,通过和缩比模型试验结果对比,验证仿真方法的适用性。基于仿真结果,分析飞机的运动和受载以及垂向初速度和初始俯仰角对飞机水上迫降过程的影响及其机理,提出降低翼吊低平尾布局飞机水上迫降冲击载荷的策略。结果表明:飞机先抬头后低头、平尾着水低头力矩对飞机抬头有限制作用;俯仰角变化量峰值随垂向初速度和初始俯仰角增加而降低;垂向加速度峰值随垂向初速度增加而提高,且随初始俯仰角增加而降低;应尽量减小垂向初速度,增大初始俯仰角。

**关键词:**民用飞机;水上迫降;冲击载荷;仿真分析

**中图分类号:**V271.1;O352 **文献标志码:**B **文章编号:**1671-5276(2023)06-0138-04

## Numerical Simulation Analysis of Wing-hung and Low-hip Aircraft Ditching

HE Chaojie, HUANG Yong, LUO Wenli, CHEN Haoyu

(Shanghai Aircraft Design and Research Institute, Shanghai 201210, China)

**Abstract:** In order to study the ditching of a wing-hung and low-hip aircraft, the simulation calculation of ditching was carried out for a certain type of aircraft based on Euler-Lagrange coupling method, and the applicability of the simulation method was verified by comparing with the results of the scaled model test. Based on the simulation results, the motion and load of the aircraft as well as the effects and mechanisms of the initial vertical velocity and initial pitch angle on the ditching process of the aircraft were analyzed. A strategy to reduce the ditching load of the wing-hung and low-HTP aircraft was proposed. The results show that the aircraft's looking-up first and bowing-down after, and the nose-down moment caused by the horizontal tail landing in the water limits the aircraft's head-up; the peak value of pitch angle variation decreases with the increase of vertical initial velocity and initial pitch angle; the peak vertical acceleration increases with the increase of the initial vertical velocity and decreases with the increase of the initial pitch angle; therefore, the initial vertical speed should be reduced as much as possible and the initial pitch angle should be increased.

**Keywords:** civil aircraft; ditching; impact load; simulation analysis

## 0 引言

民用飞机存在安全隐患无法正常降落时,需进行有计划的水上迫降<sup>[1]</sup>。机体在该过程受到水的冲击载荷,往往会构成机体结构破坏的严重情况。因此对该过程中飞机的运动状态和受载开展研究很有必要。

水上迫降问题从20世纪中叶开始就备受关注,研究者开展了大量模型试验研究,提出了大量理论分析方法。随着计算机技术的发展,数值仿真技术的应用为水上迫降问题的研究提供了新的途径。20世纪80年代至今,大量水上迫降数值仿真研究工作在开展。GHAFFARI<sup>[2]</sup>基于面元法研究了航天飞机水上迫降过程所受气动力及水动力;CLIMENT等<sup>[3]</sup>基于SPH方法研究了柔性对压力的影响;屈秋林等<sup>[4]</sup>基于有限体积法分析了某型客机水上迫降过程的最佳迫降姿态;张韬等<sup>[5]</sup>基于有限元法模拟了某型客机水上迫降,表明后体吸力不可忽略;徐文岷等<sup>[6]</sup>基于有限元法分析了某型客机水上迫降过程的运动和压

力规律;张盛等<sup>[7]</sup>基于SPH方法模拟了波浪条件下某小型飞机水上迫降,并给出了最佳迫降姿态;QU等<sup>[8]</sup>应用动网格技术模拟水上迫降,并通过试验数据对比验证了方法的适用性;王明振等<sup>[9]</sup>基于S-ALE流固耦合方法对某型号飞机水上迫降开展仿真分析,证实该方法能够有效预测二次抬头现象;孙丰等<sup>[10]</sup>对某固定翼飞机进行数值仿真,并分析了飞机的运动姿态和压力分布特性;赵芸可等<sup>[11]</sup>基于VOF法和整体运动网格法模拟并分析了波浪对极限冲击载荷和各项参数峰值的影响规律;李勣等<sup>[12]</sup>采用ALE法对水上飞机非对称迫降开展数值仿真分析,并提出避免失稳的临界着水滚转角。

综上所述,针对民用飞机的水上迫降数值仿真研究工作多围绕水上飞机和尾吊高平尾布局的飞机,且大多未经试验验证,因此多用于运动状态和水载荷的定性分析。本文基于欧拉-拉格朗日耦合法开展翼吊低平尾飞机水上迫降数值仿真,通过模型试验验证该方法的适用性,并分析某型飞机水上迫降的运动与受载,讨论初始条件的影响及其机理,给出避免水上迫降冲击载荷过大的策略。

## 1 方法

### 1.1 验证方法

通过和缩比模型试验结果对比验证有效性,对数据作无量纲化处理。无量纲速度 $\bar{v}$ 定义为速度 $v$ 和失速速度 $v_{sr}$ 之比,即 $\bar{v}=v/v_{sr}$ ;无量纲加速度 $\bar{a}$ 定义为加速度 $a$ 和重力加速度 $g$ 之比,即 $\bar{a}=a/g$ ;无量纲俯仰角 $\bar{\varphi}$ 定义为 $\bar{\varphi}=\varphi/L$ ,其中 $\varphi$ 为实际俯仰角, $l$ 为飞机宽度, $L$ 为飞机长度。

### 1.2 试验方法

采用缩比模型试验,动力相似准则采用弗洛德相似准则,即

$$F_r = \frac{V_R}{\sqrt{gl_R}} = \frac{V_M}{\sqrt{gl_M}} = c_{\text{onst}} \quad (1)$$

式中: $V_R$ 为全尺寸速度; $V_M$ 为模型速度; $g$ 为重力加速度; $l_R$ 为全尺寸特征长度; $l_M$ 为模型特征长度; $c_{\text{onst}}$ 表示常数。试验数据需转换为全尺寸值,转换原则见表1,表中 $\lambda=l_R/l_M$ 。

表1 弗洛德相似准则全尺寸和模型部分物理量转换方法

物理量	全尺寸值	比例	模型值
长度	$l$	$\lambda$	$\lambda l$
力	$F$	$\lambda^3$	$\lambda^3 F$
质量	$m$	$\lambda^3$	$\lambda^3 m$
时间	$t$	$\lambda^{1/2}$	$\lambda^{1/2} t$
速度	$V$	$\lambda^{1/2}$	$\lambda^{1/2} V$
加速度	$a$	1	$a$
压力	$p$	$\lambda$	$\lambda p$

通过模型投放台架实现初始条件的设定及模型投放。如图1所示,模型固定在车架上,通过调整滑轨两端高度确定初速度方向;通过调整砝码质量实现初速度大小设定;通过传感器获取运动状态和机体压力。

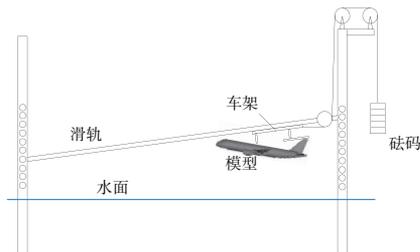


图1 试验台架示意图

### 1.3 仿真方法

将飞机视为刚体,基于欧拉-拉格朗日耦合法,采用MSC.Dytran进行仿真。

刚体飞机的动力学方程为

$$M\mathbf{a}_n + C\mathbf{v}_n + K\mathbf{d}_n = \mathbf{F}_n \quad (2)$$

式中: $M$ 为质量矩阵; $\mathbf{a}_n$ 为加速度; $C$ 为阻尼矩阵; $\mathbf{v}_n$ 为速度; $K$ 为刚度矩阵; $\mathbf{d}_n$ 为位移; $\mathbf{F}_n$ 为外部作用力。

流体区域质量控制方程为

$$\frac{\partial}{\partial t} \iiint_V \rho dV = - \iint_S \rho \mathbf{v} dS \quad (3)$$

式中: $\rho$ 为流体密度; $V$ 为控制体围成的区域; $\mathbf{v}$ 为速度; $S$ 为控制体边界确定的有向封闭曲面,其法矢是指向外侧的单位矢量。

动量控制方程为

$$\frac{\partial}{\partial t} \iiint_V \rho \mathbf{v} dV = - \iint_S \rho \mathbf{v} \cdot \mathbf{v} dS + \iint_S p dS + \iint_V \mathbf{f} dV \quad (4)$$

式中: $p$ 为应力; $\mathbf{f}$ 为体力。

能量控制方程为

$$\frac{\partial}{\partial t} \iiint_V \rho \left( e + \frac{\mathbf{v}^2}{2} \right) dV = - \iint_S q dS + \iint_S \rho \mathbf{v} dS + \iint_V \mathbf{f} \cdot \mathbf{v} dV - \iint_S \rho \left( e + \frac{\mathbf{v}^2}{2} \right) \mathbf{v} dS \quad (5)$$

式中: $e$ 为流体单位质量比内能; $q$ 为单位面积传热。

空气采用可压缩理想气体,其本构方程为

$$p_a = (\gamma - 1) \rho_a e_a \quad (6)$$

式中: $p_a$ 为空气压力; $\gamma$ 为空气比热比,本文取1.4; $e_a$ 为空气单位质量比内能,本文取211 401 J/kg; $\rho_a$ 为空气密度,本文取1.225 kg/m<sup>3</sup>。

水采用如下状态方程描述

$$p_w = \begin{cases} a_1 \mu + a_2 \mu^2 + a_3 \mu^3 + (b_0 + b_1 \mu + b_2 \mu^2 + b_3 \mu^3) \rho_0 e_w & (\mu < 0) \\ a_1 \mu + (b_0 + b_1 \mu) \rho_0 e_w & (\mu > 0) \end{cases} \quad (7)$$

式中: $p_w$ 为水压力; $a_1$ 为水的体积弹性模量; $\mu = \rho_w / \rho_0 - 1$ 为密度比; $\rho_0$ 为参考密度,本文取1 000 kg/m<sup>3</sup>; $e_w$ 为水的单位质量比内能; $a_2$ 、 $a_3$ 、 $b_0$ 、 $b_1$ 和 $b_2$ 为经验系数,本文均取为0。

计算域长度取飞机长度的4倍以上,宽度不小于飞机宽度的2倍,高度不小于飞机高度的2倍;网格采用六面体欧拉单元,水面位置和飞机对称面附近网格局部加密,最小尺寸0.2 m。

机体网格采用二维拉格朗日壳单元,基本尺寸0.5 m,襟缝翼加密到0.1 m。机体单元组成法矢向外的有向闭曲面。仿真模型如图2所示。采用一般耦合法实现飞机网格和流体网格的物理量传递。

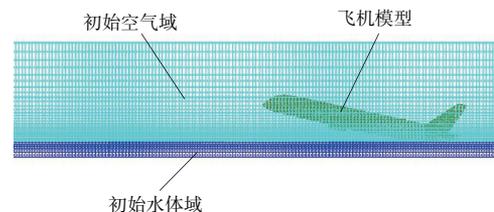


图2 计算模型

## 2 验证

选取典型工况对比验证,无量纲水平初速度 $\bar{v}_{x0} = 1.155$ ,无量纲垂向初速度 $\bar{v}_{y0} = 0.019$ ,无量纲初始俯仰角

$\bar{\varphi}_0 = 0.170$ 。图3对比了俯仰角、垂向加速度和后机身上某压力传感器所测压力。图中试验数据已还原为全尺寸值并

无量纲化。可见俯仰角峰值、垂向加速度峰值和传感器压力峰值同试验数据较为吻合。因此该仿真方法是适用的。

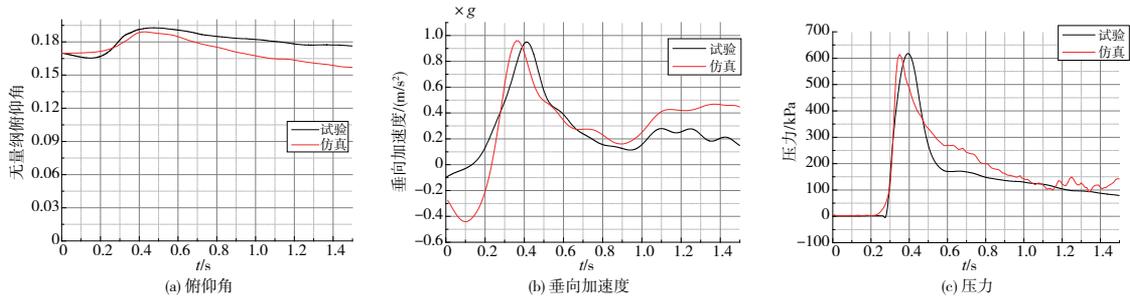


图3 对比验证

### 3 分析

#### 3.1 运动与受载特性分析

图4给出了验证工况下各时刻机体压力分布,结合图5分析各阶段运动及受载。如图5(a)所示,飞机后机身先着水。正压区水冲击载荷远大于负压区吸力,机体受到合力向上的水载荷;之后正压区向前扩张,负压区向后扩张,如图4(c)和图4(d)所示;与此同时,正压区最大压力

增大,在垂向加速度峰值时刻左右亦达到峰值 784 kPa,如图4(e)所示。由于负压区的扩大,俯仰角因后体吸力引起的抬头力矩而增大,如图5(b)所示。随着俯仰角增大以及机体继续下沉,平尾着水。平尾所受水冲击载荷引起低头力矩,限制了飞机抬头,使得飞机俯仰角达到峰值并开始减小,从而飞机进入低头阶段,如图5(c)所示。此后由于水阻力,飞机速度大幅衰减,因此虽然着水区域继续扩大,水载荷却较小,如图4(h)所示,因此飞机垂向加速度减小,直到飞机在水面漂浮,垂向加速度在较低水平振荡。

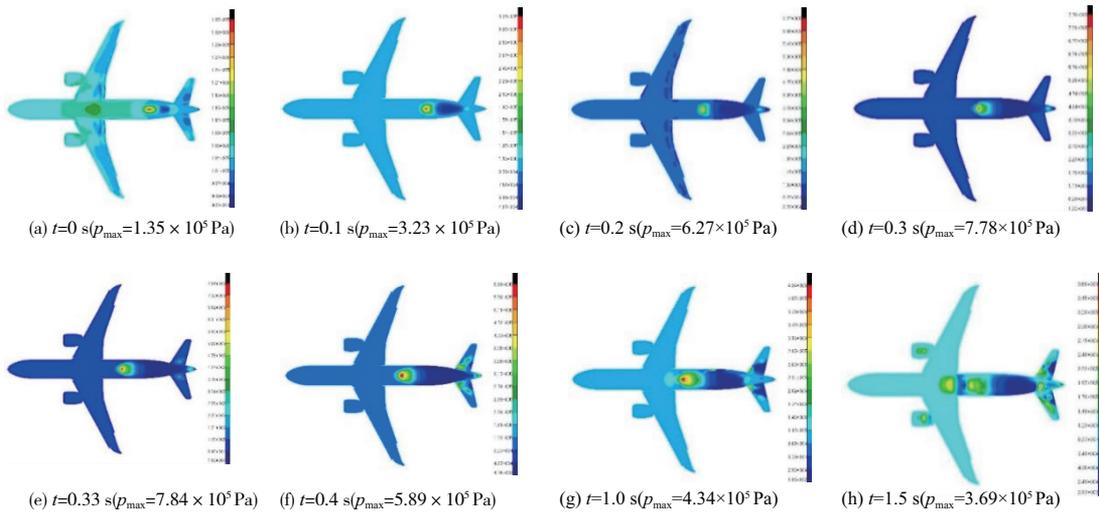


图4 压力分布

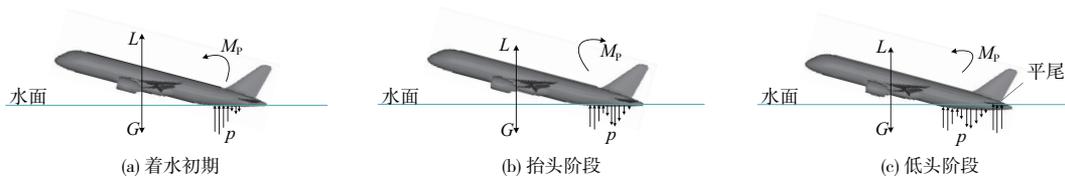


图5 水上迫降载荷示意图

#### 3.2 垂向初速度影响分析

为分析垂向初速度对运动及受载特性的影响及其机理,针对表2中各算例仿真,得到俯仰角、垂向加速度和压力峰值时刻压力分布如图6和图7所示。可见由于机体压力峰值随垂向初速度提高而增大,因此垂向加速度峰值

随垂向初速度增加而提高;此外,水载荷引起的低头力矩也随着冲击载荷增大而增大,对飞机抬头的抑制作用更显著,故俯仰角变化量峰值随垂向初速度增加而降低。

由此可知,在水上迫降时需要尽量减小飞机的垂向初速度,从而避免较大的冲击载荷。

表2 垂向初速度影响分析算例

序号	无量纲水平初速度	无量纲垂向初速度	无量纲初始俯仰角
1	1.155	0.009	0.170
2	1.155	0.018	0.170
3	1.155	0.027	0.170

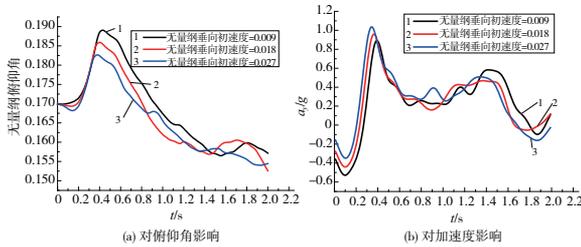


图6 垂向初速度对运动影响

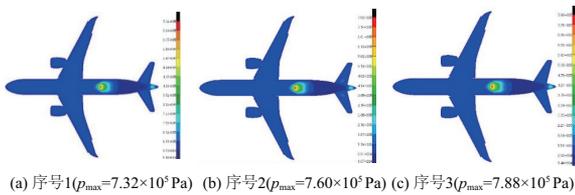


图7 垂向初速度对压力峰值时刻压力分布影响

### 3.3 初始俯仰角影响分析

为分析初始俯仰角对运动特性及受载特性的影响及其机理,针对表3中各算例仿真,得到俯仰角、垂向加速度和压力峰值时刻压力分布如图8和图9所示。可见俯仰角越大则迎角也越大,从而飞机升力越大,故飞机着水前垂向加速度越小,飞机着水时的垂向初速度越小,导致水对机体的冲击载荷越小,因此垂向加速度峰值随初始俯仰角增加而降低;此外,初始俯仰角越大,则平尾着水时刻越早,于是对飞机抬头的抑制作用越显著,因此俯仰角变化量峰值随初始俯仰角增加而减小。

由此可知,在水上迫降时要尽量增大初始俯仰角,使升力接近甚至抵消重力,从而避免冲击载荷过大。

表3 初始俯仰角影响分析算例

序号	无量纲水平初速度	无量纲垂向初速度	无量纲初始俯仰角
1	1.155	0.027	0.154
2	1.155	0.027	0.170
3	1.155	0.027	0.185

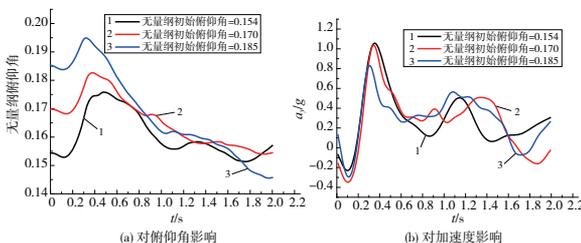


图8 初始俯仰角对运动影响

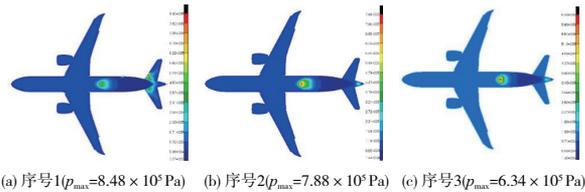


图9 初始俯仰角对压力峰值时刻压力分布影响

## 4 结语

- 1) 俯仰角和垂向加速度变化规律同试验吻合;
- 2) 飞机先抬头后低头,着水初期垂向加速度及正压区最大压力迅速达到峰值;
- 3) 平尾着水引起的低头力矩对飞机抬头具有限制作用;
- 4) 俯仰角变化量峰值随垂向初速度和初始俯仰角增加而降低;垂向加速度峰值随垂向初速度增加而提高,随初始俯仰角增加而降低;
- 5) 在水上迫降时,应在保证飞机不失速的前提下,尽可能地降低垂向初速度并增大初始俯仰角。该策略对翼吊低平尾布局民用飞机的水上迫降具有重要参考价值。

### 参考文献:

- [1] JOHNSON R A. Study on transport airplane unplanned water contact [R]. Washington: National Technical Information Service, 1984.
- [2] GHAFARI F. Analytical method for the ditching analysis of an airborne vehicle [J]. Journal of Aircraft, 1990, 27(4): 312-319.
- [3] CLIMENT H, BENITEZ L, ROSICH F. Aircraft ditching numerical simulation [A]. ICAS2006. Hamburg, Germany: 2006: 1-16.
- [4] 屈秋林,刘沛清,郭保东,等. 某型客机水上迫降的着水冲击力学性能数值研究 [J]. 民用飞机设计与研究, 2009 (增刊1): 64-69.
- [5] 张韬,李书,代恒超. 大型客机水上迫降尾部吸力效应分析 [J]. 中国科学:技术科学, 2012, 42(12): 1407-1415.
- [6] 徐文岷,李凯,黄勇. 民用飞机水上迫降数值模拟分析 [J]. 计算机辅助工程, 2013, 22(6): 51-54.
- [7] 张盛,闫家益,朱书华,等. 基于SPH的小型飞机水上迫降姿态数值仿真 [J]. 航空计算技术, 2014, 44(4): 76-79.
- [8] QU Q L, HU M X, GUO H, et al. Study of ditching characteristics of transport aircraft by global moving mesh method [J]. Journal of Aircraft, 2015, 52(5): 1550-1558.
- [9] 王明振,曹东风,吴彬,等. 基于S-ALE流固耦合方法的飞机水上迫降动力学数值分析 [J]. 重庆大学学报, 2020, 43(6): 21-29.
- [10] 孙丰,吴彬,何超,等. 某型固定翼飞机水上迫降数值仿真研究 [J]. 航空计算技术, 2020, 50(6): 9-12.
- [11] 赵芸可,刘沛清. 飞机波浪水面迫降过程中极限冲击载荷数值研究 [J]. 北京航空航天大学学报, 2021, 47(5): 1025-1037.
- [12] 李劭,陈星伊,王芳丽,等. 水上飞机非对称水上迫降数值研究 [J]. 航空计算技术, 2021, 51(4): 66-70.

收稿日期: 2022-06-27