

不同俯仰角对直升机水上迫降特性的影响*

侯 斌¹, 孙 智², 朱俐宇¹, 王 哲¹, 李 佩¹, 孙建红^{1,2}

(1. 南京航空航天大学飞行器环境控制与生命保障工信部重点实验室 南京, 210016)

(2. 南京航空航天大学民航应急科学与技术重点实验室 南京, 211106)

摘要 采用任意拉格朗日-欧拉(arbitrary Lagrangian Eulerian, 简称 ALE)方法和罚函数耦合方法对带应急救生浮囊的直升机着水冲击过程进行了流固耦合仿真计算,从浮囊吸能角度对直升机着水冲击过载的影响机理进行了阐述,揭示了不同初始俯仰角对直升机着水冲击过载特性的影响规律。研究表明:直升机着水冲击过程中垂向过载占主导作用;随着俯仰角的增大,过载峰值出现时间延迟,过载峰值显著增大;在大俯仰角下浮囊的吸能效果降低,从而导致着水冲击过载峰值大幅增大。对比零俯仰角工况,当初始俯仰姿态角为 10° 时,过载峰值从 8.83g 增加到 18.89g,增加了 115%;浮囊的吸能效果降低了 9.12%。

关键词 着水冲击;俯仰角;过载峰值;冲击特性;任意拉格朗日-欧拉方法

中图分类号 V275.1

引 言

随着我国航空航天事业的发展,近年来通用航空快速推进,国家《“十四五”民用航空发展规划》将发展我国通用航空和增强航空应急安全救援作为重要战略。直升机作为通航的重要组成部分,数量逐步增加,飞行架次显著增多。另一方面,我国的舰载直升机也逐年增多,各类直升机海上巡航飞行任务不断增加,给直升机安全救生提出了更高的要求。

直升机海上飞行过程中,因其所处的环境更加恶劣、复杂,事故率也相对更高。在直升机执行海上与水上飞行任务时,往往通过加装应急救生浮囊的方法来进行应急救生。

欧美国家关于直升机应急救生技术的研究起步较早。20 世纪 80 年代,美国海军就针对 H-46 直升机设计了一种双浮囊的应急漂浮系统,并采用 1/8 的缩比模型对直升机着水过程进行了水池试验,验证了浮囊在着水冲击后对直升机的防倾覆效果^[1]。英国民航局也针对这种附加浮囊的设计进行了研究,验证了这种方案的漂浮稳定性^[2]。Kidwell 等^[3]通过水池试验,研究了直升机着水冲击的转动惯量、倾覆角度及最大回复力矩等特性。Séverin 等^[4]针对应急漂浮系统的浮囊进行了水面冲击试验,研究了不同水平速度对浮囊内压的影响。在数值仿真方

面,Paul 等^[5]采用有限元-光滑粒子水动力方法模拟了直升机应急浮囊展开、着水冲击和漂浮过程。Simon 等^[6]采用 ALE 方法对 EH101 直升机应急漂浮系统中的应急浮囊浸没水中的运动过程进行了模拟,通过对比分析了由于浮囊浸入水中的深度及浮囊连接带尺寸造成的与试验结果的差异。

国内对直升机应急着水研究虽然起步相对较晚,但随着我国航空航天事业的快速发展,也积累了一定的基础。在水池试验研究方面,文献[7-9]进行了某型直升机应急浮囊着水冲击的缩比试验,并对缩比模型着水过程进行了数值仿真。文桂林等^[10]进行了某重型设备安装应急浮囊的着水试验,采用 ALE 方法对试验过程进行了模拟,验证了数值方法的有效性。汪正中等^[11]进行了某型直升机水上漂浮试验,采用等效排水体积法对直升机的漂浮过程进行了计算与分析。马玉杰等^[12]利用某民用直升机 1:8 缩比模型,在俄罗斯 TsAGI 水动实验室进行了静水和规则波浪的着水试验,得到了直升机所受过载和底部压力峰值。陈暘等^[13]介绍了某型直升机缩比模型水上试验的设备与具体试验模型,研究了直升机水上漂浮的横向稳定性。江婷等^[14]对某型直升机的缩比模型进行试验,研究了规则波浪下直升机漂浮特性的周期性变化规律。在数值仿真研究方

* 航空科学基金资助项目(20200023052002);江苏高校优势学科建设工程资助项目;航天科技集团重点实验室基金资助项目(M202100766);工信部重点实验室开放课题资助项目(KLAECLS-E-201904)

收稿日期:2022-01-10;修回日期:2022-03-30

面,袁李斌等^[15]采用软件对直升机平静水面着水过程进行了数值模拟,研究了浮囊对直升机着水安全性的影响。孙旋等^[16]使用光滑粒子流体动力学(smoothed particle hydrodynamics,简称SPH)方法对直升机在波浪水面的着水过程进行了模拟,分析了直升机波浪水面不同位置对着水载荷和运动姿态的影响。赵芸可等^[17]采用动网格方法,对水上飞机的迫降漂浮过程进行了数值模拟。除了对直升机着水冲击进行研究外,国内学者也对直升机着水漂浮过程进行了一定的研究。黄鑫锋^[18]采用动网格技术对加装应急浮囊的直升机规则波浪漂浮过程进行了数值模拟,研究了加装浮囊对直升机横倾回复力矩以及直升机漂浮稳定性的影响。侯斌^[19]对直升机在静水及波浪条件下漂浮特性进行数值模拟研究,分析了浮囊数量及安装位置对直升机纵倾及横倾稳定性的影响。段国贺等^[20]基于船舶漂浮特性计算方法,提出了一种直升机随机波浪漂浮稳定性时域计算方法,并利用缩比试验验证了方法的正确性。陈彬等^[21]基于势流理论,建立了直升机漂浮稳定性计算方法,通过与试验结果的对比,验证了计算方法的有效性。杨周等^[22-23]对带应急浮囊的直升机漂浮稳定性进行了数值模拟,分析了不同机体破损面积对直升机漂浮时间的影响,研究了直升机风浪响应下的漂浮运动特性。文献[24-26]对直升机应急救援系统的可靠性与安全性进行了研究。

已有研究对直升机着水冲击的流场机理剖析还不够充分,对直升机不同参数的着水冲击影响规律研究比较匮乏。因此,笔者采用流固耦合计算方法,对加装应急浮囊的直升机着水冲击过程进行数值仿真,从流场特性和吸能机理角度阐明直升机着水冲击过载的影响机理,揭示不同初始俯仰姿态角对直升机着水冲击特性的影响规律,为我国直升机应急救援浮囊的设计提供一定的理论基础。

1 数值方法

加装应急浮囊的直升机着水冲击是典型的流固耦合问题。笔者采用ALE方法对不可压流场进行计算,以满足着水过程中流体及直升机-浮囊出现大位移和大变形的要求,流体控制方程为

$$\frac{\partial u_i}{\partial x_i} = 0 \quad (1)$$

$$\rho \frac{\partial u_i}{\partial t} = \frac{\partial \sigma_{ij}}{\partial x_j} + \rho b_i - \rho c_j \frac{\partial u_i}{\partial x_j} \quad (2)$$

其中: ρ 为密度; x_i 为坐标分量; u_i 为流体速度分量; c_j 为对流速度分量; b_i 为体积力; σ_{ij} 为应力张量。

$$\sigma_{ij} = -p\delta_{ij} + \mu \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) \quad (3)$$

其中: p 为流体压力; μ 为流体动力黏度; δ_{ij} 为Kronecker函数。

对于直升机着水冲击过程中的流固耦合作用,采用罚函数耦合方法进行处理。罚函数耦合方法来源于接触动力学中的罚函数接触算法,当流体节点少量穿透结构体节点时,在流体节点和结构体节点之间施加一个阻止流体继续穿透的耦合力。耦合力采用式(4)进行计算

$$F = kd \quad (4)$$

其中: k 为罚刚度,它与流体的体积模量、结构体单元尺寸和流体单元尺寸相关; d 为流体节点浸入结构体的深度。

2 模型与网格

本研究中直升机着水冲击过程的研究对象为某型直升机和应急救援浮囊的组合物。直升机机身长度为12 m,宽度为1.8 m,高度为3.7 m,直升机机体为刚性体。应急救援浮囊为柔性体,浮囊构型为球头柱型(两端为半球体,中间为圆柱体)双浮囊,浮囊长为4.37 m,直径为0.78 m,浮囊位于直升机两侧,如图1所示。

图1中计算域上方为空气域,下方为水域。计算域尺寸为 $L=92$ m, $W=14$ m, $H_1=8.5$ m, $H_2=8.5$ m。为了兼顾计算精度和计算量,本研究计算域采用局部加密的结构网格,机体采用局部加密的非结构网格,机体及着水位置网格大小约为0.05 m,网格总数约为1 190万。

为了研究不同俯仰姿态角对直升机应急救援着水冲击性能的影响,分别对初始俯仰角为 $0^\circ, 5^\circ, 10^\circ$ 情况下的直升机浮囊组合物着水冲击过程进行研究。根据适航规定的相关要求,本研究直升机水平速度设为15.4 m/s,最低点着水时的垂直速度为1.5 m/s。采用无反射边界条件。应急浮囊及连接带为聚氨酯材料,密度为 937.5 kg/m³,弹性模量为664 MPa,泊松比为0.2。应急浮囊初始内压为15 kPa。流场初始压力根据水深进行确定。

3 结果与分析

直升机着水冲击过程中,其运动特性主要由其所受的力和力矩决定。直升机-浮囊主要受到水平方向和垂直方向的力,受到的力矩也以俯仰力矩为

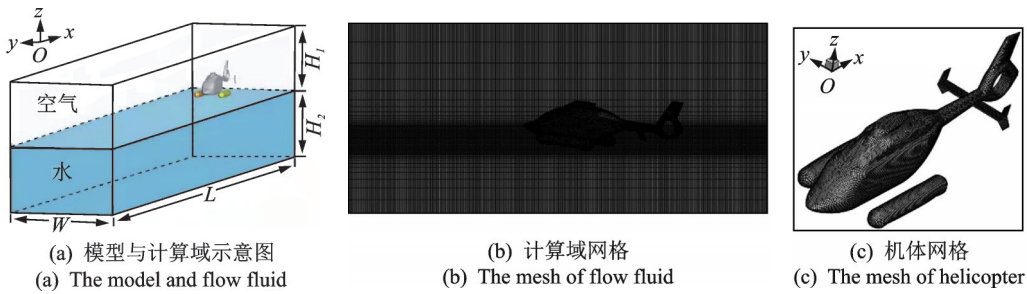


图 1 直升机应急浮囊组合体模型与网格

Fig.1 The model and mesh of helicopter-float combination

主。直升机所受力、力矩和俯仰力矩分别为

$$d(mv) = \sum F_i \quad (5)$$

$$M = \sum F_i \times L_i \quad (6)$$

$$M_y = F_x^h L_z^h + F_z^h L_x^h + F_{1r}^f L_{1z}^f + F_{1z}^f L_{1r}^f + F_{2r}^f L_{2z}^f + F_{2z}^f L_{2r}^f + F_{b1} L_{1r}^f + F_{b2} L_{2r}^f \quad (7)$$

其中： m 为质量； v 为速度； F_i 为各部分受到的力； M 为力矩； L_i 为力 F_i 与质心的距离； M_y 为俯仰力矩； F_b 为体积力；上标h表示直升机机体；上标f表示浮囊；下标1表示左浮囊；下标2表示右浮囊。

3.1 不同初始姿态角对着水冲击特性的影响

直升机着水冲击过程中,应急救援浮囊率先与水面接触,此时会产生向上的力,由于力的作用点偏后,会产生一定的低头力矩;同时,在水平速度和水体的共同作用下,会对浮囊产生水平方向的阻力,导致一定的低头力矩,在低头力矩的作用下直升机会向前倾转。随着浸水深度的增加,直升机机体很快与水接触,由于机腹与水发生相互作用,直升机过载峰值也会显著增加。由于机体受到位置偏前,加之水平速度的衰减,直升机所受的低头力矩逐渐减小,直升机前倾姿态逐步回落。

为了进一步对直升机应急救援着水冲击过程进行研究,着重分析着水冲击过程中的直升机姿态和冲击过载。图2给出不同俯仰姿态角下的直升机机体的俯仰角变化过程。由图可以看出,在不同初始姿态情况下,直升机俯仰角幅值呈现先增大后减小的变化,这说明着水冲击过程中,直升机出现一定的前倾,随后姿态回稳。当初始俯仰角为 0° 时,直升机着水过程最大俯仰角为 13.8° ;当初始俯仰角为 5° 时,直升机着水过程最大俯仰角为 28.9° ;当初始俯仰角为 10° 时,直升机着水过程最大俯仰角为 51.7° 。当直升机初始水平速度为 15.4 m/s ,垂直速度为 1.5 m/s ,初始俯仰角在 $0^\circ \sim 10^\circ$ 之间变化时,直升机着水过程最大俯仰角在 90° 以内,不会发生倾覆。通过对比可以发现,随着直升机初始俯仰姿态角的增

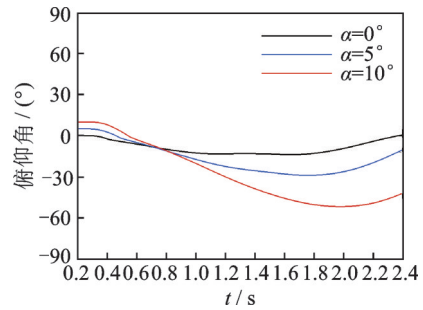


图 2 不同初始俯仰角下的直升机着水冲击过程俯仰角变化

Fig.2 The pitch angle of helicopter-float in water impact under different initial pitch angles

大,直升机着水过程的最大俯仰角也随之增大,这不利于直升机的稳定性,因此在直升机着水冲击过程中应尽量避免,以防直升机倾覆。

图3、图4分别给出了不同初始俯仰姿态角情况下,直升机着水冲击过程中机体与浮囊的水平过载和垂向过载随时间的变化特性。由图3可知,浮囊所受的水平过载峰值要大于直升机机体所受的水平过载峰值,其主要原因是着水冲击过程中浮囊的浸水深度要大于直升机机体。由于浮囊受到了一定的水平方向的过载,会对直升机浮囊整体产生一定的俯仰力矩,从而导致着水冲击时机体前倾。当初始俯仰角为 0° 时,浮囊的水平过载峰值为 $1.56g$;当初始俯

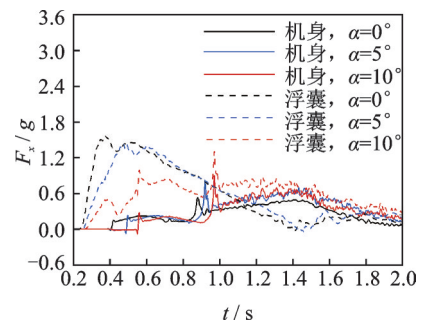


图 3 不同初始俯仰角下的直升机着水冲击水平过载变化
Fig.3 The horizontal overload of helicopter-float in water impact under different initial pitch angles

仰角为 5° 时,浮囊的水平过载峰值为 $1.42g$;当初始俯仰角为 10° 时,浮囊的水平过载峰值为 $1.29g$ 。通过对比可以发现,随着俯仰角的增大,浮囊的水平过载峰值出现的时间会延后,浮囊水平过载峰值也逐步减小。

由图 4 可知,机体受到的垂向过载峰值要远大于浮囊所受的垂向过载峰值,这主要因为着水冲击过程中机体受到的水体的作用力要大于浮囊受到的水体作用力。当初始俯仰角为 0° 时,机体的垂向过载峰值为 $7.29g$,浮囊的垂向过载峰值为 $1.54g$;当初始俯仰角为 5° 时,机体的垂向过载峰值为 $12.13g$,浮囊的垂向过载峰值为 $1.92g$;当初始俯仰角为 10° 时,机体的垂向过载峰值为 $16.92g$,浮囊的垂向过载峰值为 $1.97g$ 。通过对比可以发现,俯仰角的增大会使得垂向过载峰值出现的时间延后,着水冲击的过载峰值也会显著增大,过载峰值从 $8.83g$ 增加到 $18.89g$,增加了 115% ,垂向过载是原来的 2 倍。通过与水平过载对比可知,在直升机着水冲击过程中,垂向过载占主导作用。

3.2 着水冲击流场特性与动能变化

在直升机着水冲击过程中,浮囊率先与水面接触并起到一定的缓冲吸能作用。随着浮囊淹没深度的增加,直升机机体也与水面发生接触冲击,此时在直升机机体和浮囊的共同作用下垂向过载达到峰

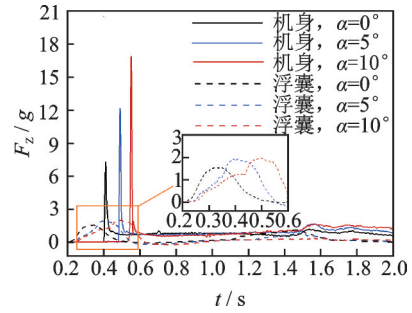


图 4 不同初始俯仰角下的直升机着水冲击垂向过载变化
Fig.4 The vertical overload of helicopter-float in water impact under different initial pitch angles

值。不同垂直速度下的过载峰值出现的时间不同,为了方便对比,这里采用浮囊与水面接触到垂向过载峰值时刻作为参考时间对直升机着水冲击过程时间进行无量纲化(即 $t'=0$ 表示着水初始时刻; $t'=1$ 表示垂向过载峰值时刻)。

图 5 给出了 $t'=1$ 时刻,不同初始俯仰姿态下的直升机着水冲击过程的 Q 准则涡结构等值面分布。通过对比可以发现,随着初始俯仰角的增大,初始时刻浮囊与水面的接触位置逐步后移;峰值时刻机体与水面接触面增大,接触位置后移。当初始俯仰角为 10° 时,在浮囊前端和直升机机腹位置产生的涡更加明显,此时直升机浮囊组合体与水面的能量交换更加强烈,组合体受到更大的水体反作用力,所以着水冲击的过载峰值随着初始俯仰角的增加而增大。

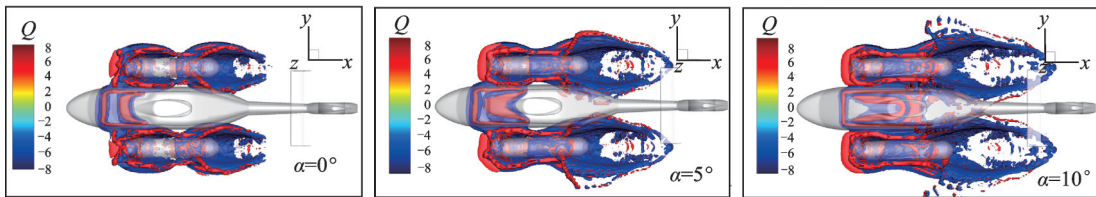


图 5 $t'=1$ 时刻不同初始俯仰角下的直升机着水冲击 Q 准则瞬时涡结构等值面分布

Fig.5 The instantaneous Q -vortices isosurface for helicopter-float in water impact under different initial pitch angles

浮囊在直升机着水冲击过程中的主要作用是缓冲吸能,即通过浮囊的变形吸收直升机坠落的机械能,从而降低过载,对机体起一定的保护作用。在本研究直升机着水冲击过程中,直升机的机械能主要转移为水的动能、浮囊内气体的内能、浮囊应变能以及其他的能量耗散。因此,这里进一步对直升机着水冲击过程中的能量转移情况进行分析。

图 6 给出了不同初始俯仰姿态下从浮囊与水接触到过载峰值时的水动能增量、浮囊气体内能增量以及浮囊应变能增量的变化曲线。由图可知,在直升机着水冲击过程中,刚开始能量的转移相对较小,

随着时间的推移,能量转移量迅速增大,这主要是因为着水过程中机体和浮囊与水体的相互作用不断增强。囊内空气内能增量与水体动能增量的大小相当,且明显大于浮囊材料变形能的增量。

表 1 和图 7 给出了不同初始俯仰姿态下从浮囊与水接触到过载峰值时的水动能增量、浮囊气体内能增量以及浮囊应变能增量的大小。为了进一步进行定量的对比分析,这里给出了不同初始俯仰姿态下水体吸能和浮囊吸能(包括浮囊气体内能增量和浮囊应变能增量)的百分比。当初始俯仰姿态为 0° 时,浮囊吸能百分比为 54.22% ;当初始俯仰姿态为

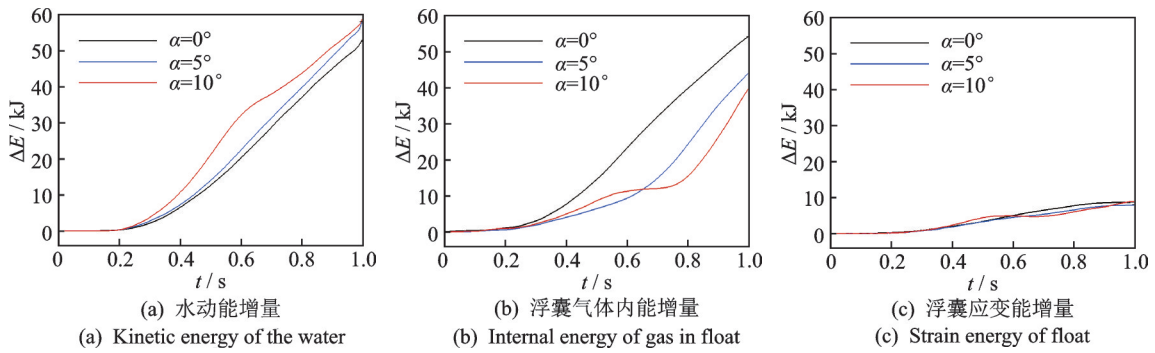


图 6 不同初始俯仰角下的直升机着水冲击主要能量变化特性

Fig.6 Each energy increment during water impact under different initial pitch angles

表 1 不同初始俯仰角下直升机着水冲击过程主要能量变化

Tab.1 Each energy increment during water impact under different initial pitch angles

俯仰角/(°)	水吸收动能/kJ	浮囊内能增加/kJ	浮囊应变能增加/kJ	水吸能量百分比/%	浮囊吸能量百分比/%
0	52.98	54.07	8.68	45.78	54.22
5	58.23	44.09	7.85	52.85	47.15
10	59.10	39.77	8.78	54.90	45.10

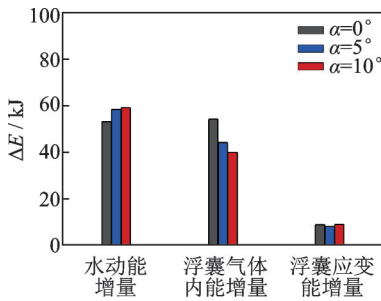


图 7 垂向过载峰值时刻的直升机着水冲击主要吸能分布

Fig.7 Each energy increment during water impact under different initial pitch angles at peak impact time

5°时,浮囊吸能百分比为 47.17%;当初始俯仰姿态为 10°时,浮囊吸能百分比为 45.10%。总体上,随着初始俯仰姿态角的增大,浮囊的吸能效果逐步降低。与零俯仰角相比,当初始俯仰姿态角为 10°时,浮囊的吸能效果降低了 9.12%。由此可见,由于初始俯仰姿态角的增大,直升机浮囊着水冲击的流场特性发生了变化,导致大俯仰角下的高压区增大,机体和浮囊与水体的动量交换更剧烈,浮囊的吸能效果降低,从而导致着水冲击过载峰值大幅增大。

4 结论

1) 在不同的初始俯仰角情况下,直升机着水冲

击过程中垂向过载占主导作用。

2) 随着直升机初始俯仰角的增大,浮囊的吸能效果降低,从而导致着水冲击过载峰值大幅增大。相较于零俯仰角工况,初始俯仰角为 10°时,浮囊的吸能效果降低了 9.12%。

3) 随着初始俯仰角的增大,过载峰值出现的时间延迟,过载峰值大小显著增大,与零俯仰角相比,当初始俯仰角为 10°时,过载峰值从 8.83g 增加到 18.89g,增加了 115%。

参 考 文 献

- [1] REILLY M J. Lightweight emergency flotation system for the CH - 46 helicopter [R]. Philadelphia: Boeing Vertol Company, 1981.
- [2] Civil Aviation Authority. Helicopter float scoops [R]. London: CAA, 1995.
- [3] KIDWELL J C, CRAGO W A. Model testing to establish ditching and flotation stability characteristics of helicopters [C] //American Helicopter Society 26th Annual National Forum. Washington DC: [s. n.] , 1970: 1-13.
- [4] HALBOUT S, JAVIER F, LARA C, et al. Inflated flotation system of helicopter towed on a liquid free surface [C] //Proceedings of the HYDRALAB III Joint User Meeting. Hannover: ECCOMAS, 2010: 1-17.
- [5] PAUL H L, BRUCE K C. SPH simulations of free surface waves and the interaction with objects [C] //V European Conference on Computational Fluid Dynamics. Lisbon: [s.n.] , 2010: 1-10.
- [6] SIMON C, GERRY M. Dytran analysis of helicopter flotation bag [C] //MSC 1998 Users' Conference. Munich: [s.n.] , 1998: 5-10.
- [7] 李名琦. 应急气囊着水冲击特性的试验研究与数值分析 [D]. 南京: 南京航空航天大学, 2008.
- [8] 孙建红, 周涛, 李名琦, 等. 直升机应急气囊充气及冲击着水过程数值分析 [J]. 南京航空航天大学学报, 2012, 44(5): 713-717.

- SUN Jianhong, ZHOU Tao, LI Mingqi, et al. Numerical analysis of inflating and impacting water process of helicopter emergency airbag[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2012, 44(5): 713-717.(in Chinese)
- [9] 吴臣, 侯斌, 孙智, 等. 不规则波浪环境下的直升机入水过程分析[C]//中国力学大会论文集. 杭州:《工程科技》编辑部, 2019:1-10.
- [10] 文桂林, 尹汉锋, 韩旭. 重型设备及其浮囊入水冲击仿真与试验研究[J]. 系统仿真学报, 2011, 23(5): 902-905. WEN Guilin, YIN Hanfeng, HAN Xu. Simulation and experimental study of heavy equipment and its floating capsule entering water impact [J]. Journal of System Simulation, 2011, 23(5): 902-905.(in Chinese)
- [11] 汪正中, 马玉杰, 江婷. 直升机水中横向稳性计算与试验验证[J]. 直升机技术, 2013(4): 1-7. WANG Zhengzhong, MA Yujie, JIANG Ting. Calculation and experimental verification of horizontal stability of helicopter in water [J]. Helicopter Technology, 2013(4): 1-7.(in Chinese)
- [12] 马玉杰, 汪正中. 某型直升机缩比模型着水试验研究[J]. 直升机技术, 2017(2):50-55. MA Yujie, WANG Zhengzhong. Experimental study on a helicopter scaling model in water landing[J]. Helicopter Technology, 2017(2):50-55.(in Chinese)
- [13] 陈暘, 陈立霞, 汪正中. 直升机缩比模型水中横向稳性试验研究[J]. 直升机技术, 2019(4): 57-59. CHEN Yang, CHEN Lixia, WANG Zhengzhong. Experimental study on horizontal stability of helicopter shrinkage model in water [J]. Helicopter Technology, 2019(4): 57-59.(in Chinese)
- [14] 江婷, 焦俊, 唐彬彬, 等. 直升机漂浮特性试验技术研究[J]. 实验流体力学, 2020, 34(4): 30-35. JIANG Ting, JIAO Jun, Tang Binbin, et al. Research on helicopter floating characteristics test technology[J]. Experimental Fluid Mechanics, 2020, 34(4): 30-35. (in Chinese)
- [15] 袁李斌, 康民. 直升机平静水面着水仿真分析[J]. 直升机技术, 2016(2):15-21. YUAN Libin, KANG Min. Simulation analysis of helicopter on calm water [J]. Helicopter Technology, 2016(2):15-21.(in Chinese)
- [16] 孙旋. 直升机水上迫降动力学问题研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2016.
- [17] 赵芸可, 屈秋林, 刘沛清. 水上飞机水面降落全过程力学特性数值研究[J]. 北京航空航天大学学报, 2020, 46(4): 830-838. ZHAO Yunke, QU Qiulin, LIU Peiqing. Numerical study on mechanical characteristics of seaplane during water surface landing [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2020, 46(4): 830-838. (in Chinese)
- [18] 黄鑫锋. 应急气囊对直升机漂浮稳定性的影响[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2012.
- [19] 侯斌. 波浪对直升机应急漂浮系统稳定性的影响[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2016.
- [20] 段国贺, 鲁江. 直升机横向漂浮稳定性时域分析与验证[J]. 直升机技术, 2016(1):11-17. DUAN Guohe, LU Jiang. Time-domain analysis method and verification of horizontal floating stability of helicopter [J]. Helicopter Technology, 2016(1):11-17. (in Chinese)
- [21] 陈彬, 殷士辉. 一种直升机漂浮稳定性计算方法的研究[J]. 直升机技术, 2017(2):6-9. CHEN Bin, YIN Shihui. Research on a calculation method of helicopter floating stability [J]. Helicopter Technology, 2017(2):6-9. (in Chinese)
- [22] 杨周, 陈建平, 张红英, 等. 带应急气囊直升机水上漂浮稳性研究[J]. 航空计算技术, 2016, 46(4): 71-74. YANG Zhou, CHEN Jianping, ZHANG Hongying, et al. Research on floating stability of helicopter with emergency airbag [J]. Aeroplane Computing Technology, 2016, 46(4): 71-74.(in Chinese)
- [23] 杨周, 陈建平, 杨晓华, 等. ALE数值波浪与直升机应急漂浮研究[J]. 航空计算技术, 2019, 49(1): 76-79. YANG Zhou, CHEN Jianping, YANG Xiaohua, et al. Research on ALE numerical wave and helicopter emergency floating [J]. Aeronautical Computing Technology, 2019, 49(1): 76-79.(in Chinese)
- [24] 郭星, 孙建红, 李名琦, 等. 直升机应急漂浮系统传感器模块可靠性分析[J]. 航空工程进展, 2020, 11(4):532-539. GUO Xing, SUN Jianhong, LI Mingqi, et al. Reliability analysis of helicopter emergency floating system sensor module [J]. Aeronautical Engineering Progress, 2020, 11(4): 532-539.(in Chinese)
- [25] GUO X, SUN J H, LIU K, et al. Reliability analysis of helicopter emergency flotation aystem [J]. International Journal of Applied Electromagnetica and Xechanics, 2020, 64(14):1001-1009.
- [26] DING Q Z, SUN Z, CHENG L H, et al. Health assesment strategy for helicopter emergency floatation systes[C]//2020 International Conference on Guidance, Navigation and Control. Tianjin: ICGNC, 2020:1-8.



第一作者简介:侯斌,男,1989年7月生,博士生。主要研究方向为直升机海上救生、流固耦合数值模拟。

E-mail: houbin@nuaa.edu.cn