

直升机-浮囊组合体静水着水冲击过程分析*

孙建红^{1,2}, 侯 斌¹, 苏炳君³, 李名琦³, 孙 智²

(1. 南京航空航天大学飞行器环境控制与生命保障工业与信息化部重点实验室 南京, 210016)

(2. 南京航空航天大学民航学院 南京, 211106) (3. 航宇救生装备有限公司 襄阳, 441003)

摘要 采用任意拉格朗日-欧拉方法和罚函数耦合方法对静水环境中某型直升机-浮囊着水过程进行数值模拟, 并对直升机和浮囊的力学特性及流场特性进行分析。结果表明: 机体着水前, 浮囊通过压缩囊内气体、与水相互作用及自身变形起到了吸能缓冲的作用, 相对未安装浮囊, 可使直升机冲击过载峰值降低 69%; 机体着水初期, 水体高压区集中在机体底部、浮囊前端和浮囊后安装点附近。机体底部出现两处高压区且压力沿机体宽度方向呈弧形分布, 着水过程中浮囊应力较大区域集中在前/后安装点附近及它们之间的“弧形”区域, 两浮囊未发生破损。浮囊最大等效应力为 193.9 MPa, 出现在浮囊前安装点附近。

关键词 直升机; 浮囊; 着水冲击; 力学特性

中图分类号 V275.1

引 言

随着直升机在水上作业中的广泛应用, 直升机水上事故日益增多。根据欧盟航空安全局的统计, 2008 年到 2018 年间欧洲区域共发生了 30 起海上商用运输直升机事故, 其中造成人员伤亡的严重事故 4 起, 比例高达 13.33%^[1]。2021 年 3 月和 5 月, 我国福建厦门和云南大理分别发生了直升机坠水事故, 两起事故造成了重大人员伤亡和经济损失。为提高直升机水上迫降的成功率和乘员的生存概率, 必要的措施是安装应急漂浮系统(emergency floatation system, 简称 EFS)。EFS 主要由可充气的浮囊、充气设备及控制组件构成, 在水上事故中可以迅速展开, 使机身漂浮, 保障乘员安全。

英国惠普特公司是国外最早研制 EFS 的商业机构, Tutton^[2] 对该公司设计的 EFS 模型试验、浮囊设计进行了详细的介绍。1979 年至 1981 年, 美国航空发展中心为 CH-46 直升机开发了一款轻型 EFS^[3]。Muller^[4] 对直升机应急着水事故中的致死原因、EFS 的系统组成、EFS 的漂浮性能及分析方法等进行了系统分析。国内对直升机 EFS 的研究起步较晚, 沈明斋等^[5] 对某舰载直升机 EFS 的设计进行了介绍。李名琦等^[6] 结合 EFS 的发展现状和国际通用适航与应用要求对 EFS 的设计依据和研发

思路进行了分析。孙建红等^[7] 对直升机应急气囊的充气展开过程及着水冲击过程进行数值分析, 根据气囊压力变化, 将气囊充气展开过程分为了线性膨胀、深度膨胀、过度膨胀 3 个阶段, 分析了机体-浮囊与水之间的激励作用。李涛等^[8] 从试验原理、模型设计、试验设备、工况确定、数据处理及误差分析等方面对直升机-浮囊着水缩比模型试验进行详细介绍。袁李斌等^[9] 采用光滑粒子水动力学(smooth particle hydrodynamic, 简称 SPH) 对直升机-浮囊不同俯仰角着水过程进行模拟, 发现俯仰角的增加可增大气囊绑带及气囊与机体的接触载荷。马玉杰等^[10] 在中国特种飞行器研究所高速水动力实验室和俄罗斯中央流体动力研究院水动实验室对带浮囊的某民用直升机 1/8 缩比模型开展了静水及规则波中的模型着水试验。

总体而言, 目前对直升机-浮囊着水过程的研究仍不够全面, 如着水过程机体、浮囊的动态力学特性方面的深入分析。笔者通过数值分析, 对比了有/无浮囊对直升机着水过程冲击过载峰值的影响, 并对浮囊、水体的缓冲吸能特性以及峰值时刻的流场压力分布进行分析, 研究了浮囊应力分布及机理, 为直升机应急漂浮系统的设计和直升机-浮囊着水性能评估提供了理论基础。

* 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
收稿日期: 2021-11-26; 修回日期: 2021-12-28

1 数值计算方法

1.1 流体控制方程

采用任意拉格朗日-欧拉方法 (arbitrary Lagrangian-Eulerian, 简称 ALE) 方法对不可压流场进行描述, 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

$$\partial u_i / \partial x_i = 0 \quad (1)$$

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

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。

直升机着水过程属于气-液-固三相问题, 这里采用多物质 ALE 算法对气-液两相界面进行模拟。含有气-液界面的单元的流场变量由体积加权平均求得。

1.2 流固耦合数值方法

控制体积 (control volume, 简称 CV) 法是一种常用的研究气囊等充气薄膜结构的数值方法, 已被广泛应用于汽车安全气囊等研究^[11], 笔者采用 CV 法对浮囊进行模拟。着水冲击过程中, 直升机-浮囊组合体与水相互作用是典型的流固耦合问题。借鉴以往研究^[12], 采用罚函数耦合方法处理固体与流体的耦合作用。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, 如图 1 所示。耦合力的计算公式为 $F = kd$ 。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。

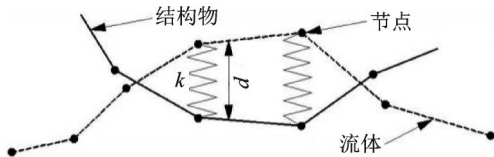
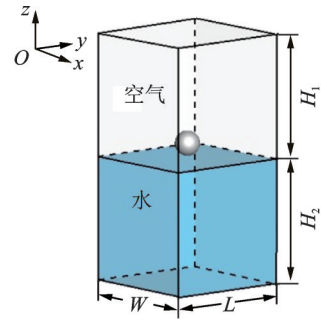


图1 罚函数耦合方法示意图

Fig.1 Schematic diagram of penalty coupling method

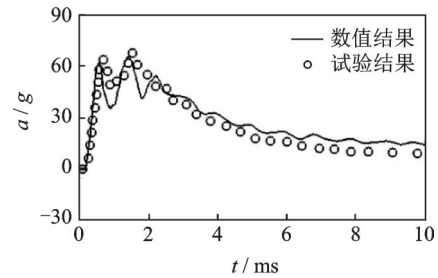
2 算例验证

根据 Anghileri 的刚性圆球垂直着水试验^[13], 如图 2(a) 所示, 圆球直径 $D=0.218$ m, 质量 $m=3.76$ kg, 垂直入水速度 $v_z=-11.8$ m/s。流体域尺寸为:



(a) 圆球着水模型

(a) Schematic diagram of sphere water entry



(b) 圆球加速度曲线

(b) Acceleration curve of sphere

图2 小球着水模型和加速度曲线

Fig.2 The acceleration curve in the process of sphere impacting on a calm water

$L=1.09$ m, $W=1.09$ m, $H_1=1.09$ m, $H_2=1.09$ m。图 2(b) 给出了圆球入水过程质心加速度试验数据和数值结果。可以看出, 当前计算结果与试验数据吻合较好, 说明当前计算方法具有较好的可靠性。

3 计算模型

图 3(a) 给出了某型直升机-浮囊组合体着水模型, 模型由流场域和直升机-浮囊组合体组成。空气和水域的尺寸为: $L=92$ m, $W=14$ m, $H_1=8.5$ m, $H_2=8.5$ m。直升机-浮囊组合体总质量为 3 853 kg, 各组成部件如图 3(b) 所示。直升机机体长为 12 m, 宽为 1.8 m, 高为 3.7 m。浮囊为两端半球状的长柱体, 直径为 0.78 m, 长为 4.37 m, 通过连接带和安装点对称安装在直升机两侧, 安装点位于浮囊底部。柔性浮囊和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, 着水前浮囊内压为 15 kPa, 直升机机体为刚体。直升机-浮囊组合体最低点着水时的飞行速度为: $v_{x0}=-15.5$ m/s, $v_{y0}=0$ m/s, $v_{z0}=-1.5$ m/s。由于主要研究浮囊对直升机-浮囊组合体着水冲击的影响, 因此在其他影响因素上进行简化, 着水俯仰角、偏航角和滚转角均为 0°。网格划分如图 3(c) 所示, 着水冲击的流场域为正六面体均匀网格, 边长为 0.05 m。其他流场域

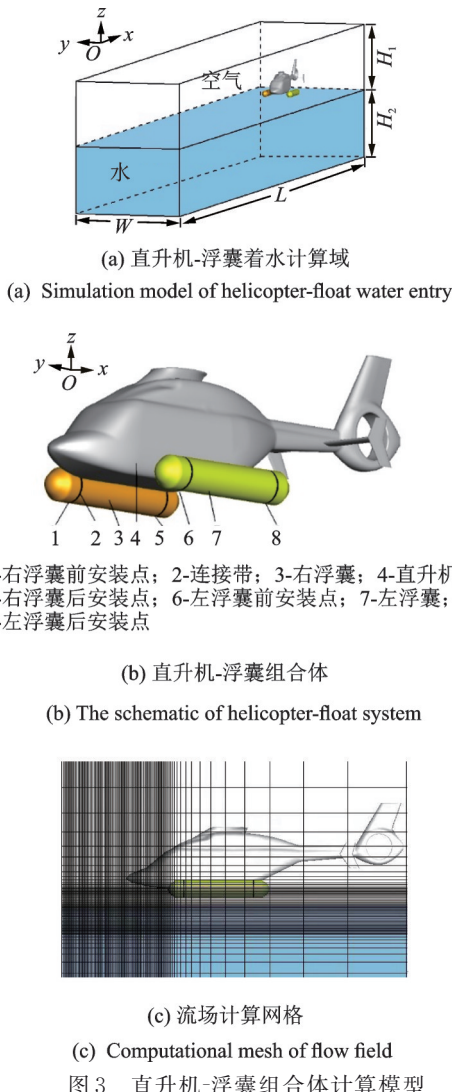


图3 直升机-浮囊组合体计算模型

Fig.3 Simulation model of helicopter-float system

网格由密渐疏,网格总量约为1 190万。

4 计算结果分析与讨论

在着水冲击过程力学特性分析中,一般重点关注结构的冲击加速度。图4为机体质心冲击加速度变化曲线, g 为重力加速度。可以看出,安装柔性浮囊时机体加速度峰值为 $7.2g$,未安装浮囊的直升机

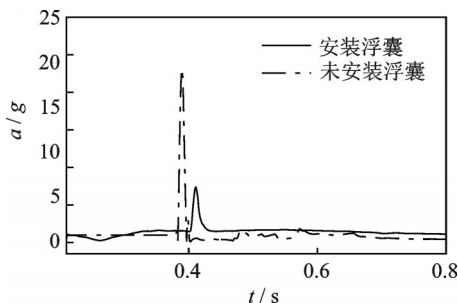


图4 机体重心加速度变化曲线

Fig.4 Acceleration curves of center of gravity of helicopter

机体加速度峰值为 $23.2g$,浮囊的安装使直升机冲击加速度峰值降低 69% 。

一般而言,结构物着水冲击载荷与结构物的外形和质量密切相关。表1对一些典型的结构物着水冲击加速度进行对比分析。在着水冲击竖直方向速度相近的条件下,水上飞机和当前直升机-浮囊组合体的着水冲击载荷相对较小,其余结构物(包括当前直升机)的着水冲击载荷都在10倍的重力加速度以上。一般水上飞机与直升机-浮囊组合体类似,也安装有浮囊。另外,水上飞机降落具有更大的水平着水速度,着水冲击也以水平方向更为显著。因此可以看出,浮囊/浮囊均可以明显降低着水冲击载荷。

表1 不同结构体着水冲击加速度峰值比较

Tab.1 Comparison of peak acceleration in the water-entrer processing for different structures

结构体	质量/ kg	水平速 度/($m \cdot s^{-1}$)	垂直速度/ ($m \cdot s^{-1}$)	俯仰 角/($^\circ$)	加速度 峰值/ g
圆弧体 ^[14]	4	0	-1.50	0	28.50
船体盒 型件 ^[15]	486	0	-2.43	0	14.30
当前 直升机	3 850	15.40	-3.20	0	23.20
水上 飞机 ^[16]	49 800	44.72	-2.53	5	1.68
当前直升 机-浮囊	3 853	15.40	-1.50	0	7.20

着陆缓冲气囊主要通过压缩囊内气体和气囊材料的变形起到吸能缓冲作用^[11],而直升机底板着水耐撞性设计时则通过机底缓冲材料的变形及水体动能的增加起到缓冲作用^[17],因此给出了浮囊着水到机体着水期间,水体动能、囊内空气内能及浮囊材料变形能的增量的变化,如图5所示。可以看出,机体着水时刻,囊内空气内能增量为 54.1 kJ ,水体动能增量为 52.4 kJ ,浮囊变形能增量为 8.6 kJ 。囊内空气内能增量与水体动能增量接近且明显大于浮囊材

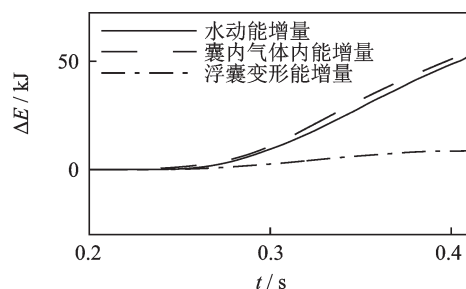


图5 各能量增量变化曲线

Fig.5 Curve of each energy increment

料变形能的增量。由水体动能增加而吸收的能量占三部分总吸能量的45.5%，这与Vignjevic等^[17]对直升机底板着水耐撞性设计的研究结论类似。

为研究安装浮囊后冲击加速度峰值时刻机体和浮囊承受的冲击，图6给出了不同垂直速度下（-0.5和-1.5 m/s）浮囊及机体所受水冲击力的变化， G 为组合体重力。文献[18]在研究楔形体入水冲击问题时指出，楔形体所受合力可分解为浮力、重力和水体动量变化引起的水冲击力。本研究中，直升机所受合力 F 主要由机体所受冲击力 F_b 、浮囊所受水冲击力 F_a 和重力 G 组成。从图6可以看出，由于先于机体着水，浮囊所受冲击力率先增大，随着机体着水，合力出现峰值。垂直速度为-1.5 m/s条件下，峰值时刻机体所受水冲击力为7.3G，两侧浮囊受到的水冲击力共为0.82G。

图7、图8分别给出了不同时刻过机体中心 $x-z$ 截面和左侧浮囊中心 $x-z$ 截面的流场压力云图。

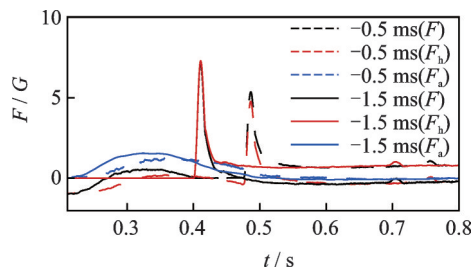


图6 直升机和浮囊受水冲击力变化曲线

Fig.6 Impact force curves of helicopter and airbags

“CG”为机体重心，在水平方向上位于前安装点和后安装点中间位置。在本研究中，浮囊先于机体着水，因此可将组合体着水冲击过程分为机体着水前和机体着水后两个阶段。如图7(a)、图8(a)所示，机体着水前，高压区集中在浮囊前端和浮囊后安装点下方。前端高压区形成沿水平向的压差，这关于“CG”产生负俯仰力矩。后安装点下方高压区形成的上下压差也关于“CG”产生负俯仰力矩。这两个负俯仰力矩使直升机出现了“低头运动”。如图7(b)、图8(b)所示，由于机体的低头运动，机头下方入水形成高压区，而浮囊附近的高压区仍集中在浮囊前端和后安装点处。在负俯仰力矩的作用下，机体继续进行俯冲运动，如图7(c)、图8(c)所示，机头已全部入水，高压区集中在机头顶端。浮囊附近的高压区则仅集中在浮囊前端，浮囊前端出现弯折，而浮囊后部已脱离水体。在浮囊的冲击作用下，浮囊中部下方的水体被排开，使得这一区域对浮囊的支撑作用减弱，进而导致浮囊的抬头力矩减小，加剧了组合体的俯冲运动。

图9给出了着水初期机体底部附近 $x-y$ 截面压力云图。直升机机头到机腹的外轮廓如图7(b)虚线所示，可以看出从机头到机腹过渡区形成楔形截面，在一定俯冲姿态下，可视为楔形截面入水。着水初期机体底部截面两侧分别出现高压区，见图9(a)，这与楔形体入水冲击过程研究类似。随着机体不断入水，高压区分别向前和向后移动，见图9(b)。两高压区在宽度方向(y 向)的分布呈现一定的“弧

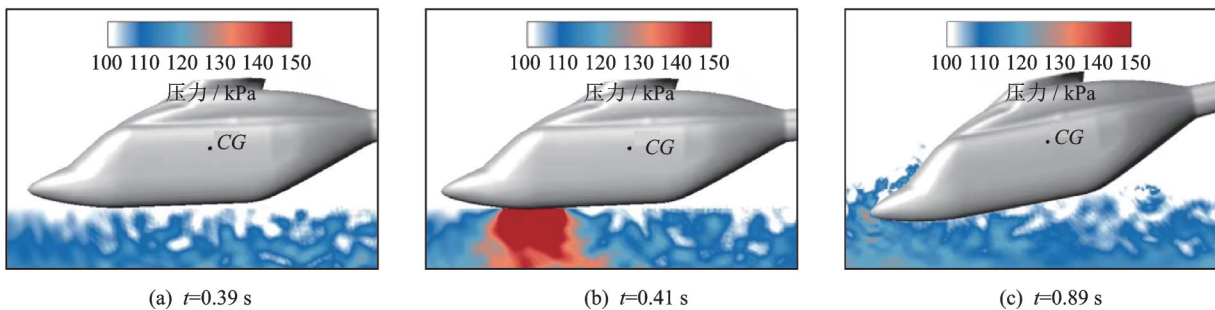


图7 不同时刻机体截面压力云图

Fig.7 Pressure contour of helicopter section of different time

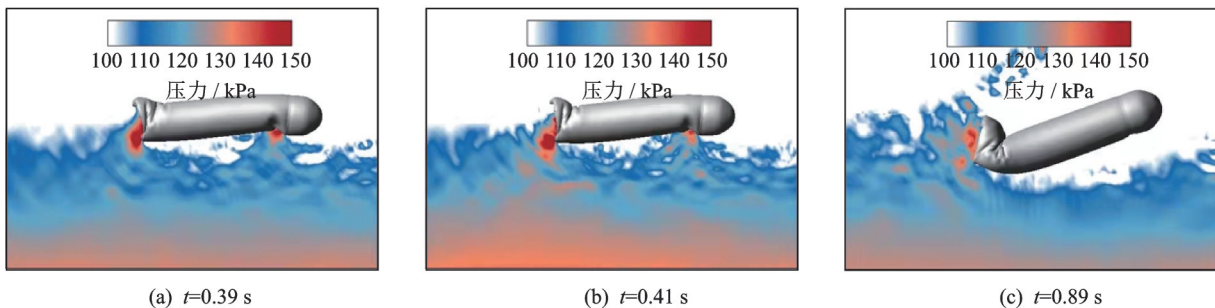
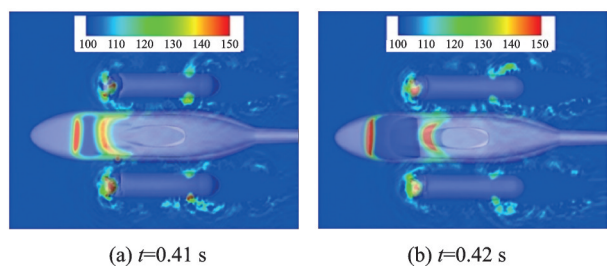


图8 不同时刻浮囊截面压力云图

Fig.8 Pressure contour of airbag section of different time



(a) $t=0.41$ s (b) $t=0.42$ s

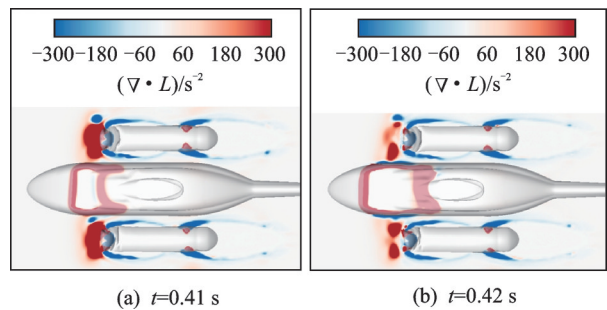
图 9 直升机底部 x - y 截面压力云图

Fig.9 Pressure contour of x - y cross section of bottom of helicopter

形”分布,这与重力及两侧浮囊将水体向机身侧的挤压作用有关^[19]。

图 10 为图 9 截面的流场 Lamb 矢量散度云图。Lamb 矢量的散度为: $\nabla \cdot L = u \cdot \nabla \times \omega - \omega \times \omega$, 其中: L 为 Lamb 矢量; $u \cdot \nabla \times \omega$ 为曲率积; $\omega \times \omega$ 为拟涡能^[20], 其正负交替出现表征流场中的动量运输机制发生变化。可以看出,浮囊前端和后端安装点附近的 $\nabla \cdot L$ 呈现正负交替结构,意味着此处水体存在剧烈的动量交换,随着这两处受冲击作用的水体向浮囊两侧运动,水体的动量运输机制则从以曲率积引起的变形运动占主导演化为拟涡能引起的与涡有关的运动为主导。着水初期,如图 10(a)所示,机体底部 $\nabla \cdot L$ 为正,这表明直升机与水体的冲击作用以曲率积引起的变形运动为主导。随着机体不断入水,如图 10(b)所示,直升机两侧的 $\nabla \cdot L$ 演化为正负交替的结构,这表明机体两侧水体存在剧烈的动量交换。

为了对浮囊变形的力学特性进行分析,图 11 给出了着水过程不同时刻柔性浮囊的等效应力云图。机体受力峰值时刻,如图 11(a)所示,浮囊前端受到水体冲击凹陷变形,应力较大区域集中在浮囊前后两安装点附近。随着着水过程的进行,机体浸入水中深度增大,其水平向受力峰值时刻,浮囊前端受到垂向和水平向水体冲击而出现向后弯折的变形(见图 11(b))。结合图 8 中的压力云图,浮囊后部脱离水体,应力较大区域为浮囊前安装点附近。着水过程



(a) $t=0.41$ s (b) $t=0.42$ s

图 10 直升机底部 x - y 截面 Lamb 矢量散度云图

Fig.10 Lamb vector divergence contour of x - y cross section of bottom of helicopter

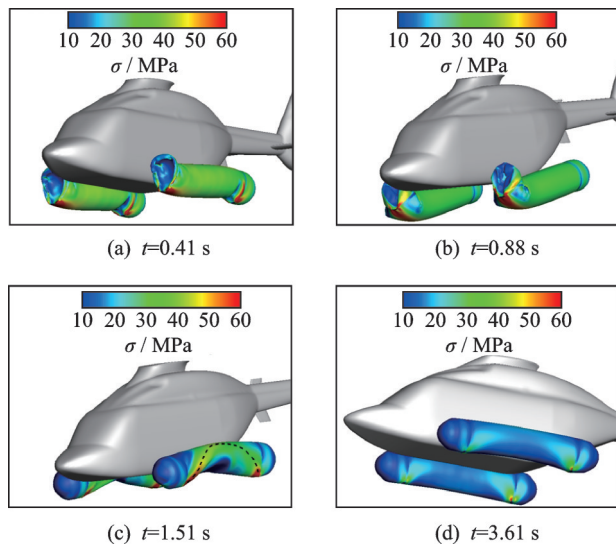


图 11 浮囊等效应力云图

Fig.11 Equivalent stress contour of airbags

中,组合体速度不断减小,浮囊受到水的冲击较小,浮囊前端恢复膨胀状态(见图 11(c))。由于浮囊安装方式使浮囊一定程度近似于双端固支梁,这不仅使得浮囊前部、后部的安装点形成了应力较大区域,而且应力较大区域沿浮囊轴线方向呈现弧形分布,如图 11(c)中虚线所示。随着速度进一步减小,组合体进入漂浮阶段(见图 11(d)),这时浮囊应力在囊体上几乎呈现均匀分布。着水过程中,两浮囊最大等效应力为 193.9 MPa,位于浮囊前安装点附近,小于浮囊材料的断裂强度 705 MPa,浮囊未发生破损。

5 结 论

1) 由于浮囊的吸能缓冲,安装浮囊的直升机冲击加速度峰值明显被削弱。本研究中未安装浮囊直升机冲击加速度峰值为 23.2g,安装浮囊时直升机冲击加速度峰值为 7.2g,安装浮囊使直升机加速度峰值降低 69%。缓冲作用吸收的能量主要转换为三部分,按大小排序分别为囊内气体内能、水的动能、浮囊材料的变形能,囊内气体内能与水体动能相当。

2) 着水过程中,水体高压区主要集中在机体底部、浮囊前端和浮囊后端安装点附近。机体着水初期,底部出现前后两处高压区,并分别向前和向后移动。向后移动的高压区压力在机体宽度方向呈弧形分布,这与浮囊和机体两侧对水的挤压及重力作用有关。

3) 着水过程浮囊应力较大区域集中在前安装点和后安装点附近及它们之间的弧形区域。两浮囊最大等效应力出现在浮囊前安装点附近为 193.9 MPa,浮囊未发生破损。

参 考 文 献

- [1] MOON K, YAKOVLEV A A. A comparative statistical analysis of global trends in civil helicopter accidents in the US, the EU, and the CIS [C] // IOP Conference Series: Materials Science and Engineering. London: IOP Publishing, 2020: 12-20.
- [2] REILLY M J. Lightweight emergency flotation system for CH-46 [R]. Warminster: Naval Air Development Center, 1981.
- [3] MULLER M, GREENWOOD R. Survey and analysis of rotorcraft flotation system [R]. Washington D C: Office of Aviation Research, 1996.
- [4] TUTTON S. The design, manufacture and certification of emergency inflation systems for helicopter [J]. Aircraft Engineering and Aerospace Technology, 1997, 69(3): 247-253.
- [5] 沈明斋, 高明宇, 宋诗义. 舰载直升机应急漂浮装置的设计研制 [C] // 中国航空学会直升机专业分会第十九届全国直升机年会. 北京: 中国航空学会, 2003: 366-371.
- [6] 李名琦, 蒋海滨, 李涛. 直升机应急漂浮系统的设计 [C] // 第四届中国航空学会青年科技论坛. 北京: 中国航空学会, 2010: 753-760.
- [7] 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 emergent airbag deployment and ditching crashworthiness process [J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2012, 44(5): 713-717. (in Chinese)
- [8] 李涛, 李名琦, 吴建华. 直升机迫降着水缩比模型试验方法的研究 [J]. 计算机与数字工程, 2015, 43(10): 1790-1793.
- LI Tao, LI Mingqi, WU Jianhua. Helicopter ditching scale model test method [J]. Computer & Digital Engineering, 2015, 43(10): 1790-1793. (in Chinese)
- [9] 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 of helicopter impacting on calm water [J]. Helicopter Technique, 2016(2): 15-21. (in Chinese)
- [10] 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. Research on the ditching test of a dynamical-scaled helicopter model [J]. Helicopter Technique, 2017(2): 50-55. (in Chinese)
- [11] ZHOU X, ZHOU S, LI D K, et al. Research on design and cushioning performance of combined lunar landing airbag [J]. Acta Astronautica, 2022, 191: 55-78.
- [12] CHENG H, FANG C, CHENG J. Simulation of fluid-solid interaction on water ditching of an airplane by ALE method [J]. Journal of Hydrodynamics, Ser. B, 2011, 23(5): 637-642.
- [13] ANGHILERI M, SPIZZICA A. Experimental validation of finite element models for water impacts [C] // Second International Krash Users' Seminar. London: Cranfield Impact Centre Ltd, 1995: 26-28.
- [14] 张岳青, 白治宁, 曾小凡, 等. 楔形和弧形结构入水冲击响应研究 [J]. 船舶力学, 2020, 24(3): 400-408.
- ZHANG Yueqing, BAI Zhining, ZENG Xiaofan, et al. Study of water impact response of wedge and arc-shaped structures [J]. Journal of Ship Mechanics, 2020, 24(3): 400-408. (in Chinese)
- [15] 陈英华, 袁李斌, 吴希明. 直升机盒段件垂直入水数值仿真与试验 [J]. 振动、测试与诊断, 2020, 40(2): 389-396.
- CHEN Yinghua, YUAN Libin, WU Ximing. Numerical simulation and experiment on vertical watering of helicopter box segment [J]. Journal of Vibration, Measurement & Diagnosis, 2020, 40(2): 389-396. (in Chinese)
- [16] 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 properties of seaplane in whole water surface landing process [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics & Astronautics, 2020, 46(4): 830-838. (in Chinese)
- [17] VIGNJEVIC R, MEO M. Simulation of helicopter under-floor structure impact on water [J]. International Journal of Crashworthiness, 2001, 6(3): 425-443.
- [18] FAIRLIE-CLARKE A C, TVEITNES T. Momentum and gravity effects during the constant velocity water entry of wedge-shaped sections [J]. Ocean Engineering, 2008, 35(7): 706-716.
- [19] IAFRATI A, GRIZZI S, SIEMANN M H, et al. High-speed ditching of a flat plate: experimental data and uncertainty assessment [J]. Journal of Fluids & Structures, 2015, 55: 501-525.
- [20] HAMMAN W C, KLEWICKI C J, KIRBY M R. On the lamb vector divergence in Navier-Stokes flows [J]. Journal of Fluid Mechanics, 2008, 610: 261-284.



第一作者简介:孙建红,男,1968年4月生,博士、教授、博士生导师。南京航空航天大学民航学院院长。长期从事飞行器设计、航空应急救援技术、人机与环境工程、航空运行安全及适航技术等领域的教学科研工作。承担国家重要专项、国家自然科学基金、军转民专项基金、教育部留学回国基金等科研项目60余项,获江苏省“六大人才高峰”项目以及江苏省优秀科技工作者等荣誉。发表论文100余篇,国内外发明专利10余项,并获日内瓦国际发明银奖。同时担任民航局应急科学与技术重点实验室主任、公共安全科学技术学会常务理事、中国航空学会舰载机专业委员会委员以及《南京航空航天大学学报》(中英文)副主编等。
E-mail: jhsun@nuaa.edu.cn