

带应急漂浮系统直升机水上迫降性能研究



陈立霞¹,汪正中¹,辛冀¹,王明镇²,焦俊²

1.中国直升机设计研究所 直升机旋翼动力学国家级重点实验室,江西 景德镇 333001

2.中国特种飞行器研究所,湖北 荆门 448035

摘 要:针对直升机水上迫降问题,以光滑粒子动力学方法离散水域进行建模,发展了机身着水载荷的理论分析模型。以带柔性气囊直升机构型的水上迫降为算例,开展了仿真分析。仿真计算结果与试验数据的对比显示,机身过载和气囊连接带的载荷的计算误差均在18%以内,验证了仿真模型的分析精度,可用于支持民用直升机水上迫降过程的强度和结构设计。从提高直升机生存率的角度出发,开展了不同着水工况下的仿真计算,对机身姿态角、重心位置等因素对各项着水载荷的影响进行了深入分析,给出了直升机水上迫降时的建议机身姿态。研究成果可为直升机水上迫降适航取证提供技术支持。

关键词:光滑粒子动力学;直升机;水上迫降;仿真;载荷

中图分类号:V221

文献标识码:A

DOI: 10.19452/j.issn1007-5453.2021.12.004

直升机水上迫降是指按陆基要求设计的直升机在水面上空飞行,遇到发动机发生故障或燃油用尽,应急降落在水上,机组和乘员安全撤离直升机的过程。水上迫降是保障安全的最后一道防线,是设计中必须首先解决的关键技术问题之一。从抗坠毁角度考虑,撞击过程中,水上迫降施加在直升机上的载荷与地面坠撞完全不同。因此,有必要对直升机水上迫降的载荷、运动等力学问题展开专门的研究^[1]。直升机水上迫降研究传统的方法主要以真实飞机试验和模型试验为主,验证其迫降能力是否满足要求,同时也指导设计工作。由于直升机重心较高、浮力较小、水上迫降稳定性较差,在水上迫降时容易翻沉,导致乘员和机组人员的存活率降低,因此提出了直升机的应急气囊装置^[2],能够有效提高直升机迫降的成功率,为乘员和机组人员的逃生和救援增加时间。直升机应急气囊在国外得到大力发展^[3-4],目前已经批量装备到各型执行海上任务的直升机上,而在国内正处于起步阶段。

在飞行器入水理论工作上,20世纪50年代,美国国家航空航天局(NASA)和欧洲航空试验中心将理论成果投入应用早期的航天试验中,并积累了大量的试验数据。随着

建模技术的发展和流固耦合的研究深入,近年来,水上迫降的文献报道和研究大多集中于数值研究。相比试验研究的高成本、低效率,数值计算建立在理论上,不仅时间周期短、效率高,而且推动了入水理论的发展,加深了对飞行器入水现象的认识。1994年,Brooks等^[5]通过分析Apollo指令舱的坠水冲击过程,利用有限元软件LS-DYNA3D仿真模拟。1995年,德国航空航天中心(DLR)利用显式有限元计算软件PAM-CRASH模拟了固定翼飞机以及WG30直升机的水上迫降计算方法^[6]。2007年,Streckwall等^[7]研究了在飞机水上迫降过程中的液体自由表面以及自由运动问题,使用光滑粒子动力学方法(SPH)较好地处理这类问题。2009年,Nathalie等^[8]对简单形体水面冲击问题做了研究,证明了SPH方法在研究水面冲击问题的可靠性,然后研究了直升机水面碰撞问题。Paul等^[9]研究了使用光滑粒子动力学方法(SPH)解决流固耦合问题,在PAM-CRASH软件中建立水波模型与物体冲击。

近年来,国内对飞行器入水冲击问题也开展了大量研究。2008年,胡大勇等^[10]采用解耦的方法,将仿真与试验相结合,利用MSC.PATRAN/DYTRAN软件,研究了飞机在迫

收稿日期:2021-07-23; 退修日期:2021-08-25; 录用日期:2021-11-11

基金项目:民用飞机专项科研技术研究项目(MJ-2014-F-15)

引用格式:Chen Lixia, Wang Zhengzhong, Xin Ji, et al. Research on the performance of helicopter with emergency floating system for ditching[J]. Aeronautical Science & Technology, 2021, 32(12):35-41. 陈立霞,汪正中,辛冀,等.带应急漂浮系统直升机水上迫降性能研究[J].航空科学技术,2021,32(12):35-41.

降过程中的入水冲击载荷。2009年,屈秋林^[11]等利用VOF (Volume of Fluid)方法和动网格法,模拟某型客机在平静水面上的迫降过程,研究俯仰角对着水冲击力学性能的影响规律。2011年,方超^[12]应用任意拉格朗日欧拉(ALE)法对民航固定翼飞机进行了水上迫降过程的仿真,得到了一些过载曲线。2012年,闫家益^[13]基于SPH法对某型固定翼飞机进行了水上迫降仿真分析,得到了飞机着水俯仰角为12°,起落架收起为该飞机的最佳迫降状态。2013年,郭保东等研究了混合翼身布局飞机的水上迫降力学性能,得出SAX-40飞机在水上迫降过程中有弹离水面的不稳定趋势。刘小川等^[14]对航空结构冲击动力学技术的发展进行了研究。

综合来看,国内外对飞行器入水冲击问题的研究采用理论方法主要有两种:基于网格的ALE法和无网格的SPH法。针对带柔性气囊的直升机水上迫降,建模时需要考虑将机身、气囊和连接带建立柔性体模型,仿真过程将会涉及直升机与水域流固耦合、气囊与水域流固耦合、直升机与气囊耦合,耦合复杂,计算量较大。若采用ALE法进行仿真,由于网格的存在需要进行空间离散,自由面大变形将导致网格变形或缠结,且对网格质量要求高,网格划分耗时大,前后处理繁琐,计算时间长和计算稳定性不能保证。因此,选取SPH法,采用光滑粒子来对流场进行描述,处理入水冲击这类自由表面大变形的流动问题具有天然优势,也能更好地捕捉水面的波动、水花飞溅等实际物理情况,并得到详细的动力学响应^[15]。牟晓伟等^[16]针对国产民用直升机型号合格审查的问题进行了比较详细的研究。中国民航规章CCAR-29-R1的563条和801条条款对直升机的水上迫降适航取证提出了技术要求。依据条款要求,可以采用模型试验与仿真分析相结合的方法,通过缩比模型试验验证缩比模型的仿真结果,进而对全尺寸模型进行仿真计算,从而可以预测全机的着水载荷。

本文针对带柔性体气囊的直升机,基于光滑粒子动力学法,建立了该模型的水上迫降仿真计算模型,并通过该模型的水动试验结果验证其可靠性。同时分析了姿态角、重心前后限等因素对着水载荷的影响。为直升机的机身结构设计、气囊连接带与机身连接件强度校核提供了依据,可用于其水上迫降取证和适航条款验证。

1 水上迫降动力学建模

直升机水上迫降试验模型带4个柔性气囊,构型如图1所示。该试验在中国特种飞行器研究所的水动力研究中心进行,为某民机水上迫降适航取证试验。试验涉及到的水

载荷包括气囊载荷、连接带载荷和机身载荷等,根据载荷结果可对机身结构进行设计和加强。考虑到机身结构变形和破损情况,为得到更精确的载荷结果,因此根据真实机身材料属性将机身、气囊和连接带建立柔性体模型。水域采用SPH法进行建模。



图1 试验模型

Fig.1 Test model

1.1 光滑粒子动力学法SPH

光滑粒子流体动力学法是为求解流体动力学问题而提出的,而流体动力学问题的求解主要是基于密度、速度、能量等变量场的偏微分方程组(PDEs),但难以求得解析解,因此必须寻求数值解法。为此,首先必须对PDEs所定义的问题域进行离散化;其次,需要一种方法来获取任一点上的变量函数及其导数的近似值;最后,将近似函数应用于PDEs来获得一系列离散化的、只与时间相关的常微分方程(ODE)。这一系列离散化的常微分方程可用传统的有限差分法中的任意一种标准积分程序来求解。SPH方法的核心是一种插值理论,其原理如图2所示。在此方法中,粒子“*i*”代表的宏观变量(如密度、压力和内能等)都能方便地用与其相距一定距离范围内所有粒子“*j*”的值,通过积分插值得到。

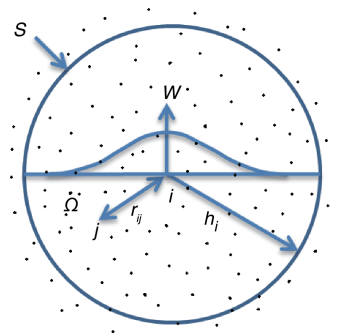


图2 SPH粒子近似算法原理图

Fig.2 Schematic diagram of SPH particle approximation algorithm

即任意粒子的值可通过式(1)表示:

$$f(\mathbf{x}) = \int_{\Omega} f(\mathbf{x}') \delta(\mathbf{x} - \mathbf{x}') d\mathbf{x}' \quad (1)$$

式中: f 为三维坐标矢量 $\mathbf{x}$ 的函数; $\delta(\mathbf{x} - \mathbf{x}')$ 为狄拉克 δ 函数,

性质如下：

$$\delta(\boldsymbol{x}-\boldsymbol{x}')=\begin{cases}1, & \boldsymbol{x}=\boldsymbol{x}' \\ 0, & \boldsymbol{x}\neq\boldsymbol{x}'\end{cases}\quad (2)$$

式中： Ω 为包含 $\boldsymbol{x}$ 的积分体积，说明了函数可用积分的形式表示。若用光滑函数 $W(\boldsymbol{x}-\boldsymbol{x}',h)$ 来取代 δ 函数的核函数 $\delta(\boldsymbol{x}-\boldsymbol{x}')$ ，则 $f(\boldsymbol{x})$ 的积分表示式可写为：

$$f(\boldsymbol{x})=\int_{\Omega}f(\boldsymbol{x}')W(\boldsymbol{x}-\boldsymbol{x}',h)d\boldsymbol{x}'\quad (3)$$

其积分近似表达式为：

$$\langle f(\boldsymbol{x})\rangle=\int f(\boldsymbol{x}')W(\boldsymbol{x}-\boldsymbol{x}',h)d\boldsymbol{x}'\quad (4)$$

式中： W 为核函数，它用来产生一个估计，过滤局部的涨落，也就是通过距离来过滤粒子间影响的大小：

$$W(\boldsymbol{x},h)=\left(\frac{1}{h\sqrt{\pi}}\right)^de^{\frac{-x^2}{h^2}}\quad (5)$$

核函数 W 满足：

$$\int w(\boldsymbol{x}-\boldsymbol{x}',h)d\boldsymbol{x}'=1\quad (6)$$

核函数应具有区域性、非负性、归一性及单调性等特性。

1.2 水域建模

在本模型中，水域建模参数见表1。

表1 水域建模参数
Table 1 Water modeling parameters

参数	数值
密度/(kg/m³)	1000
动力粘度/(Pa·s)	0.00101
水中声速/(m/s)	1484
水域长/m	12
水域宽/m	4
水域高/m	4
水粒子间距/m	0.05
水粒子总数	1536000

1.3 机体建模

直升机水上迫降是一个复杂的运动过程，它涉及到机体、空气、水面之间的相互作用，既有空气对机体的气动升力和阻力，又有机体与水面之间的撞击和摩擦阻力。因此，在建立数学模型时，应建立包括直升机机身、迫降水域的几何模型以及针对模型材料、单元类型的有限元模型。

该直升机水上迫降数值计算原始几何模型由CATIA生成，在计算规模允许的前提下，尽量考虑到结构的细节形式，然后利用HyperMesh软件进行模型重建和几何清理，最后得到既能表征结构，又便于划分网格的几何模型。

机身的总体结构可以看作薄壁桶形结构，所以在建模时选择了薄壳单元，该单元有4节点四边形壳单元、薄壁壳单元和3节点的三角形壳单元。柔性体的仿真使用Hughes-Liu薄壳单元，这类壳单元的计算精度相当高。Hughes-Liu薄壳单元由8节点六面体单元退化得到的4节点四边形薄壳单元。直升机机身作为刚体建模，气囊和连接带为柔性体建模。

1.3.1 机身建模

原始几何模型很多部分因为过小的面和曲率过大的曲面而衔接不好导致产生重合面，从而对网格划分产生一定影响。严重时可导致无法进行计算，且单元规模过大会导致求解计算的时间变长。另外，在模型边界基本框架图中，自由边、两面共享边、三面及以上共享边的存在也会对后期计算影响较大。原始几何模型清理时可以忽略对数值计算不影响的面和线，如去掉机身内的支撑面、尾翼上的重合面等。这些部分的影响一般会考虑通过另外的方式加载到DYNA计算当中。清理过程要保证机身面的连续性，保持合理的直升机几何特征，从而不改变直升机的结构特性。

网格单元尺寸为0.0025m，单元数为57456，节点数为54382。机身几何模型如图3所示。机体主要采用铝和钛，其中蒙皮主要由铝合金构成，内部主承力件为钛合金，材料参数见表2。在仿真过程中，不考虑材料失效。

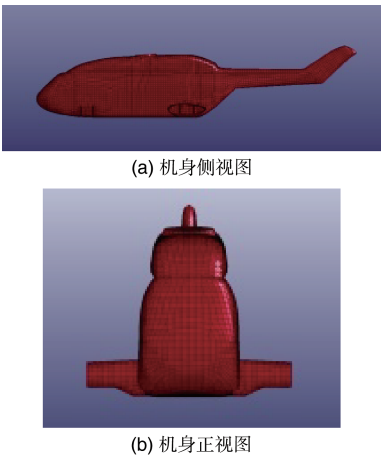


图3 机身几何模型
Fig.3 Fuselage geometry

1.3.2 气囊及连接带建模

气囊为圆柱形，对称布置在前机身和后机身的两侧，每个气囊有4个连接点通过连接带与机身相连，气囊大小一致。导入HyperMesh进行网格划分，具体的划分流程与柔性模型建模类似。气囊采用织物材料属性，采用Belytschko-Tsay壳单元。气囊网格模型如图4所示。气囊

表2 金属材料性能

Table 2 Properties of metallic materials

材料	2A12/LY12	LD10	TA2
E/GPa	68	71	102
σ_b/GPa	390	420	490
$\sigma_{0.2}/\text{GPa}$	270	270	—
τ_b	214	214	—
μ	0.3	0.3	—

与直升机通过连接带相连,连接带采用Cable材料属性,其只可承受拉力。气囊与机身结构位置如图5所示。

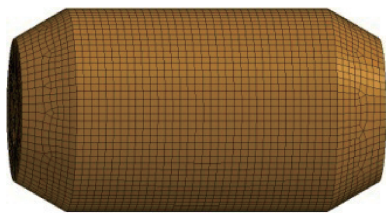


图4 气囊网格模型

Fig.4 Airbag mesh model

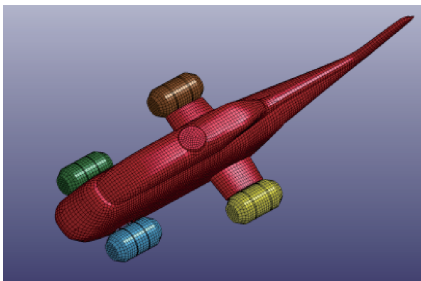


图5 完整直升机网格模型

Fig.5 Complete helicopter mesh model

2 直升机模型水上迫降仿真计算

2.1 软件介绍

仿真计算采用ANSYS/LS-DYNA软件,它是通用显式动力分析程序,适合求解各种二维、三维非线性结构的高速碰撞、爆炸和金属成形等非线性动力冲击问题,同时可以求解传热、流体及流固耦合问题。在工程应用领域被广泛认可为最佳的分析软件,并通过多次与试验对比验证了其计算的可靠性。计算模型的前后处理软件采用Ls-PrePost软件,前处理主要设定模型姿态、着水速度等,后处理主要用于结果输出和过程演示。

2.2 计算工况

仿真计算可得到直升机水上迫降过程中的重心处的各向加速度、机身姿态角和气囊与机身连接带的轴向力等的变化。为与试验结果进行充分对比,并考虑到重心前后限、

俯仰角、滚转角及偏航角变化产生的影响,进行了6个工况的计算,见表3。

表3 计算工况

Table 3 Calculated working condition

工况	重心	前飞速度/(m/s)	垂直速度/(m/s)	俯仰角/(°)	滚转角/(°)	偏航角/(°)
1	前限	5.45	0.53	6	0	0
2	后限	5.45	0.53	6	0	0
3	前限	5.45	0.53	6	5	0
4	前限	5.45	0.53	6	0	15
5	前限	5.45	0.53	8	0	0
6	前限	5.45	0.53	10	0	0

2.3 坐标系

直升机坐标系定义如图6所示。其中,原点O:直升机纵向对称面与地板平面相交线的最前端;X轴:选取机身地板轴线,逆航向为正;Y轴:过原点O且垂直于飞机对称面,顺航向看向右为正;Z轴:在机身对称平面内、过原点O且垂直于X轴,向上为正。

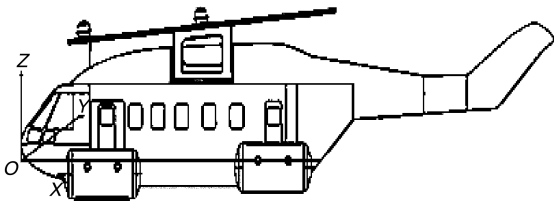


图6 直升机坐标系

Fig.6 Helicopter coordinate system

2.4 仿真结果与试验验证

对于直升机模型,给出整个迫降过程中直升机试验气囊的各向受力,针对着水工况还对分析了直升机的各向加速度的变化趋势。其中所有的曲线都使用SAE CFC滤波器进行滤波。

2.4.1 机身加速度对比分析

对比直升机着水工况1,试验和仿真计算的直升机模型X、Z向加速度对比结果如图7、图8所示。X、Z向加速度对比结果见表4。由对比结果可知,X向和Z向加速度(过载)的峰值的理论试验结果相差不大,在10%以内,且曲线变化趋势一致。

根据X向加速度对比曲线可知,计算结果曲线的震荡性较大,这是由于SPH粒子法的离散性使得机身尾部绕流作用不明显产生的。

2.4.2 气囊连接带载荷对比分析

模型试验时测量的为左后气囊连接带的三向合力(X、Y、Z),根据仿真结果为各连接带轴向力的情况,对相同

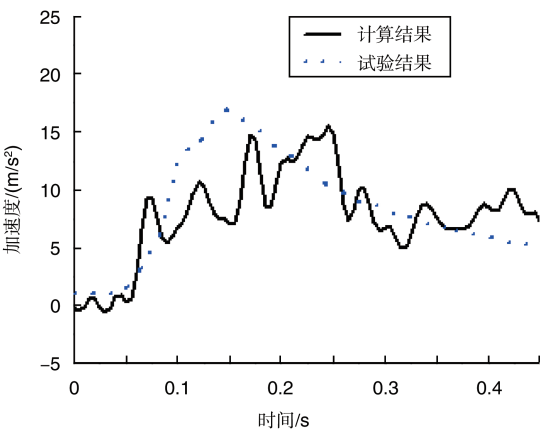


图7 直升机X方向加速度对比曲线

Fig7 Comparison curve of helicopter acceleration in X direction

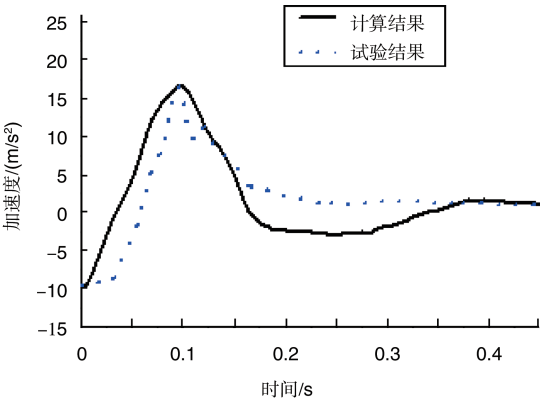


图8 直升机Z向加速度对比曲线

Fig.8 Comparison curve of helicopter acceleration in Z direction

表4 相同状态下,机身加速度的理论与试验结果对比
Table 4 Theoretical and experimental results of fuselage acceleration in the same state

说明	试验结果/(m/s ²)	计算结果/(m/s ²)	对比结果/%
X向	17.30	15.70	9.25
Z向	17.58	17.50	0.46

时刻的轴向力进行了三向分解并求和,从而与试验结果进行对比。据表2的着水工况,试验和计算的对比结果见表5。由对比结果可以看出,气囊受力的仿真结果相对试验结果偏大,约13%~18%,但量级一致,且各向受力的分布趋势一致。

3 参数敏感性分析

针对表2中所列计算工况的载荷结果,分别对重心前后限、俯仰角、滚转角及偏航角对重心处Z向加速度的影响进行了对比分析,如图9所示。

表5 相同状态下,理论与试验的连接带合力对比结果
Table 5 Theoretical and experimental results of joint belt resultant force in the same state

工况		X向/N	Y向/N	Z向/N	合力/N	对比结果/%
1	理论	63.9	-44.9	113.5	137.8	17.1
	试验	42.8	-28.1	106.0	117.7	
2	理论	60.1	-52.1	94.5	123.5	13.8
	试验	48.0	-42.2	87.7	108.5	
3	理论	49.7	-38.7	129.3	143.8	12.8
	试验	40.3	-25.0	118.2	127.4	
4	理论	49.7	-45.2	100.7	121.0	13.0
	试验	39.8	-34.1	93.4	107.1	
5	理论	53.3	-51.9	98.7	123.6	13.9
	试验	48.0	-42.2	87.7	108.5	
6	理论	51.2	-39.3	129.5	144.7	13.6
	试验	40.3	-25.0	118.2	127.4	

由对比结果可知,相同姿态角,重心前限着水时,机身Z向加速度(过载)较大;相同重心位置着水时,俯仰角为6°、8°、10°时Z向加速度(过载)依次减小,滚转角0°时Z向加速度(过载)较大,偏航角为0°时Z向加速度(过载)较大。由此可得到机身着水时,为避免Z向加速度(过载)较大,保证机身结构承受力,应选择重心后限、俯仰角6°、偏航角和滚转角不为0°的着水姿态。

4 结束语

本文基于光滑粒子动力学法(SPH),建立了水上迫降计算方法,给出了某民用直升机的缩比模型在迫降过程中重心处加速度及气囊连接带载荷,并对计算结果和试验结果进行了相关性分析,可得到以下结论:

- (1) 采用本文建立的直升机水上迫降计算方法得到的结果与试验结果具有良好的一致性,可以很好地描述着水过程中的重心处各向加速度及气囊连接带载荷的变化情况。
- (2) 通过计算分析重心前后限、机身姿态角对着水载荷的影响,可指导直升机水上迫降时的入水姿态,提高迫降时直升机和机组人员的生存率。
- (3) 本文针对缩比模型的计算方法及分析结论可应用于近似构型直升机的缩比模型,通过采用相关修正系数也可应用于全尺寸直升机水上迫降的载荷预测;此方法可用于对机身结构进行强度校核或为机身结构设计提供依据。

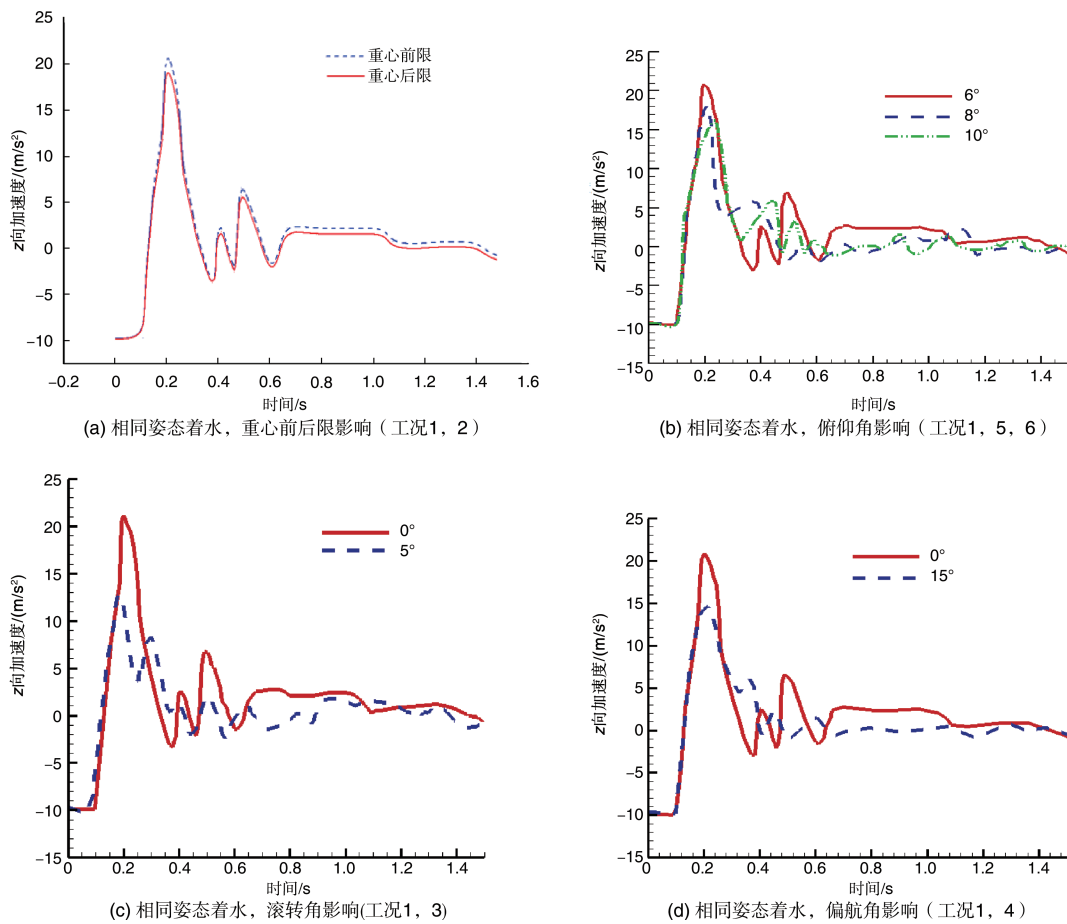


图9 重心处Z向加速度对比

Fig.9 Comparison between Z-acceleration at the center of gravity

参考文献

- [1] 郭保东, 屈秋林, 刘沛清. 混合翼身布局客机 SAX-40 水上迫降降学性能数值研究[J]. 航空学报, 2013, 34(11): 2443-2451.
Guo Baodong, Qu Qiulin, Liu Peiqing. Ditching performance of silent aircraft SAX-40 in hybrid wingbody configuration[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2013, 34(11): 2443-2451. (in Chinese)
- [2] Relly M J. Lightweight emergency flotation system for the CH-46 helicopter[R]. NADC-79169-60, 1981.
- [3] Muller M, Greenwood R. Survey and analysis of rotorcraft flotation system[R]. DOT/FAA/AR-95/53, 1995.
- [4] 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.
Li Mingqi. The subscale test and simulation on water impacting characteristic for emergency flotation system[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2008. (in Chinese)
- [5] Brooks J R, Anderson L A. Dynamics of a space module impacting water[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1994, 31(3): 509-515.
- [6] Anghileri M, Spizzica A. Experiment validation of finite element models for water impacts[C]// Proceedings of the Second International Crash Users Seminar, Cranfield, UK, 1995.
- [7] Streckwall H, Lindenau O, Bensch L. Aircraft ditching: a free surface/ free motion problem[J]. Archives of Civil and Mechanical Engineering, 2007, 7(3): 177-190.
- [8] Nathalie T P, David D, Alice V. Assessment of the SPH method: Simulation of simple body shapes impacting on water and a PUMA helicopter ditching[C]// ODAS 10th ONERADLR Symposium. Berlin: Deutsches Zentrum für Luft und Raumfahrt, 2009.
- [9] Paul H L G, Bruce C. Hydrodynamics and fluid-structure interaction by coupled SPH-FE method[J]. Journal of

- Hydraulic Research, 2010 48(1): 61-73.
- [10] 胡大勇, 杨嘉陵, 王赞平, 等. 某型飞机水上迫降数值化模型[J]. 北京航空航天大学学报, 2008(12): 1369-1374.
- Hu Dayong, Yang Jialing, Wang Zanping, et al. Numerical model for a commercial aircraft water landing[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2008(12): 1369-1374.(in Chinese)
- [11] 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]. 民用航空器设计与研究, 2009(SI):64-69.
- Qu Qiulin, Liu Peiqing, Guo Baodong, et al. Numerical study on impact mechanical properties of water landing for a passenger plane[J]. Civil Aircraft Design and Research, 2009 (SI):64-69.(in Chinese)
- [12] 方超. 应用ALE有限元法对飞机水上迫降过程的流固耦合仿真[D]. 上海: 复旦大学, 2011.
- Fang Chao. Simulation of fluid-solid interaction on water ditching of an airplane by ALE method[D]. Shanghai: Fudan University, 2011. (in Chinese)
- [13] 闫家益. 基于SPH方法的飞机水上迫降数值模拟研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2012.
- Yan Jiayi. Research on airplane ditching numerical simulation based on SPH method[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2012. (in Chinese)
- [14] 刘小川, 王彬文, 白春玉, 等. 航空结构冲击动力学技术的发展与展望[J]. 航空科学技术, 2020, 31(1):1-14.
- Liu Xiaochuan, Wang Binwen, Bai Chunyu, et al. Progress and prospect of aviation structure impact dynamics[J]. Aeronautical Science & Technology, 2020, 31(1):1-14.(in Chinese)
- [15] 韩旭, 杨刚, 强洪夫. 光滑粒子流体动力学: 一种无网格粒子法[M]. 长沙: 湖南大学出版社, 2005.
- Han Xu, Yang Gang, Qiang Hongfu. Smooth particle fluid dynamics: A meshless particle method [M]. Changsha: Hunan University Press, 2005. (in Chinese)
- [16] 牟晓伟, 于洋, 孙薇, 等. 国产民用直升机型号合格审查问题研究[J]. 航空科学技术, 2021, 32(1):89-93.
- Mu Xiaowei, Yu Yang, Sun Wei, et al. Research on civil helicopter airworthiness certification of TC[J]. Aeronautical Science & Technology, 2021, 32(1):89-93. (in Chinese)

Research on the Performance of Helicopter with Emergency Floating System for Ditching

Chen Lixia¹, Wang Zhengzhong¹, Xin Ji¹, Wang Mingzhen², Jiao Jun²

1. *Science and Technology on Rotorcraft Aeromechanics Laboratory, China Helicopter Research and Development Institute, Jingdezhen 333001, China*

2. *China Special Aircraft Research and Development Institute, Jingmen 448035, China*

Abstract: In order to solve the problem of helicopter ditching, the theoretical analysis model is developed by using the method of smooth particle dynamics in discrete water area. The simulation analysis is carried out for an example of helicopter with flexible airbags. The comparison between simulation results and test data shows that the fuselage and airbag connected with load calculation error are within 18% and verifies that the analysis precision of the simulation model can be used to support civil helicopter ditching intensity and structure design. From the perspective of improving survival rates of helicopter, the simulation calculation under different conditions is carried out. This paper makes a thorough analysis on the influence of fuselage attitude angle and center of gravity position on helicopter water loads, which proposes the fuselage attitude during helicopter ditching on water. The results can be applied to the helicopter ditching airworthiness certificate.

Key Words: SPH; helicopter; ditching; simulation; loads

Received: 2021-07-23; **Revised:** 2021-08-25; **Accepted:** 2021-11-11

Foundation item: Special Scientific Research and Technical Research Projects for Civil Aircraft(MJ-2014-F-15)

航空结构冲击技术专辑



执行主编 刘小川

刘小川，男，研究员，工学博士，中国飞机强度研究所副所长，航空工业集团特级技术专家，航空工业集团杰出青年，陕西省青年科技新星，入选陕西省青年拔尖人才，荣获首届“西安十佳工程师”，飞行器振动、冲击与噪声国防科技创新团队核心成员。任中国航空学会结构强度分会委员、陕西省振动工程学会副理事长、结构冲击动力学航空科技重点实验室副主任，《航空科

学技术》《航空工程进展》期刊青年编委。主要从事飞机结构动强度技术领域的应用基础研究、工程技术攻关与前沿技术研究工作，承担国家自然科学基金、民机科研、航空科学基金等各类科研项目 20 余项，在技术研究中获个人二等功 1 次、三等功 2 次；负责重点型号的重要地面试验验证项目 20 余项，在型号研制中获个人二等功 3 次。先后获得省部级等各类科技成果 12 项，发表科技论文 50 余篇，主编行业标准 1 项，授权发明专利 12 项，出版专著 2 部。

《航空科学技术》推出的“航空结构冲击技术专辑”，主要展示了航空典型材料或结构抗冲击研究领域的最新研究成果，有助于相关研究人员了解该领域的最新动态，并促进该领域的学术交流。本次专辑征集了 10 篇该领域的优秀文章，其中 1 篇论文综述了作战飞机易损性评估方法的进展，9 篇论文分别阐述了复合材料冲击性能分析、金属材料多次冲击损伤与寿命评估、民用轻小型无人机碰撞安全特性、飞机结构抗鸟撞计算等方面的研究成果。希望这些论文可为该领域研究人员提供有益参考。

