

DOI:10.16356/j.1005-2615.2017.02.017

直升机着水载荷试验研究

汪正中¹ 陈立霞¹ 索 谦¹ 马玉杰¹ 廉滋鼎²

(1. 中国直升机设计研究所直升机旋翼动力学重点实验室, 景德镇, 333001;

2. 中国特种飞行器研究所, 荆门, 448035)

摘要:为进一步提升中国国内直升机缩比模型着水试验能力,为中国民用直升机水上迫降适航取证提供技术支持,本文对国内直升机缩比模型着水试验及试验结果进行了研究。通过介绍模型着水试验的试验设备、试验件、试验要求和试验步骤,并对着水载荷结果与俄罗斯中央空气流体动力研究院莫斯科学院的试验结果进行对比分析,验证了中国直升机缩比模型着水试验能力,为中国进行直升机水上迫降方面的模型着水试验提供了技术参考。

关键词:直升机;缩比模型;着水试验

中图分类号: TN958

文献标志码: A

文章编号: 1005-2615(2017)02-0258-05

Test Research on Helicopter Ditching Load

WANG Zhengzhong¹, CHEN Lixia¹, SUO Qian¹, MA Yujie¹, LIAN Ziding²

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

2. AVIC Special Vehicle Research Institute, Jingmen, 448035, China)

Abstract: To further develop the ability of helicopter scaled-model ditching test and support the civil helicopter airworthiness in China, the ditching test on helicopter scaled-model is carried out. The equipment, the scaled model, test requirements and the process are introduced. The test results are compared with that of Moscow Branch of TsAGI of Russia to certify the ability of helicopter scaled-model ditching test in China. The paper supplies technical reference for the ditching test in China.

Key words: helicopter; scaled-model; ditching test

直升机的使用日益广泛,水上运输、护航、海上石油平台运输、海上救生以及海上维权等都对直升机水上迫降提出了迫切的需求。水上迫降是指按陆上军事基地系统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。直升机长期在海上飞行,一旦发动机发生故障,水上迫降是保障安全的最后一道防线,是必须首先解决的关键技术问题之一。但中国目前尚未有一架国产

直升机完成水上迫降取证,不能满足型号研制的需要。

适航规章^[1]和国家军用标准^[2]要求在离岸 50 海里水上使用的航空器,必须满足水上迫降的要求。《中国民用航空规章第 29 部》(CCAR29R1)^[1]规定了着水载荷的要求。美国的咨询通报^[3]则要求申请的直升机在进行飞行试验之前,为了保证安全,必须用可靠的理论分析方法或模型水动试验来验证直升机具有水上迫降能力,并通过试验建立入

基金项目: 对俄合作专项“直升机水上迫降分析和试验技术研究”(2011DFR80210)资助项目。

收稿日期: 2016-12-15; **修订日期:** 2017-03-01

通信作者: 陈立霞,女,工程师, E-mail: chenlixia66@163.com。

引用格式: 汪正中,陈立霞,索谦,等. 直升机着水载荷试验研究[J]. 南京航空航天大学学报, 2017, 49(2): 258-263.
WANG Zhengzhong, CHEN Lixia, SUO Qian, et al. Test research on helicopter ditching load [J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2017, 49(2): 258-263.

水程序。这些试验应包括在平静海面着水的最佳俯仰姿态和前飞速度的确定,以及在最高海况下的入水程序的演示(例如推荐着水波区和相对波峰-波谷方向的着水方向)。着水载荷系数和载荷的分布可通过水面试验或数值分析确定。

国外模型设计以 William Froude 发展的比例法则为基础^[4],探讨了试验技术及试验设施的发展,介绍了贝尔 206A“喷气突击队员”直升机试验项目与结果。鱼鹰^[5]和 EH101^[6]也进行了模型着水试验,模型旋翼由动力驱动以便在迫降试验中模拟升力,并测量了机腹蒙皮压力和机身加速度。中国国内,1982 年,Z8 直升机在中国船舶重工集团公司第七〇二研究所进行了模型水动试验,测量了撞水的过载系数和静稳曲线。中国航空救生研究所针对卡-27 直升机进行了着水冲击载荷的试验研究^[7],但由于技术条件的限制,试验验证并不充分。

试验是研究着水载荷的主要手段^[8-12],本文主要介绍了水上迫降的试验设备、试验件、试验要求及试验步骤,以中国特种飞行器研究所的试验结果为基础,对比俄罗斯中央空气流体动力研究院莫斯科分院的试验结果,验证了中国国内直升机模型着

水载荷试验能力,为中国进行直升机水上迫降方面的模型着水试验提供了技术参考。

1 试验设备

本文试验主要试验设备为高速水池、高速拖车、投放架、电磁投放器、造波系统、浪高仪和摄像系统等。

中国特种飞行器研究所高速水动力实验室是中航工业唯一从事水动力学研究与试验的实验室,拥有亚洲长度最长、速度最高的拖曳试验水池。其高速拖曳试验水池及其配套的拖车、造波机等高速水动力试验设备技术指标如下:

(1)水池主尺度:池长 510 m,池宽 6.5 m,池深 6.8 m,水深 5.0 m。

(2)拖车性能:速度范围 0.1~22 m/s,车速稳定精度优于 0.2%。

(3)造波机性能:规则波波长 0.5~15 m,波高 0.03~0.50 m;各类长峰不规则波。

(4)测试手段:试验数据采集和处理分析自动化。

试验主要设备和仪器的性能参数如表 1 所示。

表 1 测试设备及校准列表
Tab. 1 Test equipment and calibration

序号	仪器名称	型号/编号	量 程	精 度
1	拖车系统	非标	0.1~22 m/s	0.2%
2	陀螺仪	IMU610H	±90°	动态精度<0.3°
3	PCB 加速度传感器	3711B1110G/ LW7646,LW7647	±10g	0.5%
4	温度计	SWP-C80	-10~+55 ℃	0.1%
5	数显式电子秤	DR-150	150 kg	0.02 kg
6	台秤	TGT-100	30 kg	0.02 kg
7	微型数据采集器	DRS104	±10 V(DC)	0.5%
8	双轴数字角度尺	DXL360S	±90°	0.01°
		XPM10A1/V140ZD		
		V140Z4		
9	压力传感器	V140Z7	2 bar	0.25%(满量程)
		V140ZF		
		V140WJ		

2 试验模型

2.1 模型设计准则

某型直升机入水试验模型的设计和试验必须满足如下相似准则:

(1)几何相似:模型与实机通过 Froude 数进行模拟,模型缩比为 1:8。

(2)运动相似:在几何相似系统中,在对应瞬

时,对应点上速度方向相同,大小成同一比例,并且在绕物体流动中,流线相似,加速度分布相似。

(3)动力相似:在运动相似系统中,在对应瞬时,对应点上作用力的方向相同,大小成同一比例,如果将作用力分解为惯性力、质量力、压力表面力和黏性表面力,则在两系统对应点上力的多边形几何相似。

按照上述相似准则,某型直升机入水试验模型

设计应满足表 2 中对应的比例关系,其中 λ 表示模型的缩放比例。

表 2 试验模型设计比例关系

Tab. 2 Proportional relation of scaled model in test

名称	模型值	比例	全尺寸值
长度	L	λ	λL
惯性矩	I	λ^5	$\lambda^5 I$
质量	m	λ^3	$\lambda^3 m$
角度	φ	1	φ
力	F	λ^3	$\lambda^3 F$
速度	v	$\sqrt{\lambda}$	$\sqrt{\lambda} v$
线加速度	a	1	a
角速度	ω	$1/\sqrt{\lambda}$	$\omega/\sqrt{\lambda}$

2.2 缩放比例的确定

缩放比例 λ 值的确定,需要考虑以下因素:

- (1)在满足几何尺寸、重量和惯量相似的条件下,模型加工的简易性。
- (2)模型要有足够的空间安装试验测试设备及配重物块。
- (3)试验设施的能力和试验要求。

根据中国特种飞行器研究所的试验设施 and 模型的要求,试验中缩放比例最终确定为 $\lambda=8$ 。

2.3 模型设计依据

以某型直升机(安装应急漂浮系统)三维理论外形作为模型外形设计依据,按 Froude 数相似进行模型设计。在模型上加装测试设备后,能通过调节配重将模型重量、重心、转动惯量调整至要求的典型状态。

2.4 试验模型

试验模型由机身和刚性浮筒两部分组成,如图 1 所示。

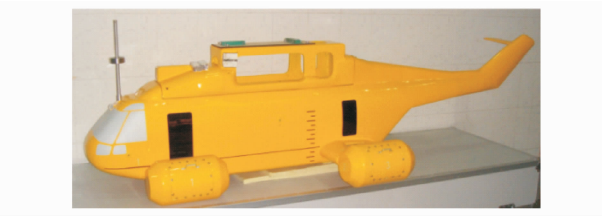


图 1 机身模型

Fig. 1 Fuselage model

2.5 传感器布置

为了测试模型在静水面和波浪上着水过程中姿态变化、驾驶舱和重心位置的垂向过载及机身底部压力分布,需要在机身内部或底部布置惯性测量单元、加速度传感器和压力传感器。传感器的具体布置方案如下:在模型的艏部安装一个加速度传感器,测试垂向过载,距重心位置 500 mm。在模型的重心位置安装一个加速度传感器,测试垂向过载。惯性测量安装在模型重心处,以测试模型入水

时的姿态角变化。机身底部位置安装了 5 个压力传感器。

3 试验要求

试验中,要求在试验水池及着水试验台上进行最大重量条件下垂直着水和具有前向速度的着水试验,试验环境分静水和波浪水面,利用安装在模型内的传感器和测量装置采集和记录模型的加速度、姿态角、载荷等参数及变化情况,并通过数据处理和分析得到着水载荷值,研究迫降着水载荷在各种条件和姿态下的变化规律。试验装置不模拟旋翼升力。

水动试验设施应满足以下要求:

- (1)试验状态角度偏差小于 0.5° (静态)和 2° (动态)。
- (2)试验状态速度偏差小于 0.1 m/s。

在试验前,必须对试验设施各分系统和试验件等进行检查/标定,制定安全监控和应急预案。

记录从模型入水直至回收前整个过程测试参数的时间历程,静水测试结果应有良好的重复性精度,应设置试验参考点进行检查。

4 试验方法

模型安装完成后,通过测量基准线首、尾处距水面高度确定俯仰角,通过测量左、右浮筒最低点距水面距离确定横滚角,然后通过调整安装装置的角度片调整直升机模型姿态至所需角度。

试验水平速度由拖车控制,垂直速度通过设定模型最低点距水面距离,并使模型自由落体得到。

直升机缩比模型着水验证试验过程包含以下步骤:

- (1)安装试验支架

首先将试验用的投放支架安装到高速拖车测桥上,并加固、调试正常。

- (2)安装试验模型

按照试验工况要求,将加工好的模型按照真实直升机缩比后的结果进行重量、重心和转动惯量调配,将调整好状态的试验模型安装到投放架上。

- (3)调整模型姿态

通过调整安装装置角度片调整模型的初始姿态,让其满足试验所需要入水俯仰、横滚和偏航姿态。

- (4)调整投放高度

根据试验投放速度确定模型投放前的离水高度,操作高速拖车测桥升降按钮,保证模型离水高度。

- (5)开启采集系统处于待机状态

待模型试验状态调整完成后,开启惯性测量单元,同时打开采集系统电源使采集系统处于待机状态,等待采集触发指令。

(6) 试验前状态检查

检查模型底部是否漏水、模型初始姿态是否满足要求以及摄像系统是否正常等。

(7) 视频及数据采集

启动摄像系统,对模型运动状态进行摄像,直至拖车停止后关闭摄像系统。触动采集系统触发开关,采集器开始工作,所有的数据都保存在采集器存储器当中,直到人为清除。

(8) 拖车启动及投放、停车

在波浪试验中,需先启动造波机。启动拖车,加速至指定的速度。当拖车速度达到投放速度稳定之后,启动投放开关,此时投放器打开,试验模型自由落体着水。当模型着水后,拖车开始减速并直至停止。

(9) 回收试验模型及返回船坞

投放完成后,由拖车上的工作人员用铁钩将模型从水中提起,然后启动拖车回到船坞,将模型放置到船坞中的底座上。

(10) 数据传输

关闭数据采集系统,并通过数据传输系统,将采集到的数据传输到地面设备,供试验分析使用。

(11) 状态分析

通过分析模型试验时的运动状态以及数据采集系统所采集到的数据,确定下一试验状态,并重复试验。

5 试验结果

对原始数据曲线进行滤波、取幅值处理,滤波频率为 50 Hz。选取初始俯仰角 8°、无滚转和偏航、水平速度 5.44 m/s,垂直速度 0.53 m/s 的静水着水试验结果,与俄罗斯中央空气流体动力研究院莫斯科科学院的试验结果进行对比分析。

分析中,截取试验的有效时间历程,确保双方试验模型的着水位置(此姿态下机身最低点)和着水时刻(此姿态下机身最低点着水时刻)相同,从而获得姿态角、过载和压力(对应编号压力传感器)的时间历程曲线与峰值。

俯仰角、滚转角的变化曲线见图 2。由图 2 可知,俯仰角、滚转角的变化趋势一致,数值接近。俯仰角的变化趋势是先减小,在水载荷的作用下,逐渐增大,到了一定值后,又开始减小。滚转角则基本是一个振荡过程。

驾驶舱、重心处垂向过载的变化曲线见图 3。由图 3 可知,过载的变化趋势一致,数值接近。垂

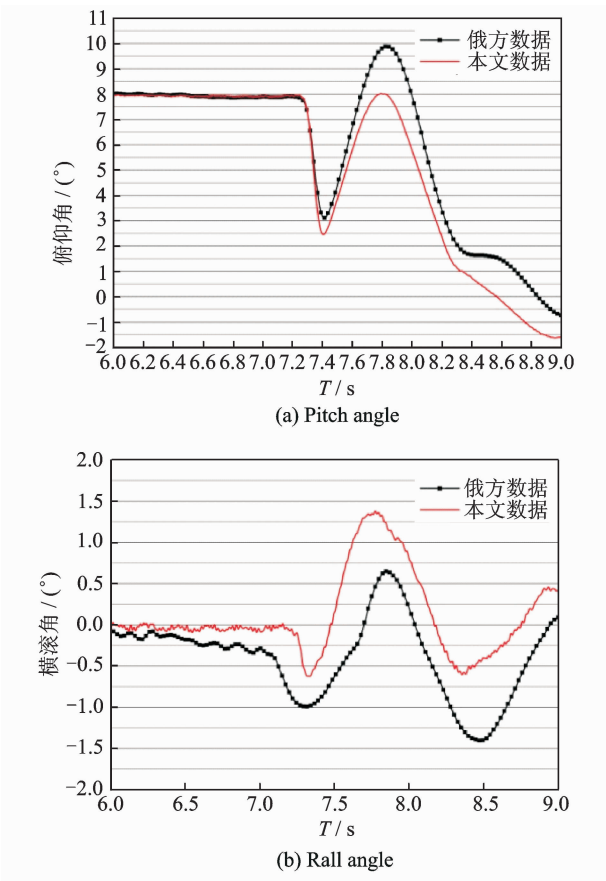


图 2 机体姿态对比
Fig. 2 Attitude contrast of model body

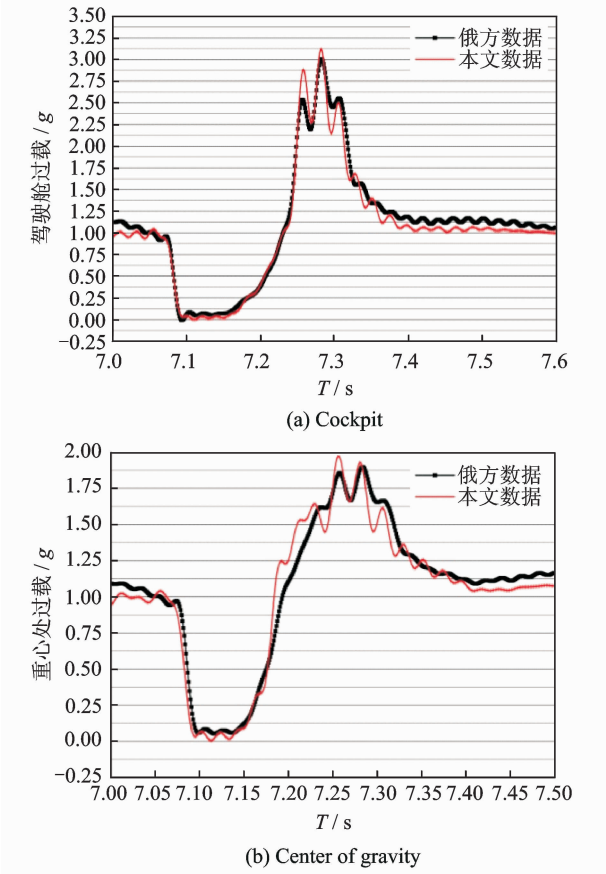
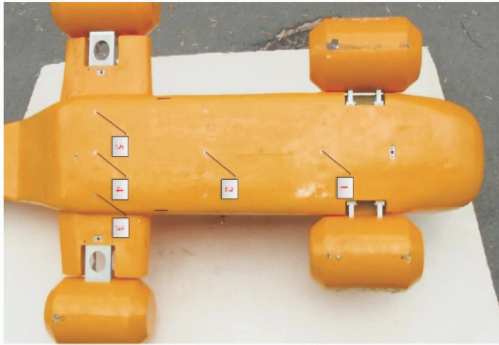


图 3 机体过载对比
Fig. 3 Overload contrast of model body

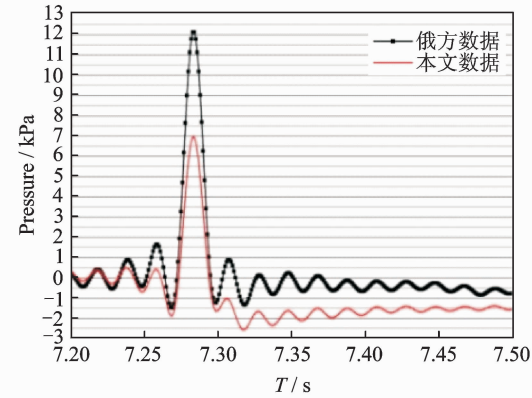
向过载的变化趋势是模型投放后数值由 1 *g* 变为 0,接触水面后开始迅速增大到峰值,随着模型完成着水过程最后达到平衡状态,垂向过载又变为 1 *g*。垂向过载的误差在 5% 左右。驾驶舱处的垂向过载比重心处大 1 *g* 左右,这是由于模型的转动角加速度引起的。

试验中压力传感器的布置如图 4(a)所示,其中布置点 1, 2, 4 位于纵向中心线上,布置点 3, 4, 5 位于尾部横向排列,布置点 1~5 对应的压力分别为 $P_1 \sim P_5$ (见图 4(b~f))。由图 4 可知,除 P_1 点的压力峰值相差较大外,压力的变化趋势一致,

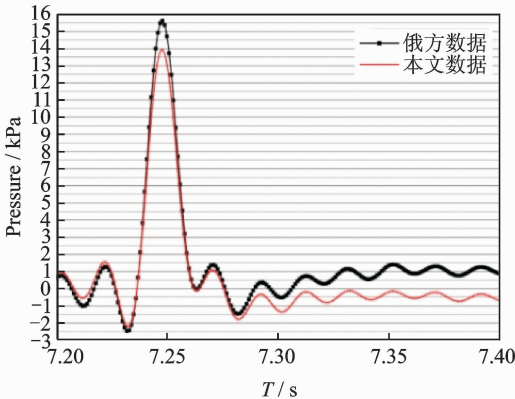
数值也比较接近。压力的变化趋势则是典型的脉冲过程,在很短的时间内,迅速增大达到峰值,然后减小。表 3 给出了载荷峰值对比结果,可见,压力峰值在 10 kPa 量级,除 P_1 点的压力峰值相差较大外,压力的最大误差在 10% 左右。纵向中心线(P_1, P_2, P_4)压力在 P_2 处最大,横截面(P_3, P_4, P_5)压力在 P_4 处最大。由于压力取决于模型相对水的垂直速度,因此运动姿态会影响压力。俄方试验过程中俯仰角高达 11°,而本文中仅达到 9°,滚转角也相差 1°左右。同时, P_1 点位于模型的前部是后触水的,影响因素较为复杂。



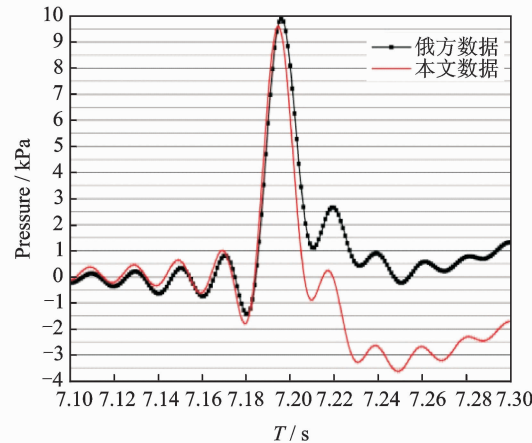
(a) Sensor locations



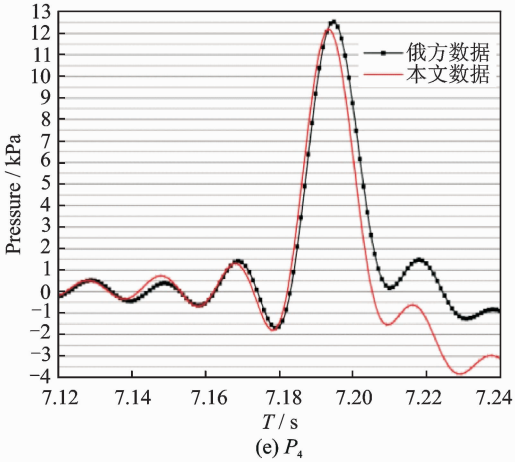
(b) P_1



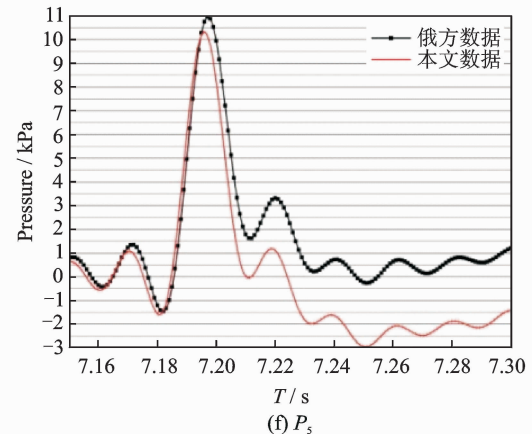
(c) P_2



(d) P_3



(e) P_4



(f) P_5

图 4 中俄双方压力试验结果对比

Fig. 4 Comparison of pressure test results between China and Russia

表 3 载荷峰值对比结果

Tab. 3 Load peak contrast

载荷 峰值	俄方 数据	本文 数据
驾驶舱过载/ <i>g</i>	3.0	3.1
重心过载/ <i>g</i>	1.88	1.98
P_1 /kPa	12.2	7.0
P_2 /kPa	15.5	14.0
P_3 /kPa	10.0	9.5
P_4 /kPa	12.5	12.2
P_5 /kPa	11.0	10.3

6 结 论

通过静水试验结果的分析讨论,可得出以下结论:

- (1) 文中着水载荷的试验结果与俄方数据趋势一致,除少量数据外,量级也是一致的。同时,着水载荷的静水试验结果与俄方数据相关性较好。
- (2) 机身过载方面,驾驶舱处过载要大于重心处过载,差值约为 1 *g*。
- (3) 机身底部压力峰值中,纵向中心线(P_1 , P_2 , P_4)压力 P_2 处最大,横向(P_3 , P_4 , P_5)压力 P_4 处压力最大,峰值压力量级在 10 kPa 左右。

致谢

本文试验得到了中国直升机设计研究所旋翼动力学重点实验室飞行动力学研究组全体成员的帮助,谨致谢意。

参考文献:

[1] 中国民用航空总局. 中国民用航空规章第 29 部[S]. CCAR29R1-88. 北京:中国民用航空总局,2002:24-26.
Civil Aviation Administration of China . Chinese civil aviation regulations Parts 29 [S]. CCAR29R1-88. Beijing: Civil Aviation Administration of China, 2002:24-26.

[2] 军用直升机强度和刚度规范编制组. 军用直升机强度和刚度规范使用说明[M]. 北京:航空工业出版社,1990.
Military helicopter strength and rigidity specification working group. Military helicopter strength and rigidity specification [M]. Beijing: Aviation Industry Press, 1990.

[3] FAA. AC 29-2C. Certification of transport category rotorcraft[S]. Washington:[s. n.],2014.

[4] BROOKS J R, ANDERSON L A. Dynamics of a spacemodule impacting water[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1994, 31(3):509-515.

[5] STRECKWALL H, LINDENAU O, BENSCH L. Aircraftditching; A free surface/free motion problem [J]. Archives of Civil and Mechanical Engineering, 2007,7(3):177-190.

[6] GROENENBOOM P H L, CARTWRIGHT B K. Hydrodynamics and fluid-structure interaction by coupled SPH-FE method[J]. Journal of Hydraulic Research, 2010,48(1):61-73.

[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.
LI Mingqi. The subscale test and simulation on water impacting characteristic for emergency flotation system[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics & Astronautics,2008.

[8] 郑作棣. 运输类飞机适航标准技术咨询手册[M]. 北京:航空工业出版社,1995:D-106.
ZHENG Zuodi. Technology consulting manual for the airworthiness standards of transport category airplanes[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 1995: D-106.

[9] 吴世德,季洪兴. C-5A 飞机的水上迫降动力模型试验[J]. 民用飞机设计与研究,1991(2):52-57.
WU Shide,JI Hongxing. The water landing test for the dynamic model of C-5A[J]. Design and Research of the Civil Aircraft, 1991(2):52-57.

[10] 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 aeroplane ditching numerical simulation based on SPH method[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2012.

[11] GROENENBOOM P H L, CARTWRIGHT B K. Hydrodynamics and fluid-structure interaction bycoupled SPH-FE method[J]. Journal of Hydraulic Research, 2010,48(1):61-73.

[12] TOSO-PENTECOTE N, DELSART D, VAGNOT A. Assessment of the SPH method; Simulation of simple body shapes impacting on water and a PUMA helicopter ditching [C]//ODAS 10th ONERA-DLR Symposium. Berlin:Deutsches Zentrum für Luftund Raumfahrt, 2009.

