# 某型飞机水上迫降数值化模型

胡大勇 杨嘉陵 王赞平 魏教育 童亚斌

(北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100191) (西安飞机工业(集团)有限责任公司, 西安 710089)

**摘 要**: 近海、跨海使用的飞机必须考核水上迫降性能,而目前飞机抗坠毁标准、设计方法和分析方法通常只考虑硬着陆情况,很少考虑水面迫降情况,这是由于水上迫降涉及多场耦合,问题十分复杂. 为了简化问题,采用了解耦的方法,将仿真与试验相结合,利用 MSC. PATRAN/DYTRAN软件平台,建立全机有限元模型,包括全尺寸机身、机翼和尾翼结构,并导入具体参数,对 13种工况条件进行了动力学数值仿真计算. 预测了飞机撞击水面过程中结构的瞬态应力分布,对飞机机身下部蒙皮进行了强度分析,表明飞机在着水过程中蒙皮不会发生损坏.

**关 键 词**: 水上迫降; 有限元; 飞机; 动力学; 强度; 抗坠毁

**中图分类号**: V 215. 2

**文献标识码**: A **文 章 编 号**: 1001-5965(2008)12-1369-06

## Numerical model for a commercial aircraft water landing

Hu Dayong Yang Jialing

(School of Aeronautic Science and Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Wang Zanping Wei Jiaoyu Tong Yabin

(Xi'an Aircraft Industry(group) Company Limited, Xi'an 710089, China)

**Abstract**: Aircraft water impact crashworthiness must be considered for the aircraft used near or over the sea. The current crashworthiness criteria, design approaches and analysis methods have mainly focused on the ground impact conditions, without adequately accounting for fundamental differences associated with water crashes. This is because the crash dynamics in water impact condition is extremely complex with multi-physics interacting. To simplify the problem, an uncoupled method is proposed, using finite element simulation combined with corresponding experiments. A finite element model of reasonably simplified aircraft structure including the fuselage, wing and empennage is established by using MSC. PATRAN/MSC. DYTRAN code. The loading condition is transformed from the ditching test and thirteen dynamic load cases are considered in computation. Corresponding stress distributions for each case are predicted. It is shown that the strength of the skin on the bottom of fuselage will not be failed.

**Key words**: water landing; finite element method; aircraft; dynamics; strengthening; crashworthiness

飞机、直升机在近海或跨海使用越来越频繁,发生水上迫降和坠毁事故也逐渐增多. 为此各国民航部门都把水上迫降安全性作为颁发飞机适航证的重点考察内容之一,我国规范也做了明确的要求[1]. 文献[2]对 1959年到 1991年以来发生的 26起商用飞机水上事故做了统计,通过对机体结构的完整性、破坏部位、座舱完整性等的观察,分析了造成伤害和死亡的主要因素,指出飞机水上迫降安全至少需要考虑两方面因素:飞机着水姿态和结构强度. 通过水上迫降模型试验,可以给出飞行器允许的着水姿态,从而验证飞行器着水时不出现剧烈的"跳跃"、翻转等情况;在强度方面的指标是:在允许的着水姿态下,需要保证机身下部蒙皮不破裂,从而使得机舱在一定时间内不

**收稿日期**: 2007-12-17

**作者简介**: 胡大勇(1978 - ),男,内蒙古牙克石人,博士生, hudayong@ase. buaa. edu. cn.

进水,以保证机身能够漂浮一段时间,为乘员安全撤离赢得足够时间.目前,“抗坠毁能力”已经成为固定翼飞机、旋翼机在设计时必须考虑的因素.为此在机身腹部采用吸能缓冲结构如蜂窝泡沫、波纹梁、复合材料圆管等,通过结构的渐进压溃、破坏等过程达到缓冲吸能目的.这些技术的采用很大程度上提高了飞机在迫降时的生存概率.在硬着陆方面已经开展了大量研究工作,其中包括机身部件如一段机身或者下底板的坠毁试验以及整机的坠毁试验等,有比较成熟的经验可以借鉴.但是由于上述技术往往是针对飞行器硬着陆进行设计的,而对于水上迫降时所起的作用可能十分有限.在飞机硬着陆时,机身与地面的接触是由点到面逐级接触,载荷集中在腹部,缓冲吸能部件在接触过程中逐级压溃或破坏,其它非吸能部位如机身上部在其后才可能参与接触,这样能够使缓冲吸能部件发挥最大效能,达到最好的吸能效果,同时能保障乘员有足够的生存空间;而水上迫降时,飞机与水面接触瞬间就是面载荷,与地面撞击相比,撞击载荷又相对较小,导致常规的缓冲吸能部件压溃较小,难以发挥效能,同时由于起落架无法正常工作,未被吸收的能量很可能造成机体结构的损坏,由此水上迫降有可能导致比地面撞击更严重的伤害.如果机身下部蒙皮破裂,那么水将流入机舱,乘员很难有充足的时间逃离.因此需要对飞行器水上迫降时的力学特性进行分析,以评估飞行器是否满足强度要求.

对飞行器水上降落的研究起始于上世纪初期.NASA为此做了大量的模型试验,其中文献[3-6]的工作是具有代表性的,研究重点是着水过程中飞机的姿态控制、乘员约束系统的易用性及事后撤离措施是否快速可靠等.文献[7]对水上迫降研究作了综述性的报告,列举了国际上的一些研究成果,为水上迫降提出了操作规范,并指出由于飞机模型试验的花费较高,新型号飞机可以参考原有类似尺寸的飞机的水上迫降规范,从而减少后续机型的水上迫降试验数量,降低试验成本.在理论研究方面,文献[8]最早采用附加质量方法对水上飞机的底部压力进行了计算.在此工作的基础上,文献[9-13]将它发展成为对结构入水冲击问题的研究,并广泛应用到船舶、鱼雷入水、飞船返回、飞机水上降落、迫降等领域.这些理论方面的研究主要集中在采用流体力学或者流固耦合方法研究二维楔形或者圆柱形截面的刚性或弹性结构垂直入水时的压力及响应,而对于同时具有水平速度的三维模型入水问题还无法适用.文献[14-19]采用有限元方法对直升机的水上坠毁问题进行了仿真,并提出了直升机下底板的水上迫降抗坠毁设计.文献[20]将仿真结果与真实飞机水上迫降试验结果进行比对,得到了比较好的结果,但在模型中忽略了水平速度的影响.文献[21]采用Radioss软件的ALE方法与SPH方法两种方法模拟了三维楔形体的入水问题,根据与试验的比对确定了水材料的参数,并把它应用于空客321飞机以9°攻角着水初期的响应模拟,通过与硬着陆的情况比对,说明水上迫降过程可能会对乘员造成更严重的伤害.文献[22]采用了Pamcrash软件的SPH方法研究了刚体材料飞机水上坠毁多场耦合问题,并分析了底部“吸力”产生的影响,认为它的影响不可忽略.文献[23]对前人关于结构入水问题在航空航天领域的理论与数值仿真等成果进行了综述,认为未来研究方向将集中在流固耦合问题的研究以及验证方面.

由于前人提出的方法都涉及了多场的耦合问题,使得影响参数比较多,问题过于复杂.为了降低计算量,本文采用解耦的　　分析了某型飞机的水上迫降问题.通过水上迫降模型试验测得机身下部的压力分布,将压力分布换算得到真实飞机的压力分布,建立真实飞机的有限元模型,采用显式动力学软件MSC.DYTRAN校核机身下部蒙皮强度.

## 1 动力学控制方程

有限元数值模型采用显式积分方法.由运动平衡方程:

$$M a_n + C v_n + K d_n = F_n^{ext} \tag{1}$$

可以写成

$$a_n = M^{-1}(F_n^{ext} - F_n^{int}) \tag{2}$$

其中 $F_n^{int} = C v_n + K d_n$

式中,$F_n^{ext}$为外载荷;$F_n^{int}$为内力;$v_n$为速度;$d_n$为位移;M为质量矩阵;K为刚度矩阵;C为阻尼矩阵.

采用中央差分法进行时间积分,假设加速度在一个时间步长内是恒定的:

$$\left.\begin{aligned} v_{n+1/2} &= v_{n-1/2} + a_n(\Delta t_{n+1/2} + \Delta t_{n-1/2})/2 \\ d_{n+1} &= d_n + v_{n+1/2}\Delta t_{n+1/2} \end{aligned}\right\} \tag{3}$$

显式积分法不需要做矩阵分解,因而计算速度比较快.由式(1)可以看出在已知外力的情况下可以求得结构响应,这是解耦方法的理论基础.

## 2 数值仿真模型建立

根据飞机结构图纸,在对结构进行必要简化

的基础上,按照 1∶1的比例建立飞机结构有限元模型,见图 1. 整机模型分为机身、机翼和平尾部分. 3个部分的模型情况如下:机身整体结构尤其是机身下部为关心部位,整个机身主要由 50个隔框组成,机身框缘、地板横梁、座椅地轨、转接梁地轨、登机门门框、货舱门门框和应急舱门门框简化为梁单元;机身长桁、下半框框板上的型材由于惯性矩比较小,承弯扭能力有限,因而简化为杆单元;蒙皮、框板、腹板简化为壳单元. 机翼和平尾部分由于并非关心部位,而且其刚度比较大,为了降低问题的计算时间,将这两个部分简化为刚体,只保留了它们的外形结构,定义成刚体材料,质量和惯性矩分别在材料属性中定义. 飞机的电子设备、发动机、商载、动力系统等,根据飞机质量报告,在有限元模型中采用集中质量单元代替,以保证模型的总重量及重心位置与真实飞机一致. 集中质量单元与机身采用 RBE2刚性连接. 整个前处理过程在 PATRAN软件中完成.

飞机整机有限元模型的单元总数为 26 040个,其中壳单元数目为 16 112个、梁单元数目为 3 999个、杆单元数目为 5 881个、集中质量单元为 48个.

### 2.1　壳单元介绍

MSC. DYTRAN中有两种板壳元: CQUAD4及 CTRIA3壳元. 在壳单元的理论中 Belytschko-Tsay单元是效率最高的一种,计算中采用这种类型单元. 如图 1所示,机身大部分采用规则的四边形单元,在局部区域为了保证网格的协调采用三角形单元进行过渡.

### 2.2　梁单元及杆单元介绍

机身框缘、地板横梁、座椅地轨、转接梁地轨、登机门门框、货舱门门框和应急舱门门框被简化为梁单元,它们的形状极为复杂,需要进行复杂梁截面属性定义. 通过由 PATRAN绘制梁截面的几何图形来计算出梁截面的转动惯量、截面积等参数,然后将所得参数手动添加到 MSC. DYTRAN软件梁单元属性中去. 对于规则梁元如工字梁等采用软件自带的截面库添加.

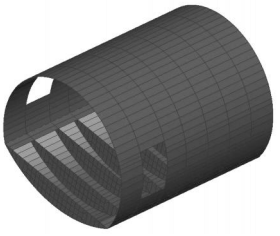
机身长桁为标准型材,可以由手册查到. 对于复杂的截面,也通过手动计算截面积得到.

### 2.3　集中质量单元介绍

发动机、设备等在有限元模型中没有办法真实建模,而由壳单元、梁单元和杆单元建立的模型的总体质量与真实模型存在差距. 根据质量报告,将缺少的部分采用集中质量单元添加上去. 集中质量单元必须通过刚性连接 RBE2才能与机身结构相连. 但采用刚性连接,会造成连接部位刚度的突变,在计算中可以发现,连接部位不可避免的出现应力集中. 由于连接部位都不是关心的区域,可以观察该区域的平均应力水平.



*a*　整机壳单元分布



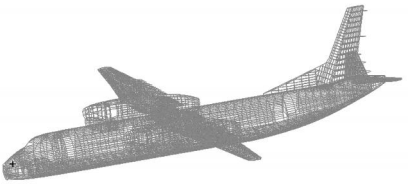
*b*　机身壳单元构形



*c*　机翼及发动机短舱构形



*d*　垂尾构形



*e*　整机一维单元分布



*f*　下半机身壳单元

图 1　整机有限元模型

### 2.4 材料及单位制

有限元模型中机体采用了铝材料,材料参数见表 1,发动机等部位采用了刚体材料等效,仅给出密度.

表 1 有限元模型材料参数

| 材料 | | $E$/MPa | μ | ρ/($10^{-3}$ g·mm$^{-3}$) | $\sigma_s$/MPa | $\sigma_b$/MPa |
|---|---|---|---|---|---|---|
| LY12 | 板材 | 68 000 | 0.33 | 2.8 | 300 | 392 |
| | 型材 | 71 000 | | | | |
| LD10 | 锻件 | 71 000 | 0.33 | 2.8 | 300 | 410 |
| LD5 | | 71 000 | 0.33 | 2.8 | 300 | 410 |
| LC4 | 板材 | 66 000 | 0.33 | 2.85 | 300 | 392 |
| 刚体 | | 200 000 | 0.33 | 7.8 | | |

注:$E$为弹性模量;μ为泊松比;ρ为密度;$\sigma_s$为屈服强度;$\sigma_b$为强度极限.

## 3 有限元模型边界条件

1) 外载荷. 经过模型试验得到的是作用于模型上的载荷,需要进行转换得到真实飞机上作用的载荷[24]. 模型试验与真实飞机的比例关系是基于假设:飞机水上迫降过程中碰撞力占主要因素,水阻力为次要因素,因此只需考虑 Froude准则:

$$Fr = V_H / \sqrt{gL_H} = V_M / \sqrt{gL_M} \quad (4)$$

其中,$V_H$,$L_H$为真实飞机的速度与长度;$V_M$,$L_M$为模型的速度与长度. 根据 Froude数相似,可以得到真实飞机与模型的转换关系,见表 2所示,其中 $\lambda = L_M / L_H$. 转换后的压力,可以通过 PATRAN软件的 FIELD菜单读入压力数据,乘以比例系数,将压力分布到机身部位,模型上的载荷分布见图 2,压力载荷波形见图 3.

表 2 模型与真实飞机参数转换关系

| 真机物理量 | | 比率 | 模型值 |
|---|---|---|---|
| 名称 | 符号 | | |
| 长 | $L$ | $\lambda$ | $\lambda L$ |
| 力 | $F$ | $\lambda^3$ | $\lambda^3 F$ |
| 惯性矩 | $I$ | $\lambda^5$ | $\lambda^5 I$ |
| 质量 | $m$ | $\lambda^3$ | $\lambda^5 m$ |
| 时间 | $t$ | $\sqrt{\lambda}$ | $\sqrt{\lambda} t$ |
| 速度 | $V$ | $\sqrt{\lambda}$ | $\sqrt{\lambda} V$ |
| 线加速度 | $a$ | 1 | $a$ |
| 角加速度 | α | $\lambda^{-1}$ | $\lambda^{-1}\alpha$ |
| 压力 | $P$ | $\lambda$ | $\lambda P$ |

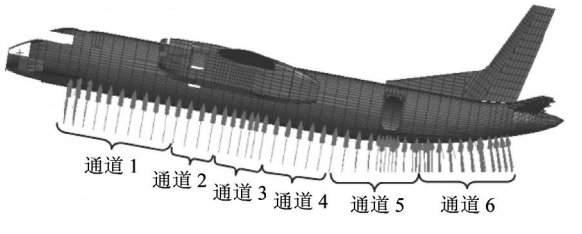



图 2 有限元模型压力边界条件

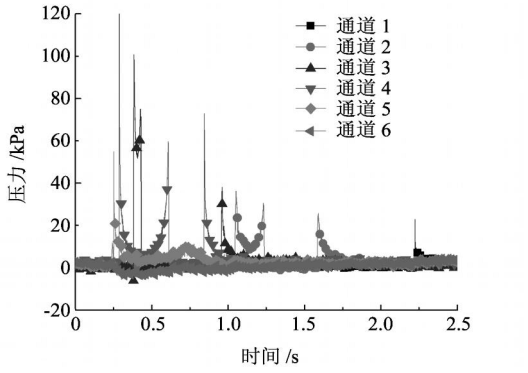



图 3 压力载荷波形

2) 飞机姿态的控制. 根据飞机头部、重心处以及飞机尾部 3个位置处过载的时间变化历程数据,通过对加速度积分的方法,得到 3个位置速度的时间变化历程. 将这 3个位置的速度变化通过插值的方法,外推得到整个飞机各个位置处的速度变化情况,从而形成了一个速度场. 将这个速度场施加到有限元模型各个框的质心处,以保证模型在计算中姿态和实际情况一致. 而对于模型中其他部位施加相应的下沉初速度及航向初速度.

3) 求解设定. 求解步长由程序自动算出,有限单元采用单点积分单元,计算过程设定初始步长约为 $3.5\times10^{-3}$,最小步长设定为 $1\times10^{-4}$,最大步长设定为 1,单位为 ms整个问题求解规模在 DELL双 CPU强 3.0G主频工作站为 13h左右.

## 4 计算工况讨论

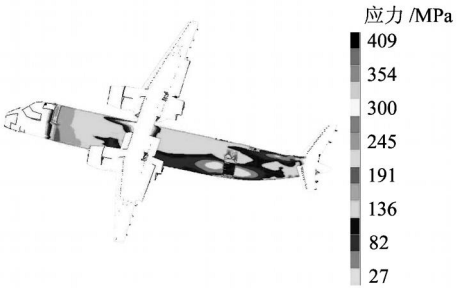
参考某型飞机水上迫降的数据分类,计算工作总共选取了 13种工况(见表 3),分别为 1种 3级波浪情况、7种静水前重心情况(工况 1～7)与 5种静水后重心情况(工况 8～12). 下面分别对这 3类情况中的典型情况给出说明.

表 3 计算工况

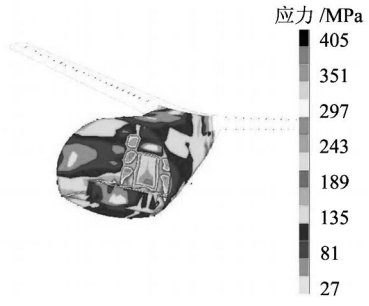
| 工况序号 | 攻角/(°) | 水平速度/(m·s$^{-1}$) | 下降速度/(m·s$^{-1}$) | 襟翼角/(°) | 升降舵/(°) |
|---|---|---|---|---|---|
| 1 | 6 | 48.945 | 1 | 30 | -9 |
| 2 | 6.5 | 48.168 | 1 | 30 | -10 |
| 3 | 8 | 45.576 | 1 | 30 | -12 |
| 4 | 9 | 49.590 | 1 | 30 | -12 |
| 5 | 10 | 47.628 | 1 | 30 | -14 |
| 6 | 10 | 47.628 | 1.5 | 30 | -14 |
| 7 | 10 | 47.628 | 1.83 | 30 | -14 |
| 8 | 10 | 46.656 | 1 | 30 | -5 |
| 9 | 10 | 46.656 | 1.5 | 30 | -5 |
| 10 | 10 | 46.656 | 1.83 | 30 | -5 |
| 11 | 8 | 50.940 | 1 | 30 | -3 |
| 12 | 9 | 48.705 | 1 | 30 | -4 |
| 13 | 10 | 47.628 | 1 | 30 | -14 |

### 4.1 静水前重心情况

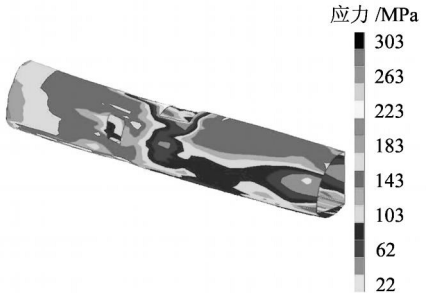
通过对 7种静水前重心情况计算,发现工况 7情况比较严重.图 4a中壳单元最大应力个别点达到 409MPa(略高于 392MPa),且主要出现在刚杆连接处,是由于该局部区域有刚度的突变,因而出现了应力集中.但是各个部位的平均应力在 300MPa以下,小于极限应力.图 4c为机身中部蒙皮的应力,应力值小于极限应力,从而保证了下半机身蒙皮不会破坏.图 4d显示了舱门附近应力水平小于极限应力,同时变形比较小,可以保证在水上迫降成功后,舱门可以开启.




a 全机壳单元应力




b 机身后部应力分布




c 机身中部应力分布

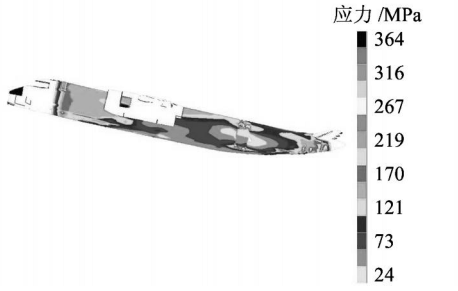



d 舱门附近应力分布

图 4 静水前重心应力结果

### 4.2 静水后重心情况

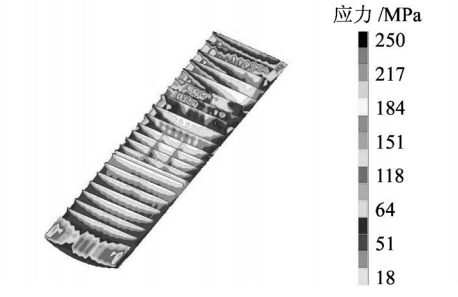
通过对 5种静水后重心情况计算,发现工况 10情况比较严重.图 5为此工况下的计算结果.图 5a显示整体应力水平小于强度极限.图 5b、图 5c显示了机身中部蒙皮与下半机身应力小于极限应力,从而下半机身蒙皮不会破坏.图 5d显示舱门处的应力小于极限应力,而且变形较小,可以保证舱门的开启.



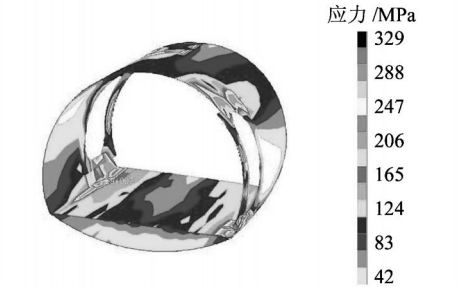

a 全机壳单元应力




b 机身中部应力分布




c 下半机身应力分布



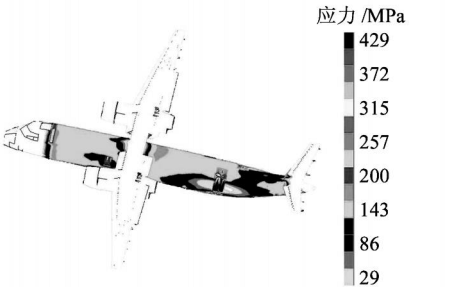

d 舱门附近应力分布

图 5 静水后重心应力结果

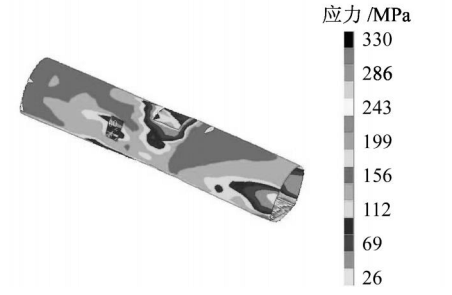
### 4.3 3级波浪情况

波浪情况下,压力波形与其他情况类似,只是峰值载荷更高,载荷添加方法与部位见图 2所示.

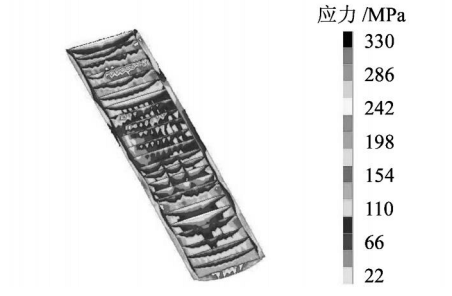
图 6a给出了机身整体的应力水平,除某些应力集中点,整体应力水平低于极限应力. 图 6b、图 6c显示了机身中部蒙皮应力也满足强度要求. 图 6d显示舱门处的应力,而且变形比较小.



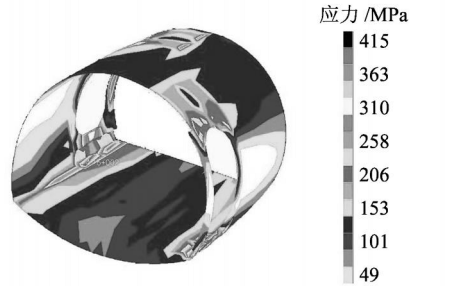

a 全机壳单元应力




b 机身中部应力分布




c 下半机身应力




d 舱门附近应力分布

图 6 3级波浪应力结果

## 5 结 论

1) 通过对计算结果的比较可以发现:静水前重心的应力水平高于静水后重心,而 3级波浪情况下的应力水平则高于静水前重心. 从压力分布而言,压力比较大的部位在机身中部,波浪情况下比静水前重心与后重心情况下的压力峰值更高,因而导致了在计算中应力水平高于静水前后重心情况.

2) 通过对所有试验工况的计算表明,机身下部蒙皮应力在允许范围之内,不会发生破坏,从而可以保证飞机在迫降时不发生渗水的事故.

飞机水上迫降涉及流体力学、冲击动力学、结构力学等多种学科的交叉,属于比较前沿的课题. 由于没有真实的试验比对,目前还只能通过模型试验加仿真的手段进行初步研究,更进一步的液固耦合研究还有待开展.

## 参考文献 (References)

[1] CCAR-25-R2, 中国民用航空条例第 25卷 [S]
CCAR-25-R2, China civil aviation rules, Vol 25 [S] (in Chinese)

[2] Amit A P, Richard P G. Transport water impact and ditching performance, final report[R]. DOT/FAA/AR-95/54, 1996

[3] William C T. Model ditching investigation of a jet transport airplane with various engine installations [R]. NACA-RM-L56G10, 1956

[4] Douglas A K. Tests of the landing on water of a model of high-speed airplane-Langley tank model 229[R]. NACA-RM-L7I05, 1947

[5] Lloyd J F, McBride E E. Ditching investigation of 1/10-scale model of the Grumman F9F-2 airplane [R]. NACA-RM-SL50I29B, 1955

[6] John O W. Ditching investigation of a 1/25-scale model of a 255000-pound transport airplane [R]. NACA-RM-SL55G07a, 1958

[7] Lloyd J F, Edward L H. Ditching investigations of dynamic models and effects of design parameters on ditching characteristics [R]. NACA-TN-3946, 1957

[8] Von Karman T. The impact on seaplane floats during landing [R]. NACA-TN-321, 1929

[9] Wagner H. Landing of sea planes[R]. NACA-TM-622, 1931

[10] Zhao R, Faltinsen O M. Water entry of two-dimensional bodies [J]. Journal of Fluid Mechanics, 1993, 246: 593 - 612

[11] Oger G, Doring M, Alessandrini B, et al. Two-dimensional SPH simulations of wedge water entries [J]. Journal of Computational Physics, 2006, 213(2): 803 - 822

[12] Wu G X. Numerical simulation of water entry of twin wedges [J]. Journal of Fluids and Structures, 2006, 22(1): 99 - 108

[13] 李飞,孙凌玉,张广越,等. 圆柱壳结构入水过程的流固耦合仿真与试验 [J]. 北京航空航天大学学报, 2007, 33(9): 1117 - 1120
Li Fei, Sun Lingyu, Zhang Guangyue, et al. Simulation and experiment of cylinder shell structure dropping into water based on fluid structure interaction [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2007, 33(9): 1117 - 1120 (in Chinese)

(下转第 1383页)

## 参考文献 (References)


[1] Cohen D M, Dalal S R, Kajla A, et al. The automatic efficient test generator (AETG) system[C]//Proceedings of the 5th ISSRE. Los Alamitos: IEEE Computer Society Press, 1994: 303 - 309

[2] Alam M S, Chen W H, Ehrlich W K, et al. Assessing software reliability performance under highly critical but infrequent event Occurrences[C]//Proceedings of the 8th ISSRE. Los Alamitos: IEEE Computer Society Press, 1997: 294 - 307

[3] 严进宝,徐锡山,钟读杭. 基于正交试验设计的软件可靠性测试[J]. 计算机工程, 2006, 32(4): 52 - 54
Yan Jinbao, Xu Xishan, Zhong Duhang. Software reliability test based on orthogonal experiment design[J]. Computer Engineering, 2006, 32(4): 52 - 54(in Chinese)

[4] 马长捷,朱小冬,袁野. 基于组合设计的软件可靠性测试用例设计方法[J]. 微计算机信息, 2006, 22(7 - 3): 263 - 265
Ma Changjie, Zhu Xiaodong, Yuan Ye. An approach to designing software reliability test case based on combinatorial design[J]. Microcomputer Information, 2006, 22(7 - 3): 263 - 265(in Chinese)

[5] Musa J D. Software reliability engineering[M]. Beijing: China Machine Press, 2003: 97 - 157

[6] Musa J D. Operational profile in software reliability engineering[J]. IEEE Software, 1993, 10(2): 14 - 32

[7] 艾骏,陆民燕,阮镰. 面向软件可靠性测试数据生成的剖面构造技术[J]. 计算机工程, 2006, 32(22): 7 - 9, 45
Ai Jun, Lu Minyan, Ruan Lian. Usage profile construction technique for generation of software reliability test data[J]. Computer Engineering, 2006, 32(22): 7 - 9, 45(in Chinese)


(责任编辑:娄　嘉)

(上接第 1374页)


[14] Wittlin G, Rapaport M B. Naval rotorcraft water impact crash simulation using program KRASH[C]//American Helicopter Society 49th Annual Forum. MO, USA: [s n.], 1993: 737 - 747

[15] Wittlin G, Smith M, Richards M. Airframe water impact analysis using a combined MSC/DYTRAN-DRI/KRASH approach[C]//American Helicopter Society 53rd Annual Forum. VA, USA: [s n.], 1997: 1138 - 1150

[16] Pentecote N, Vigliotti A. Crashworthiness of helicopters on water: test and simulation of a full-scale WG30 impacting on water[J]. International Journal of Crashworthiness, 2003, 8(6): 559 - 572

[17] Randhawa H S, Lankarani H M. Finite element analysis of impacts on water and its application to helicopter water landing and occupant safety[J]. International Journal of Crashworthiness, 2003, 8(2): 189 - 200

[18] Clarke C W, Shen Y. The development of a rotorcraft water impact methodology[C]//AHS/SAFE Crashworthiness Specialists Meeting on Crash Safety. Arizona, USA: [s n.], 1998: 23 - 27

[19] Sareen A K, Smith M R, Hashish E. Crash analysis of an energy absorbing subfloor during ground and water impacts[C]//American Helicopter Society 55th Annual Forum. Quebec, Canada: [s n.], 1999: 1603 - 1612

[20] Wittlin G, Schultz M, Smith M. Rotary wing aircraft water impact test and analyses correlation[C]//American Helicopter Society 56th Annual Forum. VA, USA: [s n.], 2000: 1472 - 1485

[21] Ortiz R, Portemont G, Charles J L, et al. Assessment of explicit F E capabilities for full scale coupled fluid/structure aircraft ditching simulations[C]//23rd International Congress of Aeronautical Sciences. Canada: [s n.], 2002: 711.1 - 711.10

[22] Pentecote N, Kohlgruber D. Crash on water: a highly multiphysics problem[C]//14th European Conference and Exhibition on Digital Dimulation for Virtual Engineering. Paris, France: [s n.], 2004: 11 - 13

[23] Seddon C M, Moatamedi M. Review of water entry with applications to aerospace structures[J]. International of Impact Engineering, 2006, 31(7): 1045 - 1067

[24] Sottorf W. Landing procedure in model ditching tests of Bf109[R]. NACA-Tm-1247, 1945

[25] 叶天麒,周天孝. 航空结构有限元分析指南[M]. 北京:航空工业出版社, 1996
Ye Tianlin, Zhou Tianxiao. FEM analysis guide for aeronautical structure[M]. Beijing: Press of Aviation Industry, 1996(in Chinese)

[26] Edwin L F, Karen E J. Best practices for crash modeling and simulation[R]. NASA-TM-2002-211944, ARL-TR-2849, 2002


(责任编辑:刘登敏)