

民用飞机水上迫降分析模型和数值仿真

张 韬 李 书 江 翔 赵金强

(北京航空航天大学航空科学与工程学院, 北京, 100191)

摘要:模拟计算了飞机水上迫降的冲击载荷。利用显式积分法求解离散的拉格朗日有限元方程, 并采用欧拉有限体积法求解欧拉控制方程, 通过一般耦合(General coupling)算法实现流固耦合计算, 运用Dytran进行数值仿真计算。飞机结构入水时压力在初期就达到峰值, 然后衰减, 在峰值过后会出现小幅波动。相同条件下弹性体材料模型的峰值要比刚体小。4种工况下飞机着水时的压力峰值中以 5° 攻角最小, 随着仰角增大, 压力峰值以及峰值出现的区域随之改变。

关键词:水上迫降; 流固耦合; 有限元; 有限体积

中图分类号: V215.2

文献标识码: A

文章编号: 1005-2615(2010)03-0392-03

Analysis Model and Numeral Simulation for Civil Plane Ditching

Zhang Tao, Li Shu, Jiang Xiang, Zhao Jinqiang

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

Abstract: A numerical simulation for water landing impact of a plane is presented. The Lagrange finite element equations and Euler control equations are solved by explicit integration method and Euler finite volume method. The general coupling method is used to realize fluid-mechanical interaction calculation. The dytran is applied to the numerical simulation. The pressure of plane landing in water reaches maximum value at the initial stage, and then some small pressures follow. Under the same conditions, the maximum pressure of the elastic model is smaller than that of the rigid model. The maximum pressure on plane ditching with attack angle of 5° is smaller than that with attack angle of 3° . The maximum pressure and the happened place change when attack angles change.

Key words: water landing; fluid-mechanical interaction; finite element; finite volume

民用飞机跨海(水)飞行时必须满足适航条例中对水上迫降的规定。世界各国对水上迫降性能都做了明确要求。我国在民用飞机适航条例CCAR-25-R3部^[1]中也做了明确的规定。民用飞机的水上迫降是一个入水冲击问题, 早期多为理论研究^[2], 70年代后倾向于数值求解方面^[3]。Lu和He^[4]提出一种流体/结构耦合计算的方法, 应用边界元计算流体压力, 应用有限元计算结构响应。一般流固耦合法和ALE方法(任意拉格朗日-欧拉耦

合法)是目前应用较广泛的流固耦合算法。本文建立了飞机缩比模型的全机有限元模型, 采用一般耦合算法对飞机的入水冲击问题进行求解。并对飞机着水时的姿态、材料等条件对于结构压力的影响进行了对比分析。

1 一般流固耦合法

本文采用的拉格朗日有限元计算法用来求解固体模型; 欧拉有限体积法来求解流体模型。

收稿日期: 2009-09-15; 修订日期: 2010-01-18

作者简介: 张韬, 男, 博士研究生, 1983年9月生; 李书(联系人), 男, 教授, 博士生导师, E-mail: Lishu@buaa.edu.cn。

1.1 拉格朗日有限元法

采用显式时间积分法^[5]:将运动微分方程

$$Ma_n + Cv_n + Kd_n = F_n^{\text{ext}} \quad (1)$$

改写为

$$Ma_n = F_n^{\text{ext}} - F_n^{\text{int}} \quad (2)$$

对式(2)中质量矩阵求逆并乘以剩余矢量 $F^{\text{residual}} = F^{\text{ext}} - F^{\text{int}}$, 可得到加速度。

$$a_n = M^{-1}F_n^{\text{residual}} \quad (3)$$

式中: n 为当前时间步; F^{ext} 为外载荷矢量; F^{int} 为内力矢量; $F^{\text{int}} = Cv_n + Kd_n$; F^{residual} 为剩余力矢量; a_n , v_n , d_n 为当前时间步的加速度、速度与位移; C 为结构阻尼矩阵; K 为结构刚度矩阵; M 为质量矩阵。

在时间推进上采用中心差分法

$$v_{n+1/2} = v_{n-1/2} + a_n(\Delta t_{n+1/2} + \Delta t_{n-1/2})/2 \quad (4)$$

$$d_{n+1} = d_n + v_{n+1/2}\Delta t_{n+1/2} \quad (5)$$

这里假设加速度在一个时间步长内是恒定的。

1.2 欧拉有限体积分法

初始条件已知情况下, 利用控制方程^[6]求解每一欧拉单元在一个时间步内的密度、速度、比内能和压力。假设 t_n 时刻各物理参数已知, 对相邻单元形心处流速进行线性插值求出单元边界处流速

$$u_b = 1/2(u_1 + u_2) \quad (6)$$

求出穿越单元表面的质量、动量及能量的流量

$$\Delta M = \rho_2 \Delta V$$

$$\Delta Mom = \rho_2 u_2 \Delta V$$

$$\Delta TE = \rho_2 (e_i) \Delta V \quad (7)$$

式中: ρ_2 为相邻单元密度; e_i 为单位质量的总能量; T 为边界上单位面积上的面力; ΔV 为时刻 $t_n \sim t_{n+1}$ 的一个时间步长内穿越该单元的表面体积流量。采用单点高斯积分, 通过控制方程从而可以解出单元形心处的物理量(密度、流速、内能)在 t_{n+1} 时刻的值, 可得到从时刻 $t_n \sim t_{n+1}$ 的变化量关系。根据材料本构关系, 可以进一步计算出压力值。

1.3 拉格朗日-欧拉流固耦合

通过在拉格朗日模型上定义一层耦合面, 建立耦合关系, 作为拉格朗日部分和欧拉部分之间的传递者。拉格朗日部分直接从耦合面上接受载荷。欧拉部分将该面充当流场边界, 并将欧拉单元的应力作用到耦合面上, 引起拉格朗日单元的变形。主要通过三步进行耦合计算^[5]: (1)耦合计算步; (2)运输步; (3)冲量步。其中耦合步计算了耦合面与各单元相交的情况, 运输步负责传递单元的质量及与质量相关的变量, 冲量步加入了压力波在网格传播中的贡献。

2 飞机水上迫降动力学建模

2.1 飞机模型

飞机的几何模型按照 1:10 缩比模型建立如图1所示, 有限元模型共分为9个组: 机身蒙皮、框、地板、机翼蒙皮、机翼肋与梁、立尾蒙皮、立尾梁、短舱和机身撞击部位。由于忽略了空气影响, 襟副翼未考虑。飞机模型的拉格朗日有限单元由二维壳单元和一位梁单元组成。壳单元主要选取四边型和三角形板壳元。梁单元选取简单梁。水体模型如图2所示定义为 20 m × 12 m × 3 m 的六面体, 水的欧拉单元全部采用六面体单元, 以便用于快速耦合算法。欧拉单元的有限元划分采用不均匀划分, 在靠近撞击的区域, 网格逐渐加密。



图1 飞机几何模型

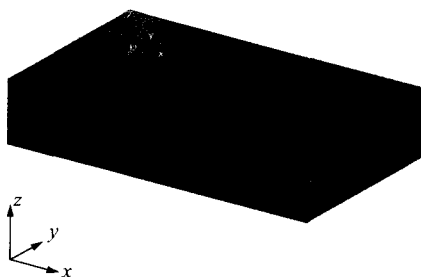


图2 水体模型

2.2 状态方程

水区域内的压力用多项式状态方程描述

$$p = \begin{cases} a_1\mu + a_2\mu^2 + a_3\mu^3 + (b_0 + b_1\mu)\rho_0 e & \text{压缩状态} (\mu > 0) \\ a_1\mu + (b_0 + b_1\mu)\rho_0 e & \text{拉伸状态} (\mu < 0) \end{cases} \quad (8)$$

式中: p 为压力; e 为单位质量内能; $\mu = \frac{\rho_w}{\rho_0} - 1$; ρ_w 为水的密度, ρ_0 为参考密度; $a_1 = 2.2 \text{ GPa}$ 为水的体积弹性模量。

2.3 初始条件

拉格朗日部分和欧拉部分的边界由耦合面定义。初始速度为经过缩比转换的模型速度: X 轴方

向:15 m/s,Z轴方向:0.3 m/s。

3 数值算例及分析

缩比模型与全尺寸飞机的比例关系^[7-8]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

$$F_r = V_H / \sqrt{gL_H} = V_M / \sqrt{gL_M} \quad (9)$$

式中: V_H, L_H 为全尺寸飞机的速度与长度; V_M, L_M 为缩比模型的速度与长度。根据Froude相似准则可以得到全尺寸飞机与缩比模型的转换关系。

3.1 攻角10°入水分析

做刚体材料时10°攻角入水冲击仿真,初始时刻飞机与水紧密接触。压力峰值如图3所示出现在入水后0.286 s,峰值大小为269 kPa。材料为弹性材料时,压力峰值如图4所示在0.24 s出现在机腹的加密区域,峰值大小为184 kPa。可见弹性体模型的压力峰值要比刚体的小,但出现峰值时间要提前。

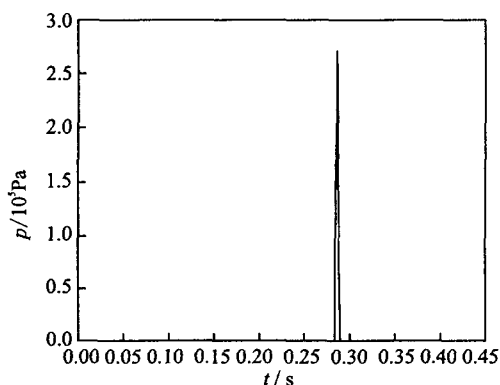


图3 刚体材料压力峰值时间历程曲线

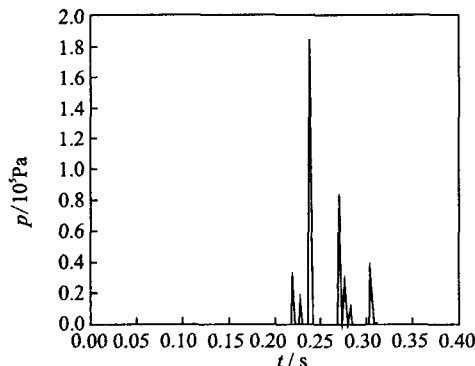


图4 弹性体材料压力峰值时间历程曲线

本文飞机结构入水压力结果表明,初期压力达到峰值,然后衰减,并在峰值过后小幅波动,与文献[7-9]入水冲击结果相同,证明文中得到的不同工况下飞机入水冲击压力随时间变化结果正确。

3.2 不同攻角入水分析

选取4种工况对入水冲击模型进行仿真试验,材料选用弹性和刚性两种材料。入水速度均为:X轴方向15 m/s,Z轴方向0.3 m/s,结果见表1。通过对4种不同工况比较,发现5°攻角为压力峰值最小情况,即为4种工况中最佳着水情况。峰值出现时间为0.264 s。受水冲击最严重的部位为5~6框之间的机腹。随着攻角增大,压力峰值随之改变,压力峰值出现的区域也随之改变。各工况下压力时间曲线图的趋势均与10°情况和文献情况相同。

表1 不同工况仿真结果

攻角/(°)	5	8	10	12
压力峰值/kPa	157	210	184	306
到达峰值时间/s	0.264	0.298	0.238	0.20
峰值单元区域	5~6框 之间	7~8框 之间	7框处	7框处

4 结束语

本文建立了飞机缩比模型的几何模型和有限元模型,并采用区域加密方法。飞机结构入水时压力在初期达到峰值,然后衰减,并在峰值过后出现小幅波动。相同条件下弹性材料模型的压力峰值要比刚性材料小。4种工况下飞机着水时的压力峰值中以5°攻角为最小,随着仰角增大,压力峰值以及峰值出现的区域随之改变。

参考文献:

- [1] CCAR-25-R2. 中国民用航空条例第25卷[S]. CCAR-25-R2, China Civil Aviation. (in Chinese).
- [2] Von Karman T. The impact on seaplane floats during landing[R]. NACA-TN-321, 1929.
- [3] Miloh T. On the oblique water entry problem of a rigid sphere[J]. J Eng Math, 1991, 25(1): 77-92.
- [4] Lu C, He Y. Nonlinear fluid-structure interaction during two dimensional water impacts [C] // Proceedings of the 3rd International Conference on Nonlinear Mechanics. Shanghai, China: [s. n.], 1998: 513-7.
- [5] 丁沛然, 钱纯. 非线性瞬态动力学分析- MSC. Dytran 理论及应用[M]. 北京: 科学出版社, 2006: 1-10.
- [6] 卞文杰, 万历, 吴莘馨. 瞬态动力学 CAE 解决方案 MSC. Dytran 基础教程[M]. 北京: 北京大学出版社, 2004: 4-7.
- [7] Sottorf W. Landing procedure in model ditching tests of B f109 [R]. NACA-Tm-1247, 1945.
- [8] 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, 34(12): 1369-1374.
- [9] Fisher Lloyd J, Hoffman Edward L. Ditching tests of a 1/15 scale model of the Fairchild c-82 airplane [R]. NACA. SI8JO8, 1948.