

DOI: 10.19416/j.cnki.1674-9804.2018.02.006

大型飞机机身垂直入水冲击特性数值研究

Numerical Study of Vertical Water Entry for Large Aircraft Fuselage

张 旭 刘沛清 屈秋林 / ZHANG Xu LIU Peiqing QU Qiulin

(北京航空航天大学, 北京 100191)

(Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

摘 要:

针对带有中央翼盒的某型飞机的机身,数值研究了不同入水速度、姿态角和尾翘角对入水过程中机身压强和冲击力的影响规律。数值模拟中,控制方程选为非定常可压缩流动的雷诺时均 Navier-Stokes 方程(RANS)和实现的 $k-\varepsilon$ 模型,使用体积分数(VOF)方法捕捉水气交界面的变化,采用整体动网格技术来模拟机身相对于水面的运动。结果分析表明:机身入水过程中压强峰值首先出现在飞溅根部,随后转移至机身底部;入水初期机身冲击力系数迅速增大,而后略有回落,入水后期由于中央翼盒冲击水面会导致冲击力系数再次迅速增大,而后小幅震荡。速度越大、姿态角越大、尾翘角越小,机身冲击力系数越小。

关键词: 入水冲击;机身尾翘角;冲击力;冲击压强

中图分类号: V216.5⁺5

文献标识码: A

[Abstract] For the fuselage with the wing center section of a civil aircraft, the effects of water entry speed, pitch angle and upswept angle upon the pressure distribution on the fuselage and the impact force during the water entry process are investigated numerically. In the numerical simulation, the unsteady compressible Reynolds-averaged Navier-Stokes (RANS) equations and the realizable $k-\varepsilon$ turbulence model are solved; the volume-of-fluid method is used to capture the water-air interface; the global moving mesh method is used to deal with the relative motion between the fuselage and the water. The results show that, the peak pressure firstly occurs on the spray root in the water entry process of the fuselage, and then shifts to the bottom of the fuselage. The coefficient of impact force increases sharply in the initial stage of water entry, and then decreases slightly. In the late stage, the wing center section impact on the water surface can once again result in sharp increase of impact force coefficient, and then change slightly. Larger impact speed, larger pitch angle and smaller upswept angle leads to smaller impact force coefficient on the fuselage.

[Keywords] water impact; upswept angle; impact force; impact pressure

0 引言

大型飞机水上迫降性能的研究^[1-4]离不开对物体入水过程的研究。在飞机入水的过程中,会有很大的冲击载荷和冲击压强出现在结构上,同时后机身出现很大的吸力导致飞机出现大幅度的抬头。后机身的吸力主要是由于飞机水平方向的运动引

起的,而冲击载荷和冲击压强主要是由于飞机的下降速度导致的。

影响物体入水冲击过程的因素有很多,譬如物体的几何形状、姿态和冲击速度等。大部分研究主要集中在于轴对称或二维物体进入平静水面的过程。首先研究物体入水冲击问题的是 Von Kármán^[5],他在研究水上飞机的入水性能时使用动量守恒和附加质

[基金项目] 本文受国家自然科学基金(11502012、11772033)支持。

量法求解了二维楔形体入水的垂向载荷。随后, Wagner^[6]考虑了水面抬升并通过扩张平板假设得出了更好的结果。Cointe、Armand^[7]、Oliver^[8]和 Korobkin^[9]等使用了匹配渐进展开法求解二维圆柱入水过程的载荷。Zhao 等^[10]使用边界元方法求解了二维楔形体和船外飘截面入水过程中的水面形状、垂向载荷和压强分布。Mei 等^[11]采用了一种解析方法求解二维楔形体、二维圆柱和船外飘截面入水过程中的载荷。Greenhow^[12]、Sun 和 Faltinsen^[13]采用边界元方法求解二维圆柱入水过程中的载荷,而 Vandamme 等^[14]则使用了 SPH 方法来求解二维圆柱入水问题。王明振等^[15]采用实验方法研究三种水陆两栖飞机典型横截面在不同投放高度和质量下的入水冲击中压强和载荷的变化。上述研究主要集中于楔形体、圆柱、船外飘截面和飞机截面等二维物体的入水冲击过程。

三维物体入水问题的研究主要集中于航天器返回舱入水,而对于带中央翼盒的机身形状入水的研究很少。Mcgehee 等^[16]对 Mercury 返回舱的 1/12 比例模型以姿态角范围在 $-30^{\circ} \sim 30^{\circ}$ 之间的入水冲击载荷进行了实验和理论分析。Stubbs^[17]采用 Apollo 返回舱的 1/4 比例模型实验研究了不同速度和姿态角的着水冲击载荷。Wang 等^[18]使用 LS-DYNA 研究了 Apollo 返回舱以不同姿态角入水过程中的加速度变化,结果发现 Von Kármán 方法低估了初始的冲击加速度而 Wagner 方法则出现了高估。以上的研究表明姿态角、速度和物体形状都会对入水过程产生影响,同时三维物体的形状复杂,将二维的结果直接应用到三维误差较大。

本文利用数值模拟手段,对带中央翼盒的细长体机身在不同姿态角、入水速度和机身尾翘角情况下的入水冲击过程进行数值模拟,通过研究各参数变化的影响规律,达到揭示机理之目的。

1 物理模型

图 1 为机身垂直入水的示意图。笛卡尔坐标系原点定义在初始的平静水面上, x 方向平行于平静水面指向机身后方, y 方向铅垂向上, z 方向由右手螺旋定则确定;姿态角 α 是机身轴线与平静水面的夹角; x_1 和 x_2 是机身的两个典型横截面;机身以恒定速度 V 向下冲击平静水面,入水后机身受到的垂向力 F_y ,机身浸没在平静水面下的浮力 F_b ,两者之

差定义为机身受到的冲击力 F_i 。

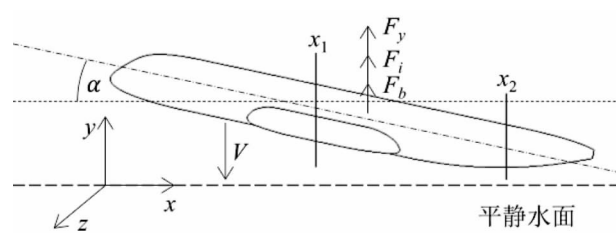


图 1 机身入水示意图

图 2 展示了计算中的机身模型(参照某型飞机)。计算中采用 1/10 的缩比模型,计算模型的机身总长 $L = 3.85\text{m}$,后体长 $L_a = 36.3\% L$,当量直径为 $D = 0.31\text{m}$ 。尾翘角分别为 $\beta = 3^{\circ}, 5^{\circ}, 7^{\circ}$,如图 2(b)所示。图 2(c)展示了不同姿态角($\alpha = 8^{\circ}, 12^{\circ}$)下的机身横截面形状,其中 $x_1 = 2.1\text{m}$ 处为中央翼盒的典型截面, $x_2 = 3.3\text{m}$ 处为机身尾部的典型截面,可以发现它们的形状基本相似。

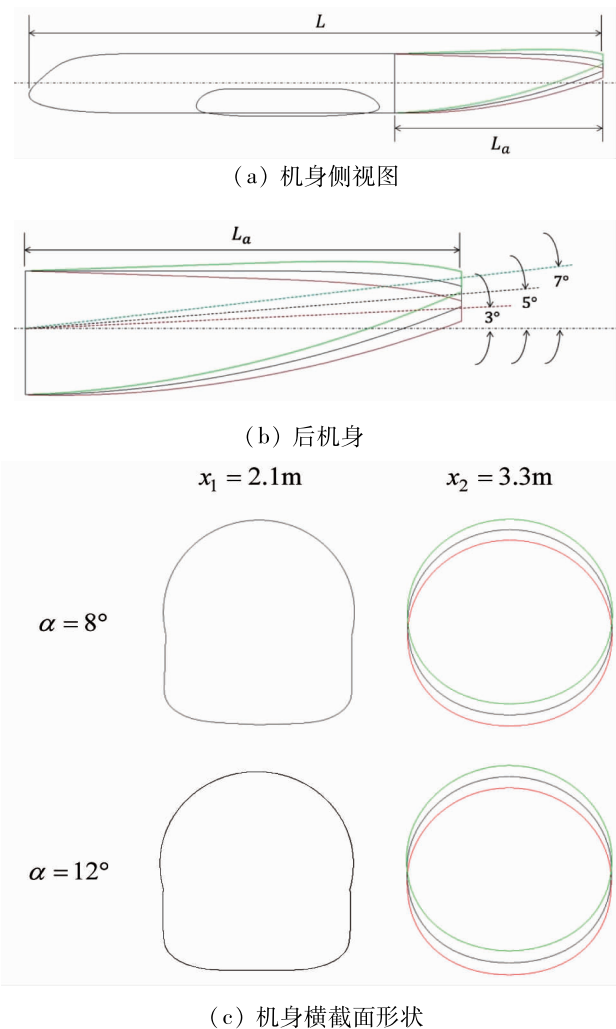


图 2 机身模型

2 计算方法和验证

2.1 流场求解

计算中采用 ANSYS FLUENT 14.0 双精度求解器来求解非定常可压缩的 RANS 方程,考虑了空气和水的重力。湍流模拟选取可实现的 $k-\varepsilon$ 模型和加强壁面函数处理。压强速度耦合采用 SIMPLE 方法。对流项采用三阶 MUSCL 格式,扩散项采用二阶中心格式,非定常项采用一阶隐式格式。

2.2 自由面模型

自由面的捕捉采用 VOF 模型,模型通过对每一个相定义体积分数来模拟该相,每一个网格单元中所有相体积分数之和等于 1。对于一个网格单元, q 相的体积分数定义为: $\gamma_q = 0$ 意味着该单元中没有 q 相; $\gamma_q = 1$ 意味着该单元中充满 q 相;而 $0 < \gamma_q < 1$ 表示该单元是相间的交界面。

第 q 相体积分数的连续方程为:

$$\frac{\partial(\gamma_q \rho_q)}{\partial t} + \nabla g(\gamma_q \rho_q \vec{u}_q) = 0 \quad (1)$$

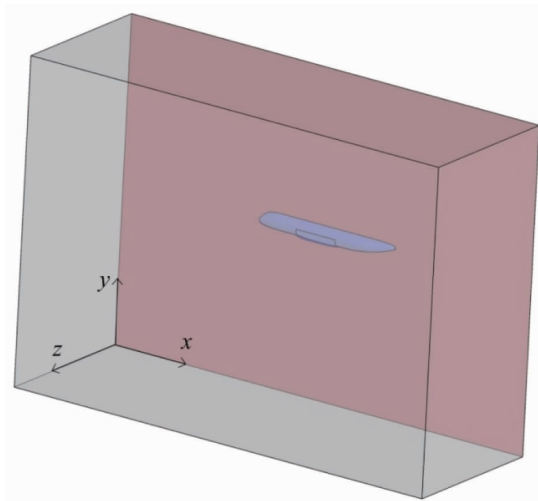
其中: ρ 为密度; $\vec{u}$ 为速度矢量;下标 q 标识为 q 相。该方程的对流项的离散采用几何重构格式 (Geo-Reconstruct scheme),非定常项采用一阶显式格式。

2.3 整体动网格技术

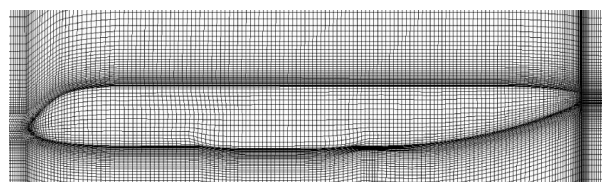
整体动网格技术 (Qu 等^[19]) 用来模拟机身和水体之间的相对运动。计算过程中,整个计算区域及其内部的网格随着机身做刚体运动,这种方式不会出现网格的变形和重构,保证了网格的质量并节约了计算资源。

机身表面采用无滑移壁面边界条件;计算区域的边界为速度入口边界条件,边界上的体积分数设定可以保证在网格的运动中自由面保持不动。

图 3 是计算区域和机身附近的网格划分情况。计算中采用半模,计算区域大小为 $3L \times 2L \times L$,如图 3(a) 所示,其中 xy 平面为对称面。结构网格可以更好的捕捉水面,因而计算中采用了结构网格并对机身物面附近进行加密。图 3(b) 展示了机身附近的网格划分情况,最终采用的网格数量大约 140 万。



(a) 计算区域



(b) 机身附近网格

图 3 计算区域和机身附近网格

2.4 网格数量和时间步长的依赖性验证

选取尾翘角为 $\beta = 5^\circ$ 的机身模型以 $\alpha = 12^\circ$ 姿态角, $V = 0.5 \text{ m/s}$ 下沉速度的入水过程,开展网格数量和时间步长的依赖性验证。

图 4 是 70 万 (Coarse)、140 万 (Normal) 和 280 万 (Fine) 网格数量计算的垂向载荷系数时间历程对比,其中 $S = \pi(D/2)^2$ 为典型机身界面的面积。可以看出 70 万网格与 140 万差距较大,而 140 万与 280 万差距较小,因此下文计算中选取 140 万网格是合理的。

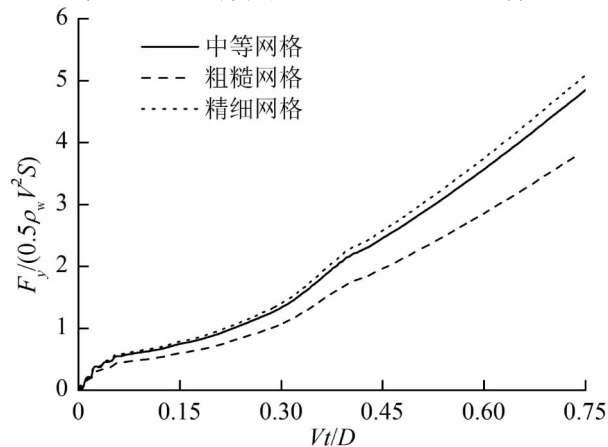


图 4 不同网格数量计算的垂向载荷系数时间历程

图 5 是 $\Delta t = 10^{-3}$ s、 10^{-4} s 和 10^{-5} s 时间步长计算的垂向载荷系数时间历程对比,可以看出时间步长为 10^{-3} s 的结果与 10^{-4} s 的结果差距较大,而 10^{-4} s 与 10^{-5} s 的结果差距较小,因此下文计算中选取的时间步长为 10^{-4} s。

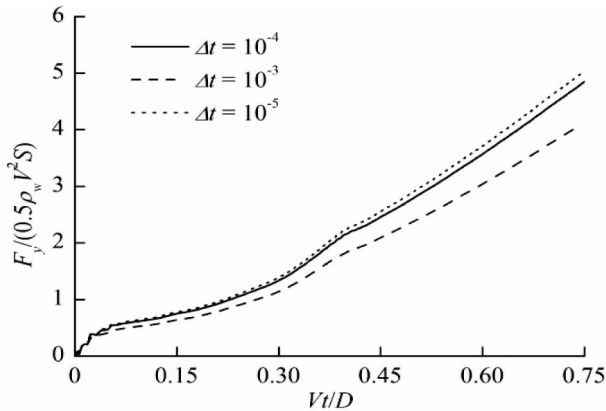


图 5 不同时间步长计算的垂向载荷系数时间历程

2.5 计算方法验证

本文选取 Lin 和 Shihe^[20] 的圆柱入水实验来验证本文计算方法的精度。实验中的压强传感器为 Kyowa PGM-2KC (直径 5.5 mm, 频率 24 KHz, 量程 2×10^5 Pa), 照相系统为 CCD-16 MHz。圆柱材料为丙烯酸树脂, 圆柱长度 20 cm, 直径 20 cm, 重量 12.5 kg。自由降落的初始高度为 0~20 cm, 入水速度范围 0.76 m/s~1.98 m/s。压强监测点相对于中心线的圆心角为 0° 、 7.5° 、 15° 和 30° 。验证选取入水速度为 0.99 m/s 的实验结果。计算中采用上述数值模拟方法对二维圆柱的入水过程进行模拟。

图 6 是实验和模拟计算的压强系数的时间历程

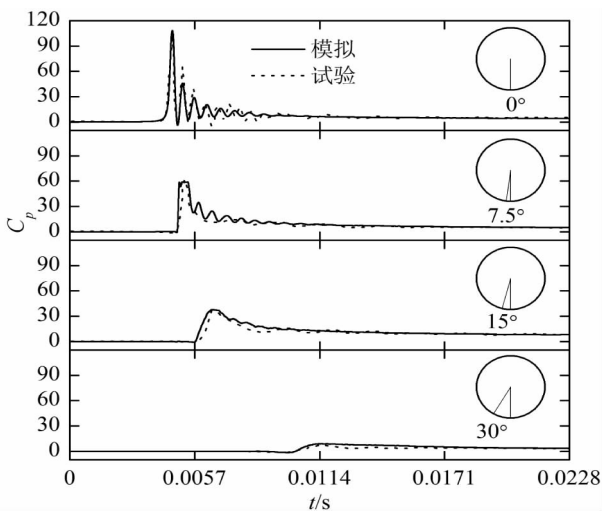


图 6 实验和模拟的压强系数的时间历程对比

对比。其中压强系数定义为 $C_p = (p - p_0) / (0.5 \rho V^2)$, 其中 p 为当地压强, p_0 为大气压强, ρ_w 为水的密度, V 为触水时刻的速度。从图中可以看出模拟结果与实验结果的峰值和趋势都吻合得很好。实验结果中 7.5° 和 15° 中压强几乎没有波动而模拟中有波动, 这个差异是由于实验中三维效应导致该位置没有空气泡出现, 而二维计算模型中出现了空气泡。本文的数值方法可以很好地模拟入水过程。

3 计算结果与分析

为了研究入水速度、姿态角和机身尾翘角对机身垂直入水冲击过程的影响, 计算了不同尾翘角 ($\beta = 3^\circ, 5^\circ, 7^\circ$) 的机身以常速度进入水体的过程, 其中入水速度分别为 $V = 0.25$ m/s, 0.5 m/s, 姿态角分别为 $\alpha = 8^\circ, 12^\circ$ 。

3.1 典型的机身入水过程

选取尾翘角为 $\beta = 5^\circ$ 的机身模型以姿态角 $\alpha = 12^\circ$, $V = 0.5$ m/s 下沉速度的垂向入水过程为典型算例。图 7 为该过程中的水面位置和机身腹部压强分布。

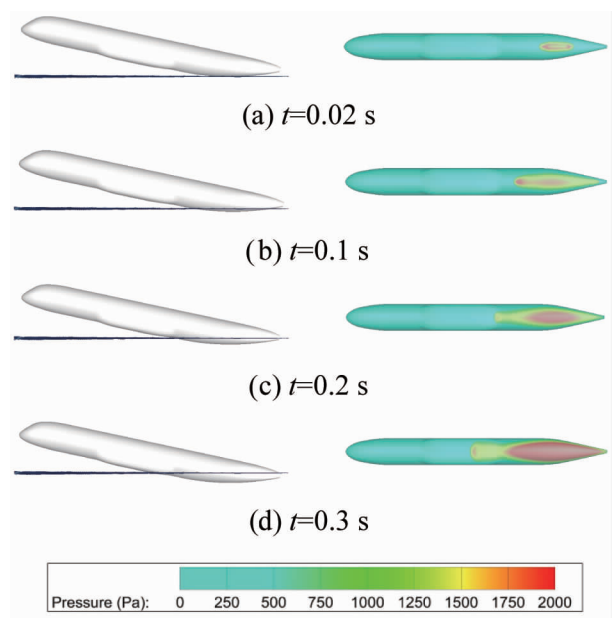


图 7 典型入水过程 ($\beta = 5^\circ, \alpha = 12^\circ, V = 0.5$ m/s) 中水面形状和机身腹部压强分布

从图 7(a) 中可以看出在刚入水后不久的 $t = 0.02$ s, 压强峰值很大且出现在飞溅根部。随着入水深度增加, 压强峰值略有减小, 且与底部区域的压强差距有所减小, 如图 7(b) 所示。图 7(c) 为 $t = 0.2$ s 时刻, 此时压强峰值已经转移到了机身底部, 而

且水面已经到了中央翼盒的位置,导致局部的压强增大。从图7(d)可以看出,当机身浸没深度继续增加,压强峰值一直在机身的底部,同时由于冲击效应中央翼盒与水面接触的前部位置出现了局部的压强极大值。

在船舶研究领域,人们通常使用切片法,用纯2D物体的入水冲击特性代替3D物体截面的入水冲击特性。为了研究这种近似带来的误差,本文对比典型机身截面和形状相同的纯2D物体入水冲击特性的差别。

图8是入水过程中机身 x_2 截面和2D物体的表面压强系数对比,其中 $y=0$ 为初始时刻平静水面的位置。可以发现3D和2D的压强系数分布具有一定的相似性,而它们的差别主要来自3D的纵向流动和冲击。在图8(a)中的 $t=0.02$ s时刻,压强系数峰值并没有出现在物面底部即 y/D 最小的地方,而是出现在水面附近的喷溅根部,由于存在纵向流动3D截面上的压强系数峰值小于2D;随着 y/D 继续增大压强系数迅速减小;最后 $y/D>0.1$ 的部分是由于上方没有接触到水因而物面压强系数基本为零。随着入水深度的增加,在图8(b)所示的 $t=0.1$ s时刻,压强系数峰值已经出现在了 y/D 最小的物面底部,由于纵向存在冲击这一时刻3D的压强系数峰值大于2D;随着 y/D 的增大压强系数迅速减小,在 $y/D=0.1$ 附近出现了一些负压,这是因为冲击后出现了水面抬升,高于平静水面的水受到了重力作用;随后压强系数上升到零附近之后保持不变($y/D>0.3$)。最后图8(c)中的 $t=0.3$ s时刻,压强系数峰值也是在 y/D 最小的底部,此时纵向冲击影响减弱使得3D的压强系数峰值略小于2D;随后迅速减小直到零附近保持不变。

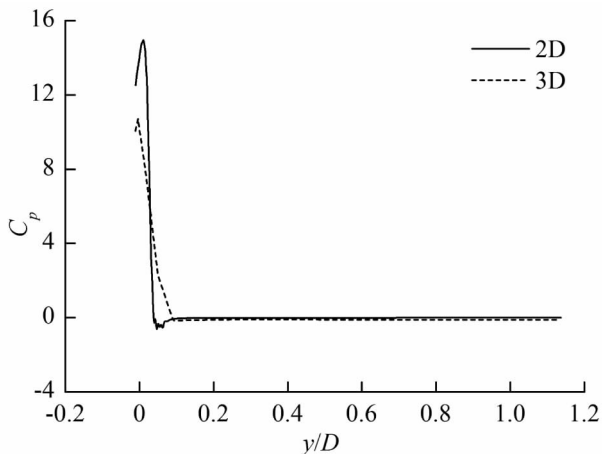
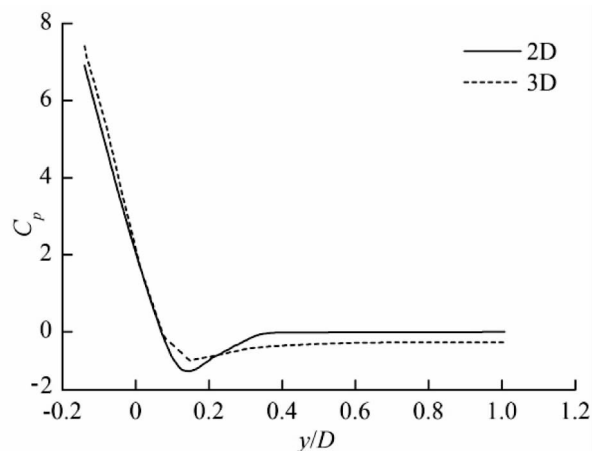
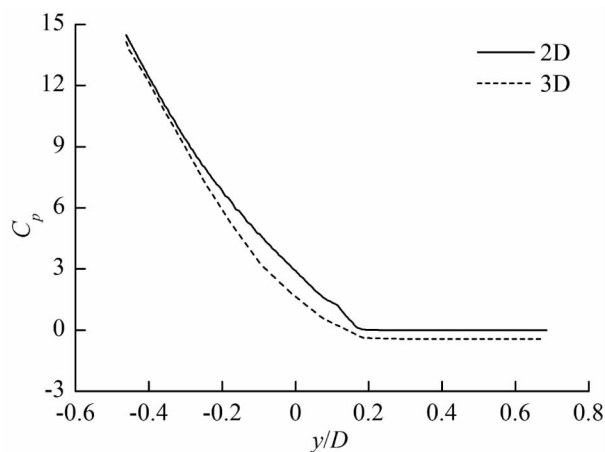
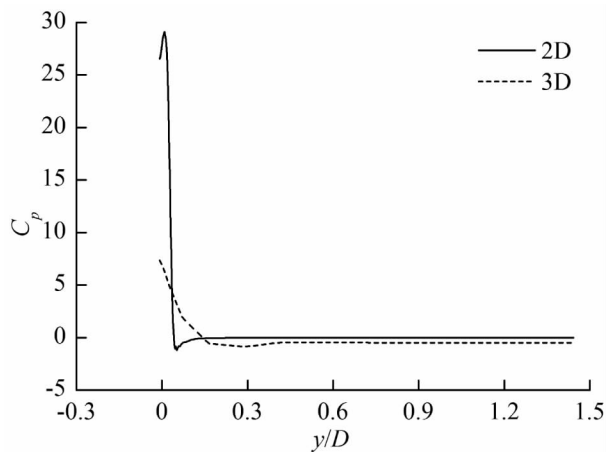
(a) $t=0.02$ s(b) $t=0.1$ s(c) $t=0.3$ s

图8 入水过程($\beta=5^\circ, \alpha=12^\circ, V=0.5$ m/s)中机身 x_2 截面和2D物体表面压强系数对比

图9是入水过程中机身 x_1 截面和2D物体的表面压强系数对比。可以看出该截面上压强系数分布的变化规律与图8是基本一致的。在入水初期,如图

(a) $t=0.34$ s

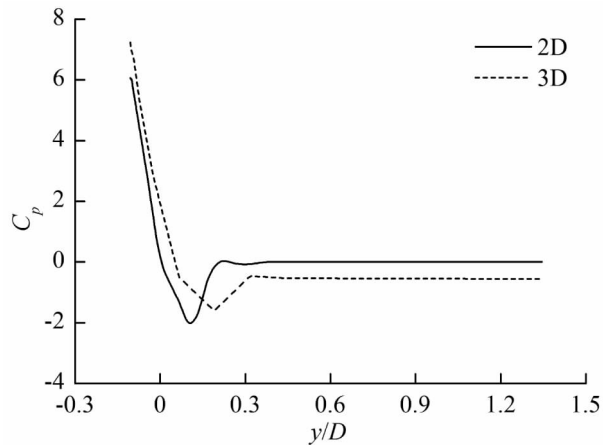
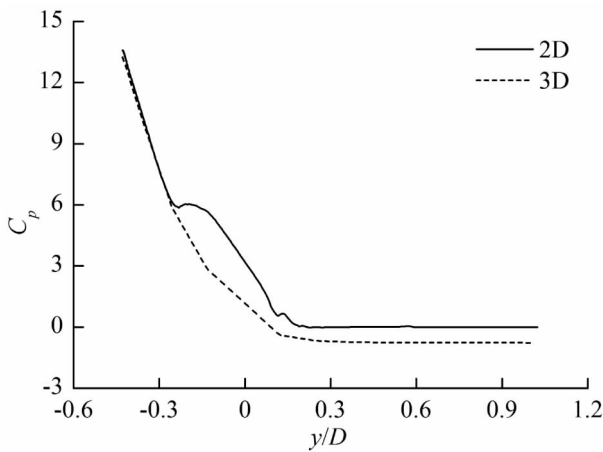
(b) $t = 0.4 \text{ s}$ (c) $t = 0.6 \text{ s}$

图9 入水过程($\beta = 5^\circ, \alpha = 12^\circ, V = 0.5 \text{ m/s}$)中机身
 x_1 截面和 2D 物体表面压强系数对比

9(a)所示,3D 与 2D 的压强系数峰值差别较大,这是由于此时的后机身大部分已经浸没水面,纵向流动的影响很大使得 3D 的压强系数峰值远小于 2D。

3.2 入水速度、姿态角和尾翘角的影响

图 10 是入水过程($\beta = 5^\circ, \alpha = 12^\circ, V = 0.5 \text{ m/s}$)中机身冲击力 F_i 系数的时间历程。机身刚进入水面时($Vt/D < 0.07$),冲击压强很大,同时浸润面积迅速增加,导致冲击力系数迅速增大;随着入水深度的增加($0.07 < Vt/D < 0.29$),浸润面积继续增加,但是机身腹部冲击压强减小,因此冲击力系数变化较小;接着在 $Vt/D = 0.29$ 左右,由于中央翼盒冲击水面导致浸润面积迅速增加,因而冲击力系数再次迅速增大;随后($Vt/D > 0.4$),虽然浸润面积依然在增加,但冲击压强变小,使得冲击力系数小幅震荡。

可以看出,中央翼盒冲击水面前后冲击力系数发生了很大的变化,因而本文以中央翼盒冲击水面的时刻为界,将机身最低点触碰水面的时刻到中央翼盒触碰水面的时刻称为入水前期,之后为入水后期。

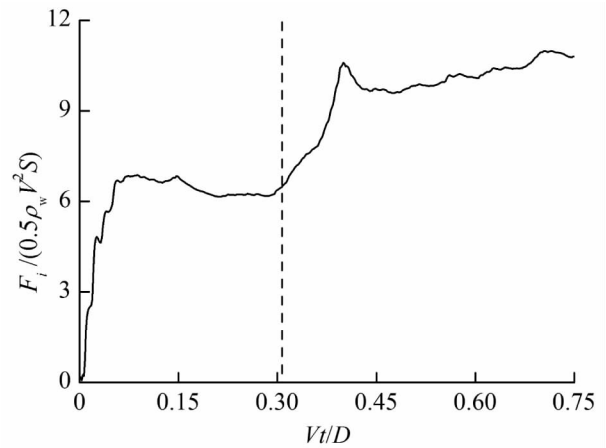


图 10 入水过程($\beta = 5^\circ, \alpha = 12^\circ, V = 0.5 \text{ m/s}$)
中机身冲击力系数时间历程

3.2.1 入水速度

图 11 为不同入水速度下($\beta = 5^\circ, \alpha = 12^\circ, V = 0.25 \text{ m/s}, 0.5 \text{ m/s}$)机身冲击力系数的时间历程对比。在同一无量时刻,入水速度较小时的浸润面积较大,导致冲击力系数较大。

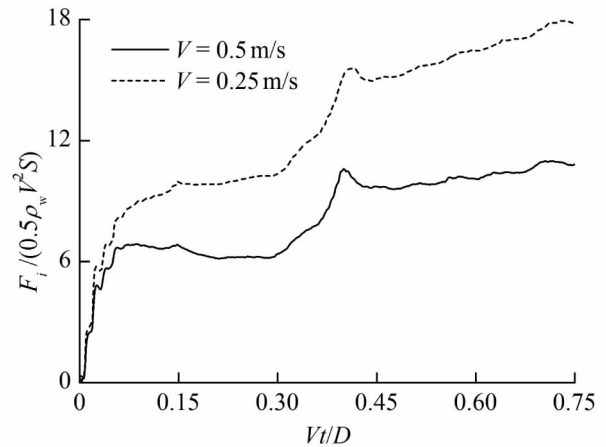


图 11 不同入水速度下($\beta = 5^\circ, \alpha = 12^\circ, V = 0.25 \text{ m/s},$
 0.5 m/s)机身冲击力系数的时间历程

3.2.2 姿态角

图 12 为不同姿态角下($\beta = 5^\circ, \alpha = 8^\circ, 12^\circ, V = 0.5 \text{ m/s}$)机身冲击力系数的时间历程对比。入水初期,姿态角 $\alpha = 8^\circ$ 的冲击力系数比姿态角 $\alpha = 12^\circ$ 的

略大,这是由于 $\alpha = 8^\circ$ 的浸润面积略大;在入水后期,由于机身以 $\alpha = 8^\circ$ 入水时中央翼盒冲击水面的时刻早于以 $\alpha = 12^\circ$ 入水的时刻,而且冲击水面时的底部抬升角较小,这导致以 $\alpha = 8^\circ$ 入水的冲击力系数峰值大于以 $\alpha = 12^\circ$ 入水的峰值。

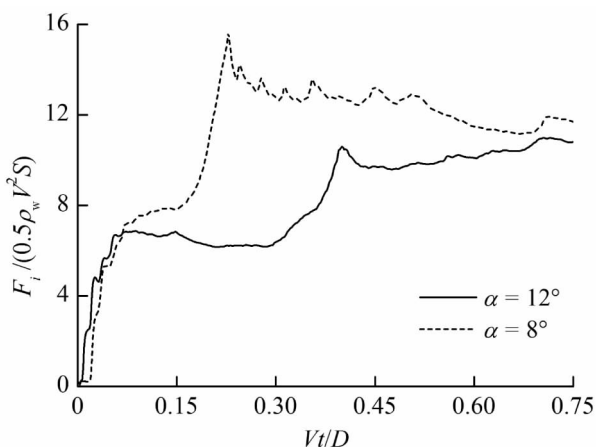


图12 为不同姿态角下($\beta = 5^\circ, \alpha = 8^\circ, 12^\circ, V = 0.5 \text{ m/s}$)机身冲击力系数的时间历程

3.2.3 尾翘角

图13为不同尾翘角下($\beta = 3^\circ, 5^\circ, 7^\circ, \alpha = 12^\circ, V = 0.5 \text{ m/s}$)机身冲击力系数的时间历程对比。入水初期,尾翘角大的机身浸润面积较大,因而冲击力系数较大;入水后期,尾翘角大的机身的中央翼盒先冲击水面导致冲击力先变大,但由于冲击时的底部抬升角差别不大,因而冲击力系数峰值差别较小。

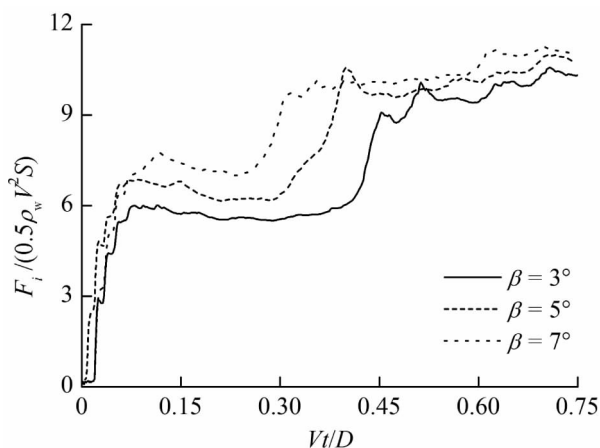


图13 不同尾翘角下($\beta = 3^\circ, 5^\circ, 7^\circ, \alpha = 12^\circ, V = 0.5 \text{ m/s}$)机身冲击力系数的时间历程

4 结论

本文通过数值模拟方法研究了不同尾翘角的机身以不同速度和不同姿态角的入水过程。结果

分析表明:

1) 机身入水过程中压强峰值首先出现在喷溅根部,随后转移至机身底部。三维效应的影响表现为入水过程中机身截面的压强峰值先小于二维的峰值,随后大于二维峰值,最后又小于二维峰值。

2) 入水初期机身冲击力系数迅速增大,而后略有回落,入水后期由于中央翼盒冲击水面会导致冲击力系数再次迅速增大,而后小幅震荡。

3) 速度越大、姿态角越大、尾翘角越小,机身冲击力系数越小。

参考文献:

- [1] CLIMENT H, BENITEZ L, ROSICH F, et al. Aircraft ditching numerical simulation [C]. 25th International Congress of the Aeronautical Sciences. Hamburg, Germany, 2006.
- [2] TOSO N R S. Contribution to the modeling and simulation of aircraft structures impacting on water [D]. Germany: Universität Stuttgart, 2009.
- [3] SHAH S A. Water impact investigations for aircraft ditching analysis [D]. Australia: Royal Melbourne Institute of Technology, 2010.
- [4] QU Q L, HU M X, GUO H, et al. Study of ditching characteristics of transport aircraft by global moving mesh method [J]. Journal of Aircraft, 2015, 52 (5): 1550-1558.
- [5] VON KÁRMÁN T. The impact of seaplane floats during landing: NACA TN 321 [R]. US:1929.
- [6] WAGNER H. Über stoß- und gleitvorgänge an der oberfläche von flüssigkeiten [J]. Zeitschrift für Angewandte Mathematik und Mechanik, 1932, 12 (4): 193-215.
- [7] COINTE R, ARMAND J L. Hydrodynamic impact analysis of a cylinder [J]. Journal of Offshore Mechanics and Arctic Engineering, 1987, 109 (3): 237-243.
- [8] OLIVER J M. Water entry and related problems [D]. United Kingdom: University of Oxford, 2002.
- [9] KOROBKIN A. Analytical models of water impact [J]. European Journal of Applied Mathematics, 2004, 15:821-838.
- [10] ZHAO R, FALTINSEN O, AARSNES J. Water entry of arbitrary two dimensional sections with and without separation [C]. 21st Symposium on Naval Hydrodynamics, Trondheim, Norway, 1996.
- [11] MEI X, LIU Y, YUE D K P. On the water impact of general two-dimensional sections [J]. Applied Ocean Research, 1999, 21 (98): 1-15.
- [12] GREENHOW M. Water-entry and-exit of a horizontal circular cylinder [J]. Journal of Applied Ocean Research, 1988,

10 (4): 191-198.

[13] SUN H, FALTINSEN O M. Water impact of horizontal circular cylinders and cylindrical shells [J]. Journal of Applied Ocean Research, 2006, 28(5): 299-311.

[14] VANDAMME J, ZOU Q, REEVE D E. Modeling floating object entry and exit using smoothed particle hydrodynamics [J]. American Society of Civil Engineers, 2014, 137(5): 213-224.

[15] 王明振, 褚林塘, 吴彬, 等. 水陆两栖飞机典型横截面入水撞击实验研究 [J]. 爆炸与冲击, 2016 (03): 313-318.

[16] MCGEHEE J R, HATHAWAY M E, VAUGHAN V L. Water landing characteristics of a re-entry capsule: Memorandum 5-23-59L [R]. Hampton VA USA, NASA Langley Research Center, 1959.

[17] STUBBS S M. Dynamic model investigation of water pressures and accelerations encountered during the landings of the Apollo spacecraft: NASA TN D-3980 [R]. NASA, Washington DC, USA, 1967.

[18] WANG J T, LYLE K H. Simulating space capsule water

landing with explicit finite element method [C]. 48th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference. Honolulu, Hawaii, USA, 2007.

[19] QU Q L, HU M X, GUO H, et al. Study of Ditching Characteristics of Transport Aircraft by Global Moving Mesh Method [J]. Journal of Aircraft, 2015, 52(5): 1-9.

[20] LIN M C, SHIEH L D. Flow visualization and pressure characteristics of a cylinder for water impact [J]. Applied Ocean Research, 1997, 19(2): 101-112.

作者简介

张旭 男, 博士。主要研究方向: 飞机水上迫降力学性能适航研究; E-mail: zhangxu397@126.com

刘沛清 男, 博士, 教授, 博士生导师。主要研究方向: 现代飞机旋涡分离及其控制技术; 高速层流控制技术; 现代高效轻质螺旋桨设计与优化技术; 大型飞机起降气动特性、地面效应机理和水上迫降性; E-mail: lpq@buaa.edu.cn

屈秋林 男, 博士, 副教授。主要研究方向: 地面效应空气动力学; 飞机水上迫降力学性能适航研究; 积水跑道滑跑溅水性能适航研究; E-mail: qql@buaa.edu.cn