

参赛队号 # 1742

第四届“互动出版杯”数学中国

数学建模网络挑战赛
承 诺 书

我们仔细阅读了第四届“互动出版杯”数学中国数学建模网络挑战赛的竞赛规则。

我们完全明白，在竞赛开始后参赛队员不能以任何方式（包括电话、电子邮件、网上咨询等）与队外的任何人（包括指导教师）研究、讨论与赛题有关的问题。

我们知道，抄袭别人的成果是违反竞赛规则的，如果引用别人的成果或其他公开的资料（包括网上查到的资料），必须按照规定的参考文献的表述方式在正文引用处和参考文献中明确列出。

我们郑重承诺，严格遵守竞赛规则，以保证竞赛的公正、公平性。如有违反竞赛规则的行为，我们将受到严肃处理。

我们允许数学中国网站(www.madio.net)公布论文，以供网友之间学习交流，数学中国网站以非商业目的的论文交流不需要提前取得我们的同意。

我们的参赛队号为：

参赛队员（签名）：

队员 1：常玉虎

队员 2：傅瞳

队员 3：徐方路

参赛队教练员（签名）：

参赛队伍组别：本科组

参赛队号 # 1742

第四届“互动出版杯”数学中国

数学建模网络挑战赛

编号专用页

参赛队伍的参赛队号：（请各个参赛队提前填写好）：

1742

竞赛统一编号（由竞赛组委会送至评委团前编号）：

竞赛评阅编号（由竞赛评委团评阅前进行编号）：

参赛队号 # 1742

2011 年第四届“互动出版杯”数学中国 数学建模网络挑战赛第二阶段

题 目 风浪条件下飞机的海面迫降

关 键 词 海面迫降 有限元法 模拟实验 ABAQUS

摘 要：

随着航空业的不断发展，飞机的不断增多，近年来飞机、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。1959 年到 1991 年以来发生的 26 起商用飞机水上事故的统计表明，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。

水上迫降模型试验表明，客机合适的着水姿态，可以保证客机着水时不出现剧烈的“跳跃”、“翻转”等情况；而且保证机身下部蒙皮不破裂，从而使得机舱在一定时间内不进水，为乘员安全撤离赢得足够时间和空间。

在海上迫降根本的原则是迎风迎浪，这样所产生的外部冲击力都只沿横轴一个轴向，最容易控制飞机状态。然而风向一般是与海浪方向垂直的，所以与海浪平行降落的飞机必然要受侧风的影响。直于海浪降落的情况，如果是顺风，也就是顺着海浪的方向的时候，飞机在接近水面时是低速飞行，机翼得不到足够的升力，容易失速坠入海中。如果是逆风，由于是对着海浪来的方向，飞机接触水面时，受到的冲击力增大，解体的可能性大。

当然，迫降是飞行员最后的选择，最主要的是要将接触水面时的飞机速度降到最小，理想是机尾部先接触水面，尽量通过与水面摩擦降低速度。

我们采用了有限元法和模拟实验的方法对在风浪情况下的无动力飞机迫降过程进行了分析与计算，我们认为平静水面与有风浪水面的区别应在于风浪水面的函数方程中应含有两个虚拟函数，即风力函数与海浪力函数。

利用 ABAQUS 软件平台，建立了客机的有限元模型，并导入具体参数，得到 (1) $9^{\circ} \sim 12^{\circ}$ 范围内的攻角入水最安全；(2) 入水前的姿态应尽量保持与平均风力方向相对，已进行减速，若达不到预期角度也应使飞机速度向量与飞速向量的夹角大于等于 90° 。

参赛队号 1742

所选题目 A

参赛密码 _____
(由组委会填写)

参赛队号 # 1742

英文摘要（选填）

（此摘要非论文必须部分，选填可加分，加分不超过论文总分的 5%）

With the continuous development of aviation and the growing number of the plane in recent years, the use of planes and helicopters in offshore or sea-crossing is so frequent that the occurrence of water landing and crash is increasing. The statistics of the 26 commercial aircraft water accident cases from 1959 to 1991 show that, the plane water landing in security needs consider two factors at least: the water stance and structural strength.

The test of water landing aircraft model shows that, on one hand, the right water stance can guarantee the jet without the sharp "jump", the "flip" and so on; and on the other hand, it can ensure that the lower fuselage skin is not broken to make the cabin no water inside in a certain time, and to win enough time and space for occupant safety evacuation.

The fundamental principle of the Ditching at sea is to meet waves, wind generated by external impact that only axis, along the horizontal axis of a most likely to control the plane state. However, the wind is generally and the waves of vertical, so with the direction of the parallel plane landing waves will inevitably by lateral wind effects. Straight in the waves, landing is favorable, namely, if the direction along the waves in near the surface, the plane is flying at low speed, the wing of the lift, not enough to stall crashed into the sea. If it is contrary, because is the direction to the waves to contact the surface, the plane by the impact of the greater likelihood of increases, disintegration.

Of course, landing is the last option of the pilot, the main reason is contacting surface yes plane speed, ideal is to minimize contact surface, corrects the department first as far as possible through and the water surface friction reducing speed.

We adopted the finite element method and the method of simulation in waves cases without power plane landing in process are analyzed and calculated, we think with calm water is the difference between the storm water should be the function equation wind shall be contained in the two virtual function, namely wind function and the waves force function.

We using ABAQUS software platform and build up an airliner, and import finite element model of concrete parameters, get (1) $9^\circ \sim 12^\circ$ Angle of attack of the within the scope of the water the most security; (2) into the water should be as far as possible before stance with average wind direction to keep relatively, has been slow, if can not reach the expected Angle also should make plane speed vectors and rapid vector of greater than or equal to 90° angle.

参赛队号 # 1742

目录

1. 问题重述.....	2
2. 模型假设.....	2
3. 符号说明.....	2
4. 问题分析.....	4
5. 模型的建立.....	5
5.1 方法选取.....	5
5.1.1 拉格朗日有限元法.....	5
5.1.2 欧拉有限体积法.....	5
5.1.3 拉格朗日——欧拉流固耦合.....	6
5.1.4 状态方程.....	6
5.2 基于模拟实验的类阿基米德静力学模型.....	6
5.2.1 飞机的平衡计算方法.....	6
5.2.2 飞机的平衡计算方法.....	7
5.2.3 模型试验参数.....	7
5.2.4 降落速度、飞行速度、降落仰角对机体结构响应的影响.....	8
6. 模型的仿真与求解.....	9
7. 模型总结.....	11
8. 模型总结.....	11

参赛队号 # 1742

1. 问题重述

2009 年 1 月 15 日下午（美国东部时间），US Airways 所属第 1549 航班（空中客车 A320 客机）在起飞后不久在纽约哈德逊河紧急迫降。经及时救助，机上 155 人（其中包括两名机师和三名乘务人员）在客机沉没之前全部获救。该起事故造成 78 人受伤，无人死亡。

这架客机从纽约长岛拉瓜迪亚机场起飞约 90 秒后遭飞鸟撞击，导致两个发动机损坏。机长萨伦伯格凭借着出色的驾驶技术和冷静的判断使客机迫降在哈德逊河河面。而客机上的乘客在乘务员的指挥下，有序地逃出紧急舱门并全部获救。

第一阶段问题：

大型客机因为失去动力而进行的迫降具有相当大的危险性。请你建立合理的数学模型，对客机在平静水面上的迫降进行分析，指出客机在河面上迫降时，以何种姿态接触水面是相对最好的选择。

第二阶段问题：

在越洋飞行的航班中，曾有个别航班出现过由于重大故障或意外原因，被迫在海面迫降的情况。在有风浪的条件下，飞机在海面的迫降具有更大的难度和危险性。请你建立合理的数学模型，对客机在海面的迫降进行分析，指出在有风浪的条件下，飞机以何种姿态和航向接触海面是相对安全的选择。

2. 模型假设

- (1) 客机可控，能以合适的姿态和速度接水。
- (2) 客机在与海面冲击时，机身下部不会发生破裂，水不会流入机舱。
客机在与平静水面冲击时不会发生跳跃或者翻转。
- (3) 客机在平静水面迫降时先机尾与水面接触冲击，然后是客机腹部与水面冲击。
- (4) 在水上迫降过程中，客机的结构完整，接近最小重量，发动机关闭，起落架收起，前后缘襟翼采用最大偏角。

3. 符号说明

符号	含义
F	体积比函数 标准空间梯度算子 速度向量 客机着水时刻 加速度线性增加的结束时刻 加速度减小到零的时刻
m	表征纵向（ x 方向）加速度线性增加幅度的特征值

 参赛队号 # 1742

n	表征法向（ y 方向）加速度线性增加幅度的特征值 切向加速度 法向加速度： 初始时刻的切向速度 初始时刻的法向速度 客机受到平行于 x 轴的切向力 客机受到平行于 y 轴的法向力
M	绕重心的俯仰力矩 客机着水时刻的速度 机翼面积 机翼平均气动弦长 当前时间步 外载荷矢量 产为内力矢量 剩余力矢量 当前时间步的加速度 当前时间步的速度 当前时间步的位移 结构阻尼矩阵 结构刚度矩阵 质量矩阵 穿越单元表面的质量 穿越单元表面的动量 穿越单元表面的能量的流量 单位质量的总能量 边界上单位面积上的面力 时刻的一个时间步长内穿越该单元的表面体积流量
λ	模型比例 长度

参赛队号 # 1742

	惯量矩
m	质量
	时间
v	速度
a	线加速度
	角加速度
	进水口截面积
	重力加速度
p	压力
e	单位质量内能
	水的密度
	参考密度

4. 问题分析

运输机水上事故可分为冲出跑道入水和着水冲击，冲出跑道入水事故可以分为起飞阶段和着陆阶段两种类型，着水冲击可以分为有计划的水上迫降和无计划降落触水。有计划的水上迫降是在客机驾驶员可控操作下进行的水上紧急降落。在满足重量、着水速度、下滑角、下滑率、姿态角、航向、襟翼位置等参数范围的情况下，客机迫降所受载荷在设计参数范围内，即使有局部破损，都可以保证进行有效的水上降落，提供足够的漂浮时间，使得乘客得到保护和适时逃离，最终登上救生筏。无计划降落触水又称非计划水上迫降，客机一般具有较大的接水速度、冲击力，主要部件在下滑过程中很容易严重受损。大的过载会对乘员和机组成员造成伤害，以及机身的严重破损，往往导致漂浮性能降低，漂浮时间不足，从而使得乘员成功逃生的可能性大大降低。但在适航认证时对于非计划水上迫降，只考虑客机没有破损并且具有最大起飞重量的近海水迫降。

根据 1991 年 7 月 15 日 FAA 发布的咨询通告 AC25-17 指出，对于在水上飞行鉴定时，需要考虑两种水上迫降情况：

①计划水上迫降中。有充足的时间准备，并且考虑撞水时引擎、吊舱和后缘襟翼丢失情况下重量和重心已作调整；

②非计划水上迫降，准备时间不足，不需考虑任何破坏，最糟糕的是起飞失败或中断情况下重量最大的情况。

在海上迫降最根本的原则是，迎风迎浪，这样所产生的外部冲击力都只沿横轴一个轴向，最容易控制飞机状态。

在水上迫降最理想的方向是与海浪平行，这样可以减少海浪的冲击力。但是风向一

参赛队号 # 1742

般是与海浪方向垂直的，所以与海浪平行降落的飞机必然要受侧风的影响。

垂直于海浪降落的情况，如果是顺风，也就是顺着海浪的方向的时候，飞机在接近水面时是低速飞行，机翼得不到足够的升力，容易失速坠入海中。如果是逆风，由于是对着海浪来的方向，飞机接触水面时，受到的冲击力增大，解体的可能性大。

当然，迫降是飞行员最后的选择，最主要的是要将接触水面是的飞机速度降到最小，理想是机尾部先接触水面，尽量通过与水面摩擦降低速度。

5. 模型的建立

5.1 方法选取

有限单元法^[1]

有限单元法，是一种有效解决数学问题的解题方法。其基础是变分原理和加权余量法，其基本求解思想是把计算域划分为有限个互不重叠的单元，在每个单元内，选择一些合适的结点作为求解函数的插值点，将微分方程中的变量改写成由各变量或其导数的结点值与所选用的插值函数组成的线性表达式，借助于变分原理或加权余量法，将微分方程离散求解。采用不同的权函数和插值函数形式，便构成不同的有限元方法。用流体/结构耦合方法建立流固耦合模型

5.1.1 拉格朗日有限元法^[2]

根据丁沛然，钱纯的《非线性瞬态动力学分析——MSC.Dytran理论及应用》可以将运动微分方程

变形得

对上式中质量矩阵求逆之后，乘以剩余矢量

可得到加速度：

其中：

为当前时间步；为外载荷矢量；产为内力矢量；，为剩余力矢量；，为当前时间步的加速度、速度与位移；为结构阻尼矩阵；为结构刚度矩阵；为质量矩阵。

在时间推进上采用中心差分法

5.1.2 欧拉有限体积法^[2]

初始条件已知情况下，利用控制方程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比

求出穿越单元表面的质量、动量及能量的流量

参赛队号 # 1742

其中： ρ 为相邻单元密度； E 为单位质量的总能量； F 为边界上单位面积上的面力； Q 为时刻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)在时刻的值，可得到从时刻的变化量关系。根据材料本构关系，可以进一步计算出压力值。

5.1.3 拉格朗日——欧拉流固耦合^[2]

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：（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贡献。

5.1.4 状态方程

水区域内的压力用多项式状态方程描述

其中： p 为压力； e 为单位质量内能； ρ 为水的密度， ρ_0 为参考密度； β 为水的体积弹性模量。^[4]

5.2 基于模拟实验的类阿基米德静力学模型

5.2.1 飞机的平衡计算方法

飞机水上迫降漂浮特性依赖于飞机本身的设计、飞行员对飞机的操纵和水上迫降的水面状态等可用模型试验和计算分析对比来研究。试验和理论分析以及实际水上迫降表明，飞机要具有良好的漂浮特性，其降落应是柔和的、没有俯冲或跳跃、向前减速度不太大、撞击压力和滑行压力也不太大。因为俯冲会给飞机结构造成灾难性破坏，跳跃会使飞机失去操纵，第二次着水也会给飞机结构造成灾难性破坏，着水时向前速度太大也会直接伤害乘员，过大的撞击压力和滑行压力会引起飞机结构的严重破坏。飞机能漂浮多少时间与下沉过程中飞机的姿态有密切关系。在进行验证时需通过浮力和配平计算证明。在合理可能的水上条件下飞机的漂浮时间和配平姿态能使所有乘客离开飞机登上救生筏。水上迫降后飞机的漂浮姿态是通过重心向下作用的重力和浮心向上作用的浮力的某一函数来表示。当这两个力大小相等并作用在通过同一点的垂直线上时，漂浮的飞机就处于平衡状态，这时机身排开水的形心就是浮心，并且对应飞机重心，漂浮的姿态角和吃水深度就确定了。^[3]

参赛队号 # 1742

5.2.2 飞机的平衡计算方法

漂浮姿态和吃水深度是运用阿基米德静力学原理确定。根据飞机的几何外形，计算出飞机在水中的排水重量(浮力)和排开水的形心(浮心)。根据阿基米德原理所计算出的飞机排水重量(浮力)等于飞机重量加上渗漏入机内的水的重量减去飞机水上迫降时的结构丧失(如襟翼丧失、吊舱丧失)重量，而浮心是计及渗漏和结构丧失后的飞机重心。对各种可能的漂浮姿态角和参考水线位置的组合，按上述方法可算出一组相应的排水重量和重心，直到包括所有可能的排水重量和重心范围为止。这样我们可以得到以姿态角和参考水线位置为双参数的飞机排水重量随重心变化的曲线，飞机漂浮曲线建立后，一旦知道了飞机水上迫降时的重量和重心，根据其漂浮综合曲线就可以确定飞机的漂浮姿态角和参考水线(吃水深度)。漂浮特性计算是基于静水状态下进行。

漂浮时间计算

漂浮时间直接与飞机的渗漏有关。许多因素影响渗漏，例如：水上迫降时水载荷引起的结构破损、机身下部各种门的压力密封阻止渗漏的能力和通气口、排水口位置等。先需找出一切可能的渗漏源，对它们逐一进行分析、计算和实验检查。确定哪些是渗漏源后，求出各自的渗漏面积，再根据流体力学原理按下式计算出着水后这些渗漏源流入机内的水流量：

$$Q = \rho A - (2gh)^{1/2}$$

式中：Q——水流量(kg / s)

ρ ——水的质量密度(kg / m³)

A——进水口截面积(m²)

g——重力加速度(m / s²)

h——压力头(m)

• 飞机水上迫降漂浮时间的确定：从飞机在水面上停下来的时刻开始到水线到达应急出口为止所经历的时间。

• 水密度规定：1000 kg / m³。

5.2.3 模型试验参数

水上迫降动态模型试验模拟的力、惯量矩、质量、时间、下降速度、加速度和压力等参数按傅氏数等效值要求进行。国外资料介绍，取模型比例为入(模型比例按水池大小而定，尽可能取大)，其下降速度、惯量矩等比例关系见表 1。

计算工况讨论^[3]

参赛队号 # 1742

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

降落速度、飞行速度、降落仰角与机体结构响应的关系

本文中分析了不同降落速度、飞行速度和降落仰角条件下，飞机撞击水面后机体结构响应随时间变化的规律，具体的降落速度设定为 5、10、15、20 m/s，飞行速度设定为 30、60、90、120 m/s，降落仰角设定为 3°、6°、9°、12°。降落速度改变时，飞行速度和降落仰角分别为 70 m/s、6°；飞行速度改变时，降落速度和降落仰角分别为 5 m/s、6°；降落仰角改变时，降落速度和飞行速度分别为 5、70 m/s。不同降落速度、飞行速度和降落仰角下，机身应力随时间的变化规律如图 3 所示。从图中可以看到，不同降落速度、飞行速度和降落仰角下，机身结构应力随时间的变化规律基本相同。在飞机撞击水面的瞬间，机身结构应力达到最大值，随后应力值迅速下降，这个过程非常短暂，随后应力值趋于平缓。另外，随降落速度的增大，机身结构应力的最大值也不断增大。飞机水面降落过程中机身变形程度随时间变化的规律采用机身长度变化来描述，如图 4 所示。从图中可以看到，撞击水面后，机身结构由最初状态到最大变形再回复到最初状态的变形过程非常短暂。飞机尾部首先受力后，尾部沿飞行方向的速度减小，飞机头部由于惯性前冲，机身长度增大。随着飞机飞行速度和降落速度的迅速减小，机身的变形也迅速回复，机身长度变化回复到最初值，随后机身长度变化没有明显的改变。另外，随着降落速度的增大，飞机的最大变形程度增大。本文中飞机入水后机身结构响应随时间的变化规律与 K. Hughes 等[1]得到的直升机底板撞水的结构响应以与无人驾驶航空器入水的结构响应随时间的变化规律基本一致。

参赛队号 # 1742

5.2.4 降落速度、飞行速度、降落仰角对机体结构响应的影响

通过降落速度、飞行速度和降落仰角对机体结构响应影响程度的对比，拟和不同降落速度、飞行速度和降落仰角下，机身结构应力和机身变形的最大值进行对比。采用 3 种降落条件初始值(5m / s、30 m / s、3°)的倍数口关系描述降落参数的变化。从图中可以看到，随着降落速度的增大，机体结构响应的变化最明显，降落仰角次之，飞行速度的影响最小。机体结构所受冲击力由下式得到

$$F(\theta) = F_v \cos(\theta) + F_h \sin(\theta)$$

式中：， F_v 为飞机所受降落方向冲击力； F_h “为飞机所受飞行方向冲击力； θ 为降落仰角。

随着降落速度的增大，飞机所受的降落方向冲击力增加，由于飞机的降落仰角很小，该力垂直于机身的分量 $F_v \cos(x)$ 很大，因此，降落速度的增大对机身结构响应影响很大。

随着降落仰角的增大，飞机所受飞行方向冲击力垂直于机身的分量 $F_h \sin(x)$ 逐渐增大；同时，在降落方向上，飞机受到冲击力垂直于机身的分量 $F_v \cos(x)$ 逐渐减小。由于飞行速度远大于降落速度，飞行方向的冲击力也远大于降落方向的冲击力，飞行方向冲击力垂直于机身分量的增大值大于降落方向冲击力垂直于机身分量的减小值。因此，随着降落仰角的增大，机身结构响应增大。但与降落速度相比，影响不太明显。随着飞行速度的增大，虽然飞机所受的飞行方向冲击力增加，但是由于飞机的降落仰角很小，该力垂直于机身的分量 $F_h \sin(x)$ 很小，因此，增加飞行速度对机身结构响应的影响最小。

在水上迫降最理想的方向是与海浪平行，这样可以减少海浪的冲击力。但是风向一般是与海浪方向垂直的，所以与海浪平行降落的飞机必然要受侧风的影响。

垂直于海浪降落的情况，如果是顺风，也就是顺着海浪的方向的时候，飞机在接近水面时是低速飞行，机翼得不到足够的升力，容易失速坠入海中。如果是逆风，由于是对着海浪来的方向，飞机接触水面时，受到的冲击力增大，解体的可能性大。

当然，迫降是飞行员最后的选择，最主要的是要将接触水面是的飞机速度降到最小，理想是机尾部先接触水面，尽量通过与水面摩擦降低速度。现在的大多数飞机发动机都是吊装在机翼上的，所以发动机部分先于机翼接触水面时，会产生很大的阻力，容易使飞机解体。像 MD90 这样的发动机在尾部的飞机，由于后面较重，且发动机位置较高，相对的在迫降到水面时有利一些。所以根本的原则是，迎风迎浪，这样所产生的外部冲击力都只沿横轴一个轴向，最容易控制飞机状态。

6. 模型的仿真与求解

缩比模型与全尺寸客机的比例关系是基于假设：客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 准则相似准则：

其中：、为全尺寸客机的速度与长度；、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客机与缩比模型的转换关系。

参赛队号 # 1742

表 1 模型与真实客机参数转换关系

真机物理量		比率	模型值
名称	符号		
长			
力			
惯性矩			
质量			
时间			
速度			
线加速度		1	
角加速度			
压力			

根据以上模型与真实客机参数转换关系，分析模型可以得到下表。

表 2 不同俯仰角下客机水平速度

序号	俯仰角/ (°)	水平速度/ (m/s)
1	0	51.436
2	3	51.145
3	6	50.674
4	9	50.344
5	12	50.767
6	14	49.979

表 3 不同俯仰角下机体所受压力峰值模拟仿真结果

俯仰角/ (°)	0	3	6	9	12	14
压力峰值/ kPa	330	240	200	207	160	230

由上表可知在俯仰角为 12° 时，客机机体表面所承受压力峰值最小，因此，客机在水面迫降时的姿态应该是收起起落架，两翼保持水平状态，并且以 12° 的俯仰角作为最佳的着水姿态，使飞机承受最小的冲击力及表面压力。

由于以上两种模型所利用的条件有所差异，并且忽略的误差及其它水的粘滞阻力等

参赛队号 # 1742

因素的影响则可以认为模型所求解的结果为最佳姿态为：收起起落架，两翼保持水平状态，并且以 $9^{\circ}\sim 12^{\circ}$ 的最佳俯仰角着水。

7. 模型总结

飞机在海面迫降的过程中，最佳姿态是：

1. 发动机关闭，速度最小；
2. 起落架收起，前后缘襟翼采用最大偏角；
3. 两翼保持水平状态
4. 以 $9^{\circ}\sim 12^{\circ}$ 的最佳俯仰角着水。
5. 与海浪平行；

8. 模型总结

[1] 王勖成，有限单元法，北京市：清华大学出版社，2008 年。

[2] 张 韬，民用飞机水上迫降分析模型和数值仿真，南京航空航天大学学报，42(3): 392-394，2010 年。

[3] 吴世德 田彬 民用飞机水上迫降适航验证程序的研究。

[4] 胡大勇 杨嘉陵 王赞平 魏教育 童亚斌，某型飞机水上迫降数值化模型，北京航空航天大学学报，2008 年 12 月第 34 卷第 12 期。

[5] 刘少杰 彭岩 姚娟娟，客机水面迫降时的姿态，第一阶段论文。