

# 第四届数学中国数学建模网络挑战赛

地址：内蒙古数学会  
电话：0471-5220129

邮编：010021

网址：[www.tzmcm.cn](http://www.tzmcm.cn)  
Email：2011@tzmcm.cn

## 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](http://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：赵晶晶

队员 2：牛丽军

队员 3：刘晴

参赛队教练员（签名）：

参赛队伍组别：本科组

# 第四届数学中国数学建模网络挑战赛

地址：内蒙古数学会  
电话：0471-5220129

邮编：010021

网址：[www.tzmcm.cn](http://www.tzmcm.cn)  
Email: 2011@tzmcm.cn

## 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）：

1512

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    1512

所选题目    A

参赛密码 \_\_\_\_\_  
(由组委会填写)

# 第四届数学中国数学建模网络挑战赛

地址：内蒙古数学会

电话：0471-5220129

网址：[www.tzmcm.cn](http://www.tzmcm.cn)

邮编：010021

Email：2011@tzmcm.cn

## 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 客机于有风浪海面迫降的安全姿态和航向

关 键 词 飞机海上迫降姿态与航向 有限元分析 应力分析  
胡克定律

### 摘 要：

本文解决了飞机在海上迫降时的最佳姿态和航行问题。

我们将迫降问题分为两个阶段进行研究，第一阶段主要建立背风顺浪迫降模型，把飞机看作一个长方形刚体，忽略飞机的形变。在保证迫降中乘客安全的情况下，我们讨论采取何种落水姿态可以使冲击力最小，降低飞机损坏的可能。通过对飞机落水情况进行分析，我们确定飞机受到重力、阻力、浮力和风力，根据运动学方程，列出合力与加速度的关系，从微分角度入手，得出飞机受到的最小冲击力。

第二阶段是在第一阶段求得最小冲击力后，判断该最小冲击力是否会使飞机断裂。因为飞机即使在第一阶段分析中能够迫降成功，但是迫降过程中应力超出了飞机自身材料的承受范围，就会对飞机的结构造成灾难性的毁坏。如果不能保证飞机的塑性形变在材料允许的范围内，即使有足够的逃生的时间，也会由于机身自身的损毁进而危害乘客安全。在此过程中，运用有限元分析思想，将飞机离散化成五部分，通过查阅相关资料，我们只考虑主要因素，最后运用胡克定律计算出飞机由于弹性形变所产生的弹力，再由此计算机身的压强，判断出飞机能否承受该最小冲击力。

# 第四届数学中国数学建模网络挑战赛

地址：内蒙古数学会  
电话：0471-5220129

邮编：010021

网址：[www.tzmcm.cn](http://www.tzmcm.cn)  
Email: 2011@tzmcm.cn

---

## Abstract

This paper solves the problems of the best attitude and navigation when a plane lands on the sea without power.

We divided the analysis of the question into two stages. In the first stage, we establish the leeward shun waves model. The plane is seen as a rectangle, ignoring the plane deformation. To ensure the passengers' safety, we discussed what attitude can make the wallop to minimum, reducing the possibility of damages. The analysis of landing on the water makes us sure the gravity, resistance, buoyancy and the force of the wind. Then, based on the movement equations, we can figure out the relationship of resultant force and accelerated speed. After the analysis of what we said, we can have a result of the minimum force.

The second stage is after the first stage which have already figure out the force of impact, by judging whether the force will break the plane. By making sure that the plane can be land safely, we should figure out whether the material can stand the stress. If not, there will be a disaster. If we can't keep the shape of the plane, the escape will fail because the passengers can't open the door, even though they have the time to escape. In this progress, we have also used the idea of limited elements to separate the plane into five parts. And then, we only considered the main parts, so we simplify the question again. In the last, by using Hooke's law, we get a value of elastic force. Then, we can use this value to work out the pressure and judge whether the force is allowed by the plane.

## 一 问题重述

随着近年来飞机、直升机在近海或跨海使用越来越频繁，发生海上迫降和坠毁事故也逐渐增多。不同于第一阶段研究的在平静水面的迫降，客机在有风浪的海面迫降具有更高的危险性，众多被迫在海面降落的飞机都以机毁人亡收场。



2009年11月18日晚，澳大利亚33岁飞行员多米尼克-詹姆斯驾驶一架医疗运送飞机载5名乘客和机组人员飞往墨尔本时，遭遇恶劣天气，飞机无法在中途机场停靠加油，眼见燃油耗尽，机上乘客命悬一线，多米尼克凭借惊人的勇气和高超的技巧，驾机成功迫降太平洋海面，成功拯救了机上6人的性命，成为历史上飞机在海面迫降的罕有成功案例。



作为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，设计合理的迫降姿态和根据风向进行的正确的航向决策能更尽可能增加迫降成功率。

## 二、 问题分析

飞机失去动力在海面迫降分三个阶段：空中下落、撞击海面、减速至与海水相对静止。迫降的目的在于尽全力保证乘客安全，并能及时实施救援。考虑到撞击海面时海面对机身产生的强大冲击力会导致加速度超过的人承受能力、机身破裂解体、爆炸等安全威胁远远大于第一三阶段，因此我们将研究重点放在第二阶段。由于撞击后跳跃和第二次着水会使飞机失去操纵，情况复杂，我们假设无此种情况。

在有风浪的条件下，飞机迫降初速度一定时，其航向以及与浪形成的角度是冲击力的大小的决定性因素，下面我们将通过对飞机撞击海面过程建立模型求解出最佳俯仰角和航向。

在有风浪的海面上迫降时，飞机可以选择不同的入水方式并且可以根据风力方向，初步确定主涌浪的方向，飞机在迫降时，可以选择以下几种航向：迎风逆浪，背风顺浪。

(1)迎风逆浪：迎风会导致客机难以控制俯仰角导致机身翻转或失控，同时逆浪使飞机头部入水，容易造成机头被淹没，巨大的水压会直接使飞行员丧命，并由于浪和飞机的巨大相对速度导致飞机被瞬间吞没，因此这种姿态和航向不具有可行性。

(2)背风顺浪：入水姿态的不同又可分为三种情况：

a. 头部入水，导致尾部下沉，产生弯折，容易造成机身断裂，不宜采取。

b. 中部入水，机头会由于力矩被拉入水中，起落架收起则飞机引擎将会比机腹先接触水面，导致机身爆炸解体机毁人亡，不宜采取。

c. 尾部入水，即机身与浪成一定仰角虽然也存在很大的危险性，但我们通过查资料知道，一些专家建议飞行员在迫降时，采取尾部入水的方法。因此下面我们就只对尾部入水的姿态做详细的求解。设飞机仰角为 $\alpha$ ，主浪与水平面夹角为 $\theta$ ，如果 $\alpha$ 太小，飞机与水面相对的阻力较小，飞机容易在水面上发生跳跃现象，造成危险；如果 $\alpha$ 太大，飞机与水面的相对阻力变化很快，飞机头部将迅速的向下运动撞击并沉入水中。

## 三、 模型假设

1. 风力一定、平行于水平面且在迫降允许范围内
2. 空气压强为一个标准大气压，环境温度为 300K
3. 不考虑次级涌浪对迫降的影响
4. 客机在同一个垂直切面内滑翔。
5. 客机在迫降过程中除空气阻力外，没有遇到其他障碍物。
6. 飞机可以任意合适的的倾角与水面相接触
7. 飞机两翼与水平面得倾角相同，忽略左右两翼歪斜情况
8. 将飞机看做一个刚体，不会因为撞击而产生形变，但可以计算它所受到的力量。
9. 飞机上的乘客正常，所能承受的加速度极限值与正常人相同

## 四、 模型建立及求解

### 第一阶段

1. 第一阶段的模型建立：

撞击瞬时，选定飞机初速度，通过对撞击 0.5 秒内（经验证这一时间段内加速度达到峰值）的飞机受力情况求解出使冲击力最小的迫降角度

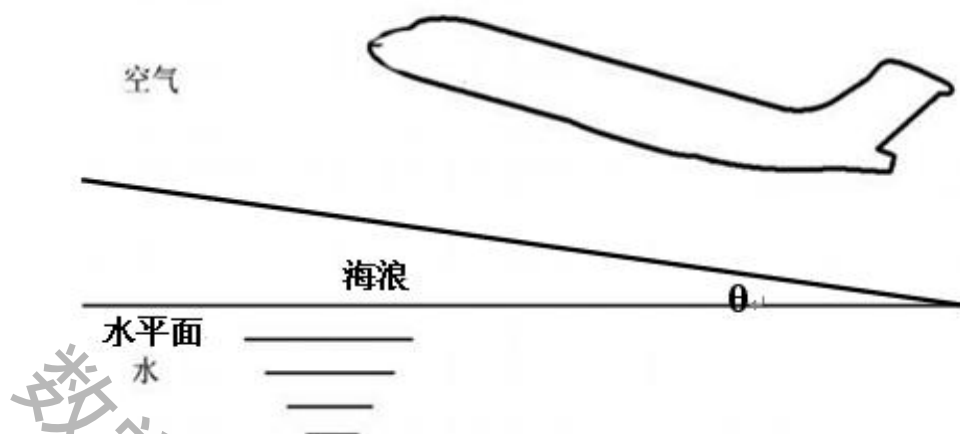
符号说明：

参赛队号#1512

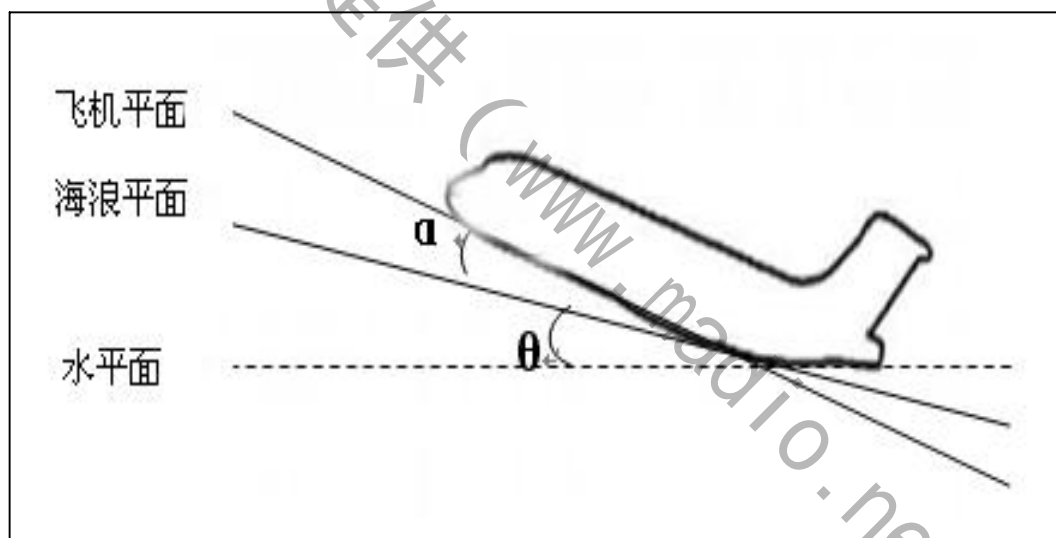
$F_N$	飞机与浪撞击过程中受到冲击力
$F_f$	飞机所受的浮力
$F_w$	飞机所受的风力
$v_x$	飞机与水面刚接触时水平方向的速度分量
$v_y$	飞机与水面刚接触时竖直方向的速度分量
$a_x$	飞机水平加速度
$a_y$	飞机铅直加速度
$V_p$	飞机进入水所排开的水的体积
$\rho_s$	海水的密度
$M$	飞机的质量
$G$	飞机的重力
$\theta$	海浪与水平面的夹角
$\alpha$	飞机与水面相接时的倾角
$a$	飞机的长度
$b$	飞机的宽度
$c$	机身的厚度
$x$	机身浸入水的长度
$y$	机身在水中浸没的高度
$S$	飞机的长与宽的乘积
$W_p$	风力作用在飞机上的风压
$V_w$	风的速度
$r$	空气重度
$t_1$	飞机着水时刻
$t_2$	加速度线性增加结束时刻

飞机在浪上迫降的过程图示（在飞机垂直于海平面所在纵截面上研究）：

1.1 专家介绍，造成飞行事故的是风切变，它占航空事故的20%左右，这是风的不连续性造成的，具有时间短、尺度小、强度大的特点<sup>[1]</sup>。因此，我们假设飞机迫降海面与海面接触之前，风速和风浪高度一定且高度在一定时间范围内保持不变，且为了减小飞机的最大纵向加速度和滑行距离，襟翼应该采用最大偏角，为了避免俯冲现象，起落架应该收起示意图如下：

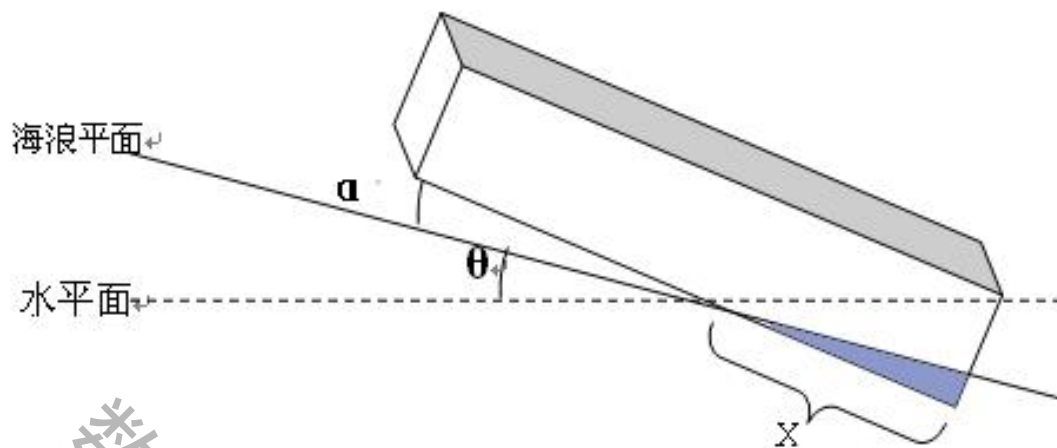


1.2 飞机与水面接触时，采取机尾先着水的姿势，并与涌浪成  $\alpha$  角



1.3 为了方便分析，把飞机简化成长方体刚体，下图为飞机迫降瞬时的简化模型，其中  $x$  为浸没长度， $y$  为浸没高度：





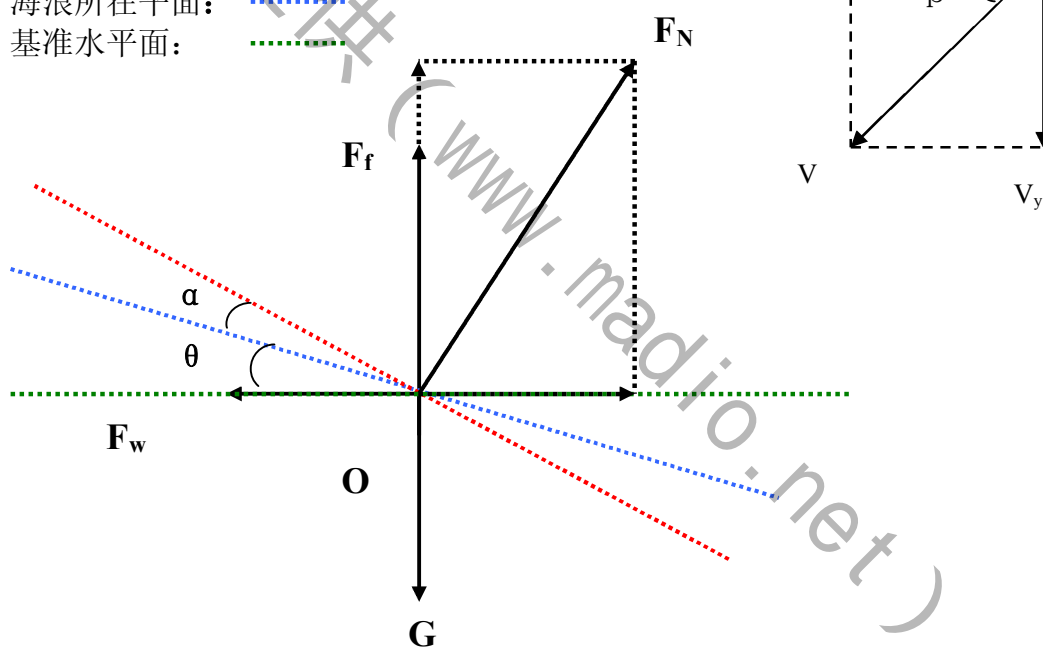
下面以  $O$  为质心对这个极短暂时刻进行受力分析：

•

机身所在平面：.....

海浪所在平面：.....

基准水平面：.....



如图  $O$  点为飞机的质心，飞机与浪撞击过程中受到冲击力  $F_N$ ，浮力  $F_f$ ，风力  $F_w$  自身重力  $G$  的作用。

①现将  $F_N$  分解到水平方向和竖直方向：

水平方向上有：

$$F_N \sin(\alpha + \theta) - F_w = Ma_x \quad (1)$$

竖直方向上有：

$$F_N \cos(\alpha + \theta) + F_f - G = Ma_y \quad (2)$$

②求飞机所受浮力  $F_f$ ：

由阿基米德原理可得下式：

$$dF_f = \rho_s g dV_p \quad (3)$$

对上式两边积分得：

$$F_f = \int_0^{\Delta t} \rho_s g dV_p \quad (4)$$

下面我们计算飞机落水排开水的体积，飞机落水后排开水的体积与飞机入水时的姿态和入水时间有关，我们建立了  $V_p$  与  $\alpha$ 、 $t$  的函数：

$$\begin{aligned} V_p &= V(\alpha, t) \\ &= \frac{b}{2} x^2 \tan \alpha \end{aligned} \quad (5)$$

飞机底部入水的长度  $x$  又可以利用飞机入水的深度  $y$  来表示：

$$y = x \sin(\alpha + \theta) - x \cos(\alpha + \theta) \tan \theta \quad (6)$$

飞机入水深度  $y$  对  $t$  的一阶导数即为飞机的铅直速度  $V_y$

$$\frac{d^2 y}{dt^2} = a_y \quad (7)$$

符号表达式为：

联立式 (3) (4) (5) (6) (7) 得：

$$F_N = \frac{b \tan \alpha}{2} \left( \frac{\int_0^{\Delta t} \int_0^{\Delta t} a_y dt}{\sin(\alpha + \theta) - \cos(\alpha + \theta) \tan \theta} \right)^2 \quad (8)$$

②求风对飞机的作用力  $F_w$

在标准大气压下（气压为 1013hPa, 为 15℃），作用在飞机上的风压<sup>[3]</sup>为：

$$W_p = \frac{r \times v_w^2}{2g} \quad (9)$$

得作用在飞机上的作用力为：

$$F_w = W_p \times S \sin(\alpha + \theta)$$

$$= \frac{r \times v_w^2}{2g} \times S \times \sin(\alpha + \theta) \quad (10)$$

将式 (8) (10) 带入式 (1) (2)，最终求得：

$$\begin{cases} F_N \sin(\alpha + \theta) - \frac{r \times v_w^2}{2g} \times S \times \sin(\alpha + \theta) = Ma_x \\ F_N \cos(\alpha + \theta) + \frac{b \tan \alpha}{2} \left( \frac{\int_0^{\Delta t} \int_0^{\Delta t} a_y dt}{\sin(\alpha + \theta) - \cos(\alpha + \theta) \tan \theta} \right)^2 - G = ma_y \end{cases}$$

解得：

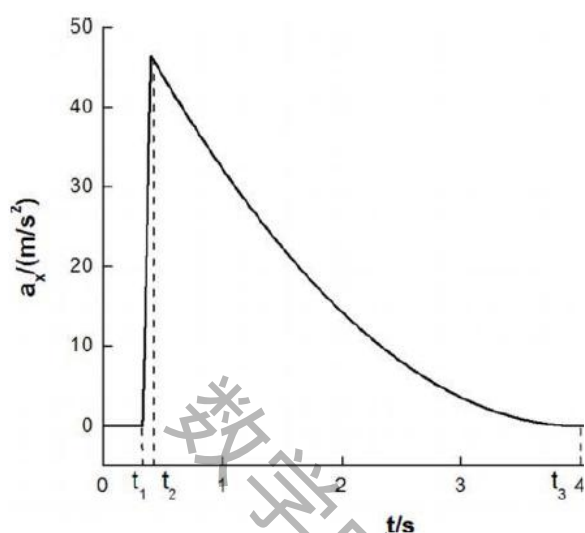
$$F_N = \frac{M(a_y + a_x) + \frac{r \times v_w^2}{2g} \times S \times \sin(\alpha + \theta) - \frac{b \tan \alpha}{2} \left( \frac{\int_{t_1}^{t_2} \int_{t_1}^{t_2} a_y dt}{\sin(\alpha + \theta) - \cos(\alpha + \theta) \tan \theta} \right)^2 + G}{\sin(\alpha + \theta) + \cos(\alpha + \theta)} \quad (11)$$

其中根据W inn and Koh lman 的研究成果<sup>[2]</sup>，水上迫降过程中可取飞机加速度随时间变化的表达式如下：

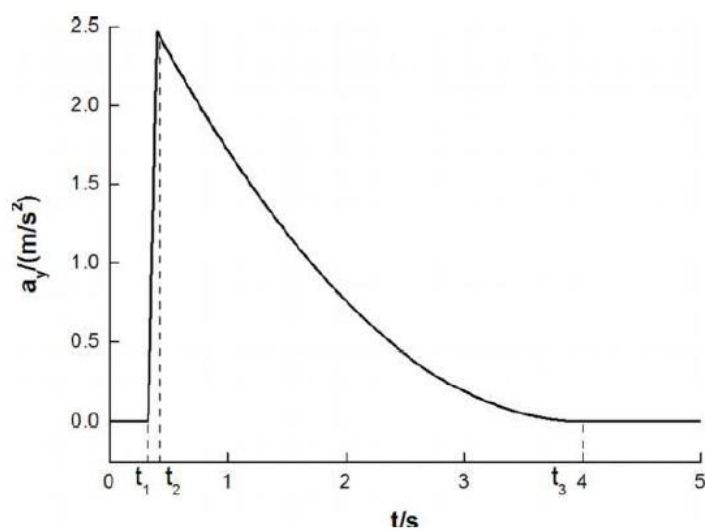
$$a_x = \begin{cases} 0, & 0 < t < t_1 \\ m(t - t_1), & t_1 < t < t_2 \\ \frac{m(t_2 - t_1)}{(t_2 - t_3)^2} (t - t_3)^2, & t_2 < t < t_3 \\ 0, & t_3 < t \end{cases}$$

$$a_y = \begin{cases} 0, & 0 < t < t_1 \\ n(t - t_1), & t_1 < t < t_2 \\ \frac{n(t_2 - t_1)}{(t_2 - t_3)^2} (t - t_3)^2, & t_2 < t < t_3 \\ 0, & t_3 < t \end{cases}$$

其中， $t_1$  为飞机着水时刻， $t_2$  为加速度线性增加的结束时刻， $t_3$  为加速度减小到零的时刻， $m$  和  $n$  分别为表征纵向（ $x$  向）和法向（ $y$  向）加速度线性增加幅度的特征值。加速度随时间的变化曲线如下：



(1) 水平加速度



(2) 铅直加速度

可知我们研究的  $t_1 - t_2$  (0.5s 内) 瞬时的  $a_x$  和  $a_y$  的峰值分别为  $2.5\text{m/s}^2$  和  $46\text{m/s}^2$

2. 第一阶段的模型求解:

2.1 根据有效数据给出如下规划:

我们采取民航中机型 A320 进行研究 (数据见附录):

机身长度:  $a=37.57\text{m}$  机身宽度:  $3.95\text{m}$  高度:  $11.76\text{m}$  最大载重:  $77000\text{kg}$

涌浪与水平面夹角  $\theta$  为一定值:  $\theta=6^\circ$

假设风力为 4 级有风速:  $v_w=7\text{m/s}$

选取时间:  $t_2-t_1=0.5\text{s}$  重力加速度  $g=9.8\text{N/s}$  空气重度  $r=0.01225\text{kN/m}^3$

2.2 将已知量代入 (11) 式的如下函数:

$$F_N = \frac{3734500 + 4545 \sin(\alpha + \theta) - 261 \tan \alpha \left( \frac{1}{\sin(\alpha + \theta) - \cos(\alpha + \theta) 0.105} \right)^2 + 754600}{\sin(\alpha + \theta) + \cos(\alpha + \theta)}$$

分别取  $\alpha + \theta = 41^\circ$ 、 $43^\circ$ 、 $45^\circ$ 、 $47^\circ$ 、 $49^\circ$  用 matlab 进行模型的求解 (过程见附录)

从模型求解的结果来看,  $\alpha + \theta$  从  $41^\circ$  到  $49^\circ$  的变化中飞机所受冲击力先减小后增大, 且使冲击力最小对应的角为  $45^\circ$ , 此时冲击力  $F_N = 3176200\text{N}$

## 第二阶段

第二阶段实为对第一阶段结论的验证：

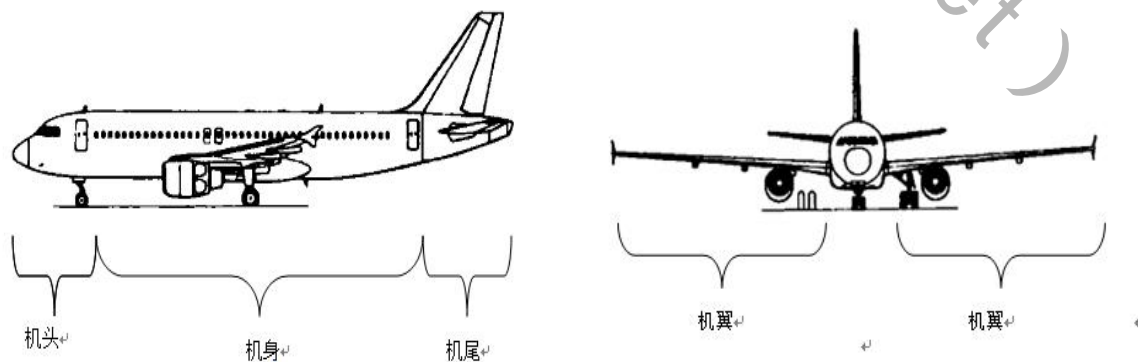
飞机所受应力分析（确保飞机在多种外力作用下机身不变形或发生断裂）：

符号说明：

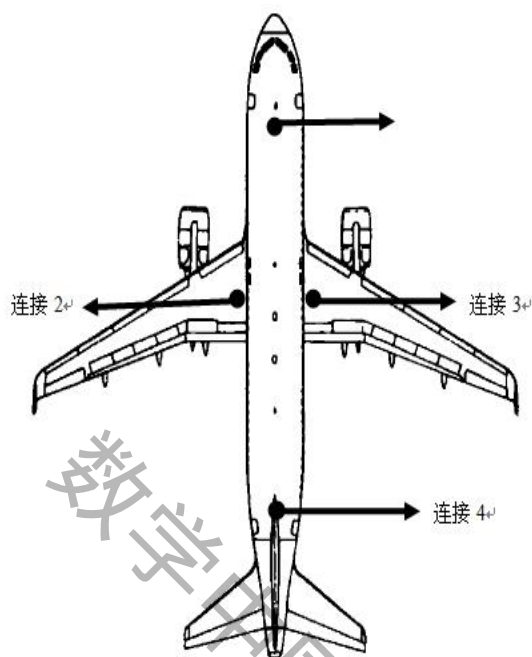
$\tau_{ij}$	剪应力
$\Delta F_j$	j 方向上的力
$\Delta A_i$	I 方向上的受力面积
$M_h$	飞机机头的质量
$M_b$	飞机机身的质量
$M_w$	飞机机尾的质量
$\tau_{bh}$	机头和机身连接面上的剪应力
$\tau_{wb}$	机身和机尾连接面上的剪应力
G	切变模量
$\gamma$	剪应变变量
E	杨氏模量
$\mu$	泊松系数
$\Delta_x$	飞机型变量
$\varepsilon$	剪应变变量函数
F	弹力
F(t)	弹力关于时间的函数
P	压强
S	面积

1. 由于飞机与水面接触瞬间，飞机所受到的水的冲击力远远大于飞机受到的浮力和风力，因此，此阶段分析飞机所受应力仅仅考虑主要因素，并因此判断飞机各个部分是否能承受应力所造成的冲击，并且保持机身不变形。

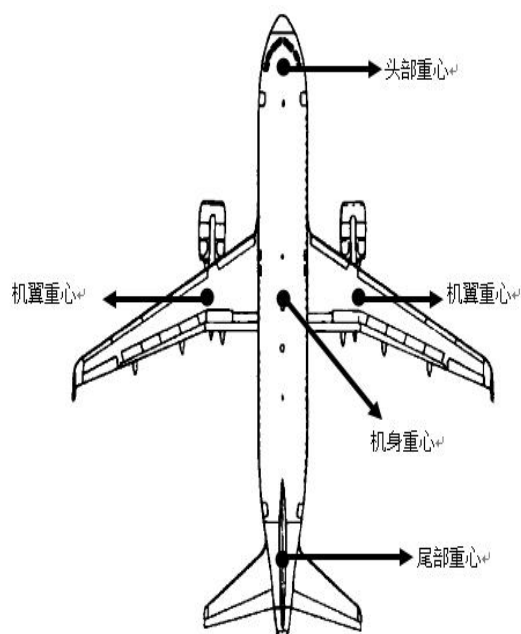
2. 利用有限元方法的思想，可将飞机分为五部分——机头、机身、机翼 1、机翼 2 和机尾。研究表明：五个部分的连接部分最为脆弱，因此，如果飞机迫降过程中，五部分的连接部分若能保持完好，则迫降成功。下面对飞机五部分进行相关假设，如下图：



飞机离散化模型

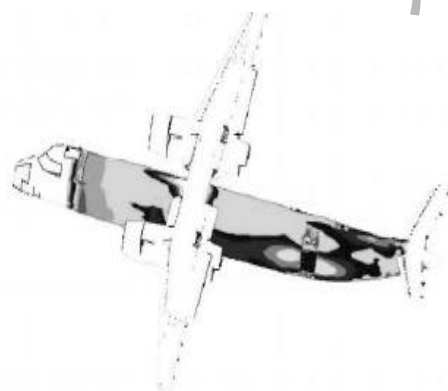


机身连接点分布图



机身各部分重心分布图

模型有限元机制才用铝，飞机所承受应力以及各个部分材料所承受极限压强如下：



409  
354  
300  
245  
191  
136  
82  
27

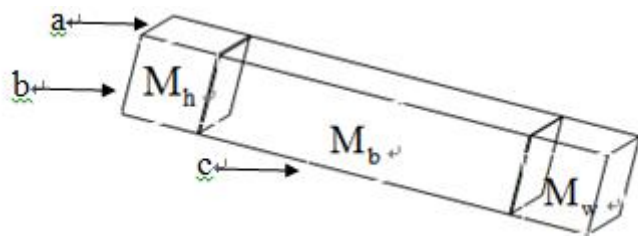
材料		$E /$ MPa
LY12	板材	68 000
	型材	71 000
LD10	锻件	71 000
	LD5	71 000
LC4	板材	66 000
刚体		200 000

研究表明机翼与机体的连击部分在飞机迫降过程中为次要决定因素，因此，此阶段将机身简化成一个长方体刚体。

有第一阶段得冲力垂直于飞机的纵轴，因此应力为剪应力，计算公式为：

$$\tau_{ij} = \lim_{\Delta A_i \rightarrow 0} \frac{\Delta F_j}{\Delta A_i} \quad (1)$$

其中， $\tau_{ij}$ 表示应力； $\Delta F_j$ 表示在  $j$  方向的施力； $\Delta A_i$ 表示在  $i$  方向的受力面积。



$M_h$  为飞机头部的质量， $M_b$  为飞机机体的质量， $M_w$  为飞机尾部的质量。  
单位面积上的应力<sup>[4]</sup>为：

$$\tau_{bh} = \lim_{\Delta A_i \rightarrow 0} \frac{\Delta F_h}{\Delta A_b} \quad (2)$$

$$\tau_{wb} = \lim_{\Delta A_i \rightarrow 0} \frac{\Delta F_b}{\Delta A_w} \quad (3)$$

对  $\tau_{ij}$  进行积分得飞机接触面上的应力为：

$$\tau = \frac{dF}{dA_{ij}} \quad (4)$$

当分析飞机机身和飞机机尾的连接面的应力时，将飞机机头和飞机机身看作是一个整体，所受合外力为飞机迫降时水面对飞机的冲力。冲力和飞机机身和机尾的连接面平行，因此此时飞机所受应力为剪应力此时飞机产生的应变为剪应变，此间应变用  $\gamma$  角表示，飞机迫降时产生的应力使机身材料产生剪应变，剪应力与剪应变的关系符合胡克定律：

$$\tau = G\gamma \quad (5)$$

其中  $G$  为切变模量，切变模量  $G$  和杨氏模量  $E$  之间的关系为：

$$G = \frac{E}{2(1+\mu)} \quad (6)$$

$\mu$  为泊松系数

对应变和应力做如下规定：剪应变均以  $d_x$  方向为基准，顺时针为正，逆时针为负，剪应变是无限纲量。

因此宏观变形与微观应变的关系为：

$$\Delta_x = \int_L \varepsilon dx \quad (7)$$

由于在飞机迫降过程中，飞机被假设为一刚性物体，且飞机材质为铝质，因此飞机截面所承受的压力为：

$$F = k\Delta_x \quad (8)$$

因此飞机机身材料所受到的压强为

$$P = \int_0^{ab} F AdA \quad (9)$$

当分析飞机机头和机身连接面时候，冲力距离所分析平面距离较远，冲力相对于连接面在某一极短时间内在误差允许的范围内是恒力：

$$P = \int_0^t F(t) sdt \quad (10)$$

有第一阶段结果可知  $F=3176200N$ ，取飞机的连接面积为  $46.2$  平方米（由飞机参数可得），铝的杨氏模量为  $7 \times 10^{10}$ ，泊松系数为  $0.333$ ，可求的  $P \approx 10\text{Mpa}$ ，由飞机的极限应力分布可知，飞机在此姿态和航向下形变在允许范围内，因此，此模型合理。

## 五、模型的优缺点分析

### 5.1 模型的优点分析

- 1、通过已有结论将模型研究的时间范围尽量缩短，使分析简洁化。
- 2、利用物理知识结合数学积分方法分析问题显得比较直观，容易理解。
- 3、模型分两个阶段，第二阶段是对第一阶段的验证，过程较完整，说服力强。

### 5.2 模型的缺点分析

- 1、模型建立过程中忽略了许多次要因素，存在一些误差。
- 2、模型理想化，在实际应用上有一定局限性。

## 六、参考文献

- 【1】《影响飞机飞行的六大因素》 <http://wenku.baidu.com/view/473c64eb19e8b8f67c1cb9be.html>
- 【2】屈秋林、刘沛清、郭保东等《某型客机水上迫降的着水冲击力学性能数值研究》
- 【3】 <http://wenku.baidu.com/view/7612497202768e9951e73825.html>
- 【4】漆安慎、杜婵英《力学》（第二版）高等教育出版社



## 七、附录

附录一：

```
a=41;(4489100+4545*sin(pi*a/180)-261*tan(pi*(a-6)/180)/((sin(pi*a/180)-cos(pi*a/180)*0.105).^2))/(sin(pi*a/180)+cos(pi*a/180))
```

```
ans=3.1837e+006
```

```
a=43;(4489100+4545*sin(pi*a/180)-261*tan(pi*(a-6)/180)/((sin(pi*a/180)-cos(pi*a/180)*0.105).^2))/(sin(pi*a/180)+cos(pi*a/180))
```

```
ans =3.1780e+006
```

```
a=45;(4489100+4545*sin(pi*a/180)-261*tan(pi*(a-6)/180)/((sin(pi*a/180)-cos(pi*a/180)*0.105).^2))/(sin(pi*a/180)+cos(pi*a/180))
```

```
ans =3.1762e+006
```

```
a=47;(4489100+4545*sin(pi*a/180)-261*tan(pi*(a-6)/180)/((sin(pi*a/180)-cos(pi*a/180)*0.105).^2))/(sin(pi*a/180)+cos(pi*a/180))
```

```
ans = 3.1782e+006
```

```
a=49;(4489100+4545*sin(pi*a/180)-261*tan(pi*(a-6)/180)/((sin(pi*a/180)-cos(pi*a/180)*0.105).^2))/(sin(pi*a/180)+cos(pi*a/180))
```

```
ans = 3.1841e+006
```

附录二：

参赛队号#1512

机型	A318-100	A319-100	A320-100	A321-100
机师数	2	2	2	2
座位数	117 (1级) 107 (2级)	142 (1级) 124 (2级)	180 (1级) 150 (2级)	220 (1级) 185 (2级)
长度	31.45米 (103呎2吋)	33.84米 (111呎)	37.57米 (123呎)	44.51米 (146呎)
翼展	34.10米 (111呎10吋)	34.10米	34.10米	34.10米
后掠角	25°	25°	25°	25°
高度	12.56米 (41呎2吋)	11.76米 (38呎7吋)	11.76米	11.76米
客舱宽度	3.70米 (12呎1吋)	3.70米	3.70米	3.70米
机身宽度	3.95米 (13呎)	3.95米	3.95米	3.95米
空重	39300公斤	40600公斤	42400公斤	48200公斤
最大起飞重量	68000公斤 (149600磅)	75500公斤 (166500磅)	77000公斤 (169000磅)	93500公斤 (206100磅)
巡航速率	0.78马赫	0.78马赫	0.78马赫	0.78马赫
最大速率	0.82马赫	0.82马赫	0.82马赫	0.82马赫
MTOW所需跑道长度	1355米 (4448呎)	1950米 (6398呎)	2090米 (6857呎)	2180米 (7152呎)
满载航距	5950公里 (3200海里)	6800公里 (3700海里)	5700公里 (3100海里)	5600公里 (3000海里)
最大燃油容量	23860升 (6300美国加仑)	29840升 (7885美国加仑)	29680升 (7842美国加仑)	29680升 (7842美国加仑)
实用升限	12000米 (39000呎)	12000米	12000米	12000米
涡扇引擎	普惠PW6122A 或 CFM International CFM56-5	International Aero Engines IAE V2500或 CFM International CFM56-5	同A319	同A319