

DOI: 10.3901/JME.2022.15.216

# 舰载飞机着舰挂索成功率计算方法研究<sup>\*</sup>

彭一明<sup>1,2</sup> 印寅<sup>2</sup> 魏小辉<sup>1,2</sup> 聂宏<sup>1,2</sup>

(1. 南京航空航天大学机械结构力学及控制国家重点实验室 南京 210016;  
2. 南京航空航天大学飞行器先进设计技术国防重点学科实验室 南京 210016)

**摘要:** 舰载飞机着舰拦阻过程是一个复杂且危险过程, 存在诸多不确定因素, 这导致了着舰拦阻可靠性分析的困难。为了使着舰拦阻可靠性分析更加准确和有效, 以某型舰载飞机为研究对象, 建立了飞机着舰挂索动力学模型, 并通过动力学试验结果验证了模型的准确性。然后对动力学模型进行批量仿真, 得到建立代理模型所需的样本点。最后, 利用支持向量机法建立了拦阻钩挂索可靠性的代理模型, 并用蒙特卡罗方法进行了着舰挂索可靠性分析, 计算出挂索成功率。该分析方法及其结果可为舰载飞机的顶层参数设计和拦阻系统的可靠性研究提供参考。

**关键词:** 舰载飞机; 拦阻; 动力学; 代理模型; 可靠性

**中图分类号:** V226

## Research on the Calculation Method of the Success Rate of Carrier-Based Aircraft Landing and Hooking Cable

PENG Yiming<sup>1,2</sup> YIN Yin<sup>2</sup> WEI Xiaohui<sup>1,2</sup> NIE Hong<sup>1,2</sup>

(1. State Key Laboratory of Mechanics and Control of Mechanical Structures, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016;  
2. Key Laboratory of Fundamental Science for National Defense-Advanced Design Technology of Flight Vehicle, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016)

**Abstract:** The arresting process of carrier-based aircraft landing is a complex and dangerous process, which includes many uncertain factors, so it is difficult to analyze the reliability of landing arresting. In order to make the analysis of the landing arresting reliability more accurate and effective, a certain type of carrier-based aircraft is taken as the research object, establishes a dynamic model of the aircraft landing and hooking cable, and verifies the accuracy of the model through the dynamic test results. Then perform batch simulation on the dynamic model to obtain the sample points needed to establish the proxy model. Finally, the proxy model of the reliability of the arresting hook hooking cable is established by using the support vector machine method, and the Monte Carlo method is used to analyze the reliability of the landing and hooking cable, and the success rate of hooking cable is calculated. The analysis method and its results can provide reference for the design of the top-level parameters of the carrier-based aircraft and the reliability research of the arresting system.

**Key words:** carrier-based aircraft; arrest; dynamic; proxy model; reliability

## 0 前言

飞机着舰拦阻成功与否很大程度上取决于飞机

拦阻钩钩住拦阻索的能力, 影响舰载飞机拦阻钩挂索成功率的因素非常多, 加上海上工作环境复杂, 任何一个因素都有可能导致挂索失效。据已报道的舰载飞机事故调查报告显示, 着舰末端过程发生事故的情况占 40% 以上<sup>[1]</sup>, 事故主要原因包括拦阻钩挂索失败、拦阻索断裂等。显然, 保证拦阻钩成功挂上拦阻索极其重要。

舰载飞机着舰拦阻过程是一个多学科耦合过

<sup>\*</sup> 中央高校基本科研业务费专项资金(NT2022002)、中国博士后科学基金面上资助(2019M651827)、江苏省自然科学基金(BK20220910)、国防卓越青年科学基金(2018-JCJQ-ZQ-053)和国家自然科学基金(52172368)资助项目。20210913 收到初稿, 20220320 收到修改稿

程, 其着舰拦阻过程具有不确定因素多、复杂程度高、失效机理多、失效概率低等众多特点。杨全伟<sup>[2]</sup>提出影响飞机挂索成功率的两个重要因素: 拦阻钩首次碰撞甲板钩头越过的甲板长度和拦阻钩弹跳高度。关于拦阻钩碰撞反弹的研究, 国内外学者进行了大量的研究, 早在 20 世纪 50 年代, THOMLINSON<sup>[3]</sup>通过拦阻钩的几何运动关系建立微分方程, 求解得到拦阻钩的反弹特性; 后来学者们引入了碰撞理论<sup>[4-8]</sup>, 对模型进行了改进, 建立了拦阻钩碰撞反弹动力学模型, 研究了各参数对碰撞反弹的影响。彭一明等<sup>[9-10]</sup>对拦阻钩碰撞反弹进行了理论和试验研究, 通过试验验证了飞机着舰参数对碰撞反弹特性的影响, 同时研究了拦阻钩缓冲器结构参数对碰撞反弹的影响。研究发现, 拦阻钩缓冲器可以有效控制碰撞反弹的高度, 更加有利于拦阻钩成功挂索。

国内外学者们对拦阻动力学进行了大量的研究。LEASK<sup>[11]</sup>建立了舰载机拦阻索与拦阻钩垂直啮合情况下的拦阻着舰数学模型, 该模型采用海军 E-28 型拦阻机进行建模分析, 得到了拦阻对象、绳索系统及绳索带盘所受的载荷及运动情况。张鑫等<sup>[12]</sup>、张澍森等<sup>[13]</sup>、李启明等<sup>[14]</sup>进行了拦阻动力学计算分析; 罗青等<sup>[15]</sup>、张萍等<sup>[16]</sup>、谢朋朋等<sup>[17]</sup>考虑弯折波在拦阻钢索中的传播以及拦阻机液压阻尼作用, 建立舰载机拦阻着舰拦阻数学模型, 研究舰载机拦阻过程中的动力学响应。张声伟等<sup>[18]</sup>、彭一明等<sup>[19]</sup>研究了舰载飞机拦阻过程中的安全特性问题。这些研究均是假设拦阻钩已经成功挂索, 研究着舰参数对飞机和拦阻系统动力学响应以及安全特性的影响。如何定量的给出着舰参数对挂索成功率的影响, 进行着舰拦阻可靠性分析, 从公开的文献看, 尚无学者进行相关研究。

在可靠性分析时, 由于可靠性函数是隐式的, 传统的一阶二次矩方法是不可用的。对着舰拦阻过程的分析通常是通过在时域中对微分方程进行迭代, 而不是得到具体的可靠性函数。对于隐式函数, 蒙特卡罗方法和代理模型方法都被广泛采用。蒙特卡罗方法简单、结果准确<sup>[20-23]</sup>, 但对于失效概率较低并且复杂的着舰拦阻系统, 计算量巨大。代理模型法计算量小、简单、准确, 在隐式函数可靠性分析中得到了广泛的应用。其中支持向量机法有较强的小样本学习能力, 泛化能力突出<sup>[24-26]</sup>。

本文针对某型舰载飞机, 建立飞机着舰挂索动力学模型, 基于起落架落震试验和拦阻钩碰撞反弹试验对动力学模型进行验证。在各仿真参数的取值

边界内, 使用试验设计法(Design of experiments, DOE)对模型进行批量计算, 得到建立代理模型所需的样本点。在此基础上, 建立挂索失效概率极限状态方程, 采用支持向量机法拟合隐式函数获得代理模型, 用蒙特卡洛法对代理模型进行可靠性计算, 得到挂索成功率。

## 1 舰载飞机着舰挂索动力学建模

飞机着舰挂索动力学模型主要基于多刚体动力学理论, 模型主要包括起落架子模型、拦阻钩子模型、机身子模型、拦阻索子模型和甲板子模型。本文主要对起落架、拦阻钩、拦阻索进行了精细化建模, 重点考虑了起落架与甲板、起落架与拦阻索、拦阻钩与甲板、拦阻钩与拦阻索之间的相互作用。

### 1.1 飞机起落架动力学模型

飞机起落架动力学模型如图 1 所示, 起落架缓冲器为油气式缓冲器, 缓冲器作用力包括空气弹簧力、油液阻尼力和结构限制力, 即

$$F_s = F_a + F_h + F_l \quad (1)$$

式中  $F_s$ ——缓冲器作用力;  
 $F_a$ ——空气弹簧力;  
 $F_h$ ——油液阻尼力;  
 $F_l$ ——结构限制力。



图 1 前、主起落架动力学模型

空气弹簧力的表达式<sup>[9]</sup>为

$$F_a = A_a \left[ P_0 \left( \frac{V_0}{V_0 - A_a s} \right)^n - P_{atm} \right] \quad (2)$$

式中  $A_a$ ——压气面积;  
 $P_0$ ——缓冲器初始填充压强;  
 $V_0$ ——缓冲器初始充气容积;  
 $P_{atm}$ ——当地大气压强;  
 $s$ ——缓冲器行程。

缓冲器的油孔为变油孔, 且带有侧油孔, 则油液阻尼力的表达式为

$$F_h = \frac{\rho_{oil} A_h^3 \dot{s}}{2C_d^2 A_d^2} |\dot{s}| + \frac{\rho_{oil} A_{hs}^3 \dot{s}}{2C_{ds}^2 A_n^2} |\dot{s}| \quad (3)$$

式中  $\rho_{oil}$ ——油液密度;  
 $A_h$ ——缓冲器压油面积;  
 $A_d$ ——主油腔油孔面积;  
 $C_d$ ——主油腔油孔缩流系数;  
 $A_{hs}$ ——缓冲器回油腔压油面积;  
 $A_n$ ——回油腔油孔面积;  
 $C_{ds}$ ——回油腔油孔缩流系数。

缓冲器结构限制力  $F_l$  可表示为

$$F_l = \begin{cases} k_l s & (s < 0) \\ 0 & (0 \leq s \leq s_{\max}) \\ k_l (s - s_{\max}) & (s > s_{\max}) \end{cases} \quad (4)$$

式中  $k_l$ ——结构限制力刚度系数;  
 $s_{\max}$ ——缓冲器最大行程。

轮胎力学特性也是影响飞机起落架着陆性能的重要因素, 建立较为准确的轮胎力模型对整个起落架的精细化建模至关重要。

本文使用的轮胎力模型是基于点接触理论<sup>[9]</sup>建立的, 该轮胎模型可以对轮胎的动态性能、路面形状与胎面的接触等进行准确描述, 轮胎力的计算方法如图 2 所述。

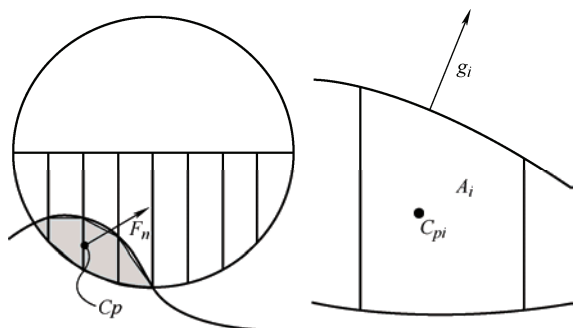


图 2 轮胎垂向力计算方法示意图

在机轮轮盘平面内, 将轮胎分成若干窄条形单元, 每个受压单元分别计算压缩面积  $A_i$ 。以  $A_i$  为权重系数, 计算各单元受压部分的质心坐标矢量  $C_{pi}$  的加权平均值和受力的方向矢量  $g_i$  的加权和的方向, 作为轮胎力的作用点  $C_p$  和方向  $g$ , 如式(5)、式(6)。

$$C_p = \frac{\sum A_i C_{pi}}{\sum A_i} \quad (5)$$

$$g = \frac{\sum A_i g_i}{\left| \sum A_i g_i \right|} \quad (6)$$

## 1.2 飞机拦阻钩动力学模型

拦阻钩纵向缓冲器为油气式缓冲器, 其建模方

法与起落架缓冲器建模类似, 在计算缓冲器作用力时只需将油液阻尼力的公式(3)换成式(7)即可, 其他作用力计算方法与起落架缓冲器作用力相同。

$$F_h = \frac{\rho_{oil} A_{zh}^3 \dot{s}}{2C_d^2 A_{zd}^2} |\dot{s}| \quad (7)$$

式中  $A_{zh}$ ——拦阻钩缓冲器压油面积;  
 $A_{zd}$ ——缓冲器油孔面积。

在着舰过程中, 拦阻钩钩头会与甲板发生碰撞再反弹, 接触力模型如果是非线性的, 模型要根据 Hertz 接触模型来建立<sup>[27]</sup>。钩头与甲板之间的碰撞力

$$F = |\delta|^{1.5} K \operatorname{sgn}(\delta) \quad (8)$$

式中  $\delta$ ——接触点的变形量;  
 $K$ ——法向刚度。

## 1.3 拦阻索动力学模型

在主起落架机轮触地之前, 拦阻钩如果没有钩住某一根拦阻索, 那么它面对的下一根索将是被飞机机轮碾压后的绳索, 机轮碾压后绳索的振动对挂索可靠性的影响也不容忽视<sup>[3]</sup>。为了考虑机轮压索和拦阻钩挂索的动力学行为, 本文使用有限段法建立拦阻索模型<sup>[28-29]</sup>。将拦阻索沿着自身轴线方向离散成若干个刚性单元, 拦阻索离散单元具有相同的质量和转动惯量属性, 如图 3 所示。离散单元的质量惯量属性由拦阻索自身的截面尺寸和线密度决定, 每一个拦阻索离散单元具有独立的运动自由度。

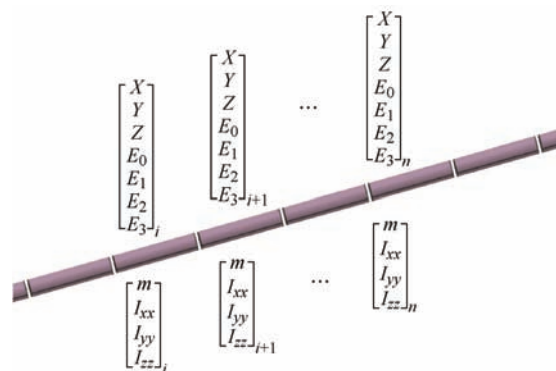


图 3 拦阻索离散单元

相邻的拦阻索离散单元之间沿着轴线方向、主轴平面内、截面内添加拉伸、弯曲和扭转三个方向的线性刚度和线性阻尼, 刚度和阻尼取值由下式确定

$$K_{axial} = \frac{K_{0axial}}{l_{seg}} \quad C_{axial} = \frac{C_{0axial}}{l_{seg}} \quad (9)$$

$$K_{bending} = \frac{K_{0bending}}{l_{seg}} \quad C_{bending} = \frac{C_{0bending}}{l_{seg}} \quad (10)$$

$$K_{twist} = \frac{K_{0twist}}{l_{seg}} \quad C_{twist} = \frac{C_{0twist}}{l_{seg}} \quad (11)$$

式中  $K_{0axial}$  ——单位长度的索的拉伸刚度;  
 $l_{seg}$  ——索离散单元的无量纲长度;  
 $C_{0axial}$  ——单位长度索的轴向拉伸阻尼;  
 $K_{0bending}$  ——单位长度的索的弯曲刚度;  
 $C_{0bending}$  ——单位长度索的弯曲阻尼;  
 $K_{0twist}$  ——单位长度的索的扭转刚度;  
 $C_{0twist}$  ——单位长度索的扭转阻尼。

#### 1.4 动力学模型计算流程

以起落架为例, 介绍动力学模型的计算流程。根据输入的初始条件, 确定飞机机身和起落架各部件的相互位置关系及运动速度、飞机的姿态角及其对应的角速度。根据飞机质心和起落架轮心位置, 通过坐标系转化, 得到缓冲器轴向压缩行程和压缩速度, 由此得到缓冲器轴力。根据轮心位置和舰船质心位置, 通过坐标系转动得到轮胎径向压缩量和压缩速度, 加上轮胎转动角速度、飞机侧滑速度等参数, 得到此时的包括航向摩擦力、侧向摩擦力轮胎力、垂向作用力等轮胎地面载荷。

将所有力全部转化到机体坐标系中, 加上各作用点在机体坐标系中相对位置, 根据系统运动微分方程, 得到在机体坐标系下飞机质心、起落架轮心的加速度和飞机的姿态角角加速度, 将所得加速度进行坐标转化, 得到飞机在地面坐标系下的各个加速度, 对飞机质心、起落架轮心进行速度和加速度积分, 得到下一时刻各点的位置和速度, 类似的可以得到下一时刻的姿态角和姿态角角速度, 所得结果作为下一时刻的初始条件继续计算下去, 直到算到指定时间。

## 2 动力学模型的验证

本文通过起落架落震试验和拦阻钩碰撞反弹试验对动力学模型进行验证, 将动力学仿真结果与试验结果进行对比, 对比的数据为前、主起落架落震试验关键技术指标和拦阻钩碰撞反弹高度和碰撞载荷, 校验动力学模型的准确性。

#### 2.1 起落架模型校验

落震动力学仿真参数与落震试验一致, 下沉速度为 6 m/s, 试验可供对比的技术指标包括缓冲器最大行程、重心处最大下沉量、轮胎最大压缩量和轮胎总载荷峰值, 前、主起落架仿真结果与试验结果对比如表 1 和 2 所示。

从表 1 和表 2 可以看出, 与落震试验结果相比,

前起落架仿真模型的 4 个主要技术指标误差均小于 3%, 主起落架仿真模型的 3 个主要技术指标误差均小于 6%, 表明起落架动力学模型较为精确, 可用于全机着舰动力学模型。

表 1 前起落架落震仿真结果与试验结果对比

技术指标	仿真值	试验值	相对误差(%)
缓冲器最大行程/mm	441.3	442.1	0.2
重心处最大下沉量/mm	473	474	0.2
轮胎最大压缩量/mm	64.8	64.8	0
轮胎总载荷峰值/kN	299.35	290.48	-3.0

表 2 主起落架落震结果比较

技术指标	仿真值	试验值	相对误差(%)
缓冲器最大行程/mm	390	385	-1.3
重心处最大下沉量/mm	497	483	-2.8
轮胎总载荷峰值/kN	497	470	-5.4

#### 2.2 拦阻钩碰撞反弹动力学模型校验

拦阻钩碰撞反弹试验方案如图 4 所示, 将拦阻钩安装在吊篮侧面, 将吊篮提升到一定高度自由释放, 用来模拟拦阻钩碰撞时的下沉速度; 吊篮下方的缓冲器模拟主起落架对机身的缓冲作用; 钩头下方的圆盘沿飞机逆航向转动, 碰撞点处钩头与圆盘相对线速度, 用来模拟飞机着舰时的接合速度。

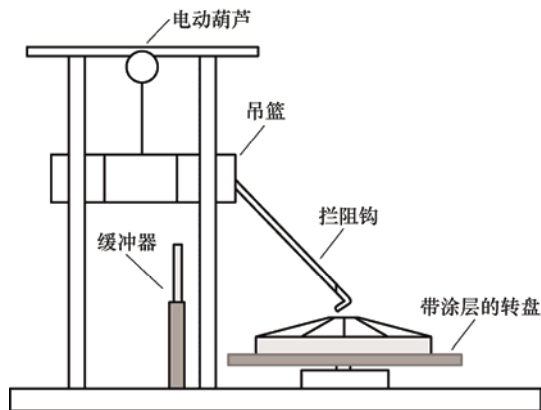


图 4 拦阻钩碰撞反弹试验示意图

拦阻钩与钩头碰撞后反弹跳上前方的平台, 避免钩头与圆盘长时接触摩擦, 如图 5 所示。

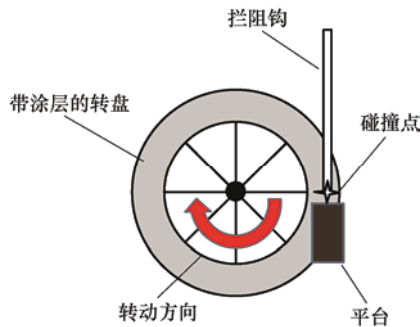


图 5 碰撞盘俯视图



进行拦阻钩碰撞反弹动力学仿真,飞机的下沉速度、啮合速度和拦阻钩缓冲器的充填参数均与碰撞反弹试验工况一致,将仿真结果与试验结果进行

对比,对比的参数为钩头碰撞反弹最大高度,如表 3 所示。

表 3 仿真结果与试验结果的对比

工况	下沉速度 /(m/s)	接合速度 /(m/s)	充气压力 /MPa	弹跳高度		
				仿真值/mm	试验值/mm	误差(%)
1	6.3	55	1	69	66	4.55
2	6.3	55	2	53.1	50.6	4.94
3	5.0	55	2	41.8	40	4.5
4	3.6	55	2	26.9	27.5	-2.18

通过仿真结果与试验结果的对比,误差均小于 5%,表明本文的拦阻钩碰撞反弹动力学模型较为精确,可用于拦阻钩碰撞反弹动力学仿真分析。

### 3 挂索成功率计算方法

基于舰载飞机着舰挂索动力学模型,下一步对拦阻钩挂索成功率进行计算分析。本文仅考虑挂着舰点前方第一根索的成功率,对于第一根索没挂上再挂第二根索的概率不予考虑。本文只针对着舰拦阻过程中拦阻钩挂索的可靠性进行分析,至于成功挂索后拦阻系统的可靠性不作为本文的研究内容。即假定钩挂索后拦阻系统均为可靠,分析的重点在于拦阻钩能否成功挂上拦阻索。

飞机在着舰过程中挂索失败主要因为拦阻钩直接越过拦阻索或者与甲板碰撞后弹跳过高越过拦阻索,挂索成功有两种情况:一种是拦阻钩直接进入钩喉;另一种是拦阻钩撞上钩臂后滑入钩喉。

由于拦阻索和拦阻索在仿真过程中一直在三维空间中运动,如果以拦阻钩与拦阻索之间的相对位置作为功能函数,建模比较复杂且误差较大;而以拦阻索与拦阻钩的接触作为功能函数可以简洁明了地判断是否成功挂索。首先在拦阻钩上确定一个接触的区域,只要拦阻索与该区域有接触,就可以成功挂索,如图 6 所示。该区域与拦阻索建立接触力  $f$ ,只有  $f$  大于零时才被认定为拦阻索能够进入钩喉,挂索成功。

因此,基于拦阻钩索之间的接触力建立拦阻钩挂索的可靠性功能函数为

$$g(\mathbf{x}) = \begin{cases} 1 & f(\mathbf{x}) > 0 \\ 0 & f(\mathbf{x}) = 0 \end{cases} \quad (12)$$

式中  $f$  ——钩索之间的接触力;  
 $\mathbf{x}$  ——影响挂索可靠性的关键参数。

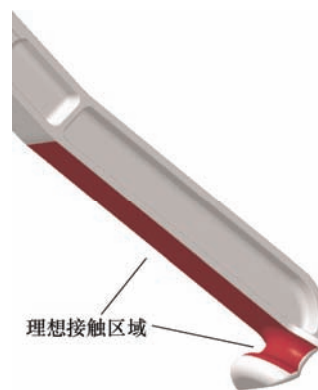


图 6 拦阻钩挂索理想接触区域

由功能函数表达式可知,  $f(\mathbf{x}) > 0$  即为挂索成功,  $f(\mathbf{x}) = 0$  即为挂索失效。对于这种非线性分类问题,本文采用支持向量机法进行拦阻钩挂索的可靠性分析。

#### 3.1 支持向量机法的可靠性分析方法

由于拦阻钩挂索的动力学代理模型可以转化为用 1 代表挂索成功,用 0 代表挂索失败的成败型模型,因此该代理模型本质上是一个经典的非线性分类问题。同时支持向量机法(Support vector machine, SVM)能够把复杂的非线性化问题,通过升维将其转化为高维的线性分类问题,所以 SVM 在非线性分类问题上有很好的处理能力。但值得注意的是, SVM 的计算精度依赖于失效边界处的样本的数量与精度,因此需要在失效边界处密集选取样本点。

SVM 核心思想就是使样本空间中的高度非线性化函数转化为特征空间中的线性化函数,即将非线性回归问题转化为线性回归问题,具体来说就是通过非线性映射  $\varphi$ ,将低维的样本空间  $\mathbf{X}$  投影到高维的特征空间  $\mathbf{Z}$ ,以此处理非线性回归问题,图 7

展示了具体的映射过程。

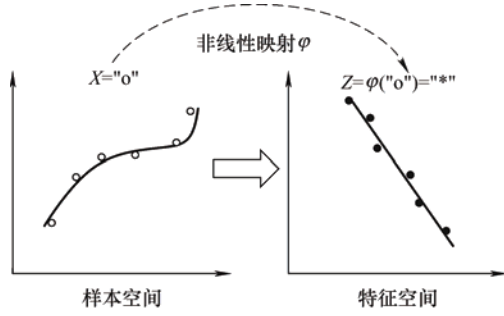


图 7 回归样本空间到特征空间的非线性映射

通过映射，将特征空间的样本转化为线性相关以后，就可以将寻找最优回归超平面问题被简化为二次凸规划问题

$$\min \left\{ \frac{1}{2} \|\mathbf{W}\|^2 + C \sum_{i=1}^l (\xi_i + \xi_i^*) \right\} \quad (13)$$

约束条件

$$y_i - [\mathbf{W} \cdot \varphi(\mathbf{X}_i)] - b \leq \varepsilon + \xi_i \quad (14)$$

$$[\mathbf{W} \cdot \varphi(\mathbf{X}_i)] + b - y_i \leq \varepsilon + \xi_i^* \quad (i=1, \dots, l) \quad (15)$$

$$-\xi_i \leq 0 \quad (16)$$

$$-\xi_i^* \leq 0 \quad (17)$$

式中  $\mathbf{W}$  ——划分超平面法向量；

$b$  ——待定常数；

$\varepsilon$  ——回归分析中的不敏感误差值；

$\xi_i, \xi_i^*$  ——超出  $\varepsilon$  的松弛变量；

$C$  ——惩罚系数；

$l$  ——样本个数。

通过 Lagrange 函数可以解决含有约束条件的优化问题，并能够得到如下的对偶问题：

$$\max \left\{ \begin{aligned} & -\frac{1}{2} \sum_{i=1}^l \sum_{j=1}^l (\alpha_i - \alpha_i^*)(\alpha_j - \alpha_j^*)(\varphi(\mathbf{X}_i) \cdot \varphi(\mathbf{X}_j)) \\ & -\varepsilon \sum_{i=1}^l (\alpha_i + \alpha_i^*) + \sum_{i=1}^l y_i (\alpha_i - \alpha_i^*) \end{aligned} \right\} \quad (18)$$

约束条件

$$\sum_{i=1}^l (\alpha_i^* - \alpha_i) = 0 \quad (19)$$

$$0 \leq \alpha_i, \alpha_i^* \leq C \quad (20)$$

式中  $\alpha_i, \alpha_i^*$  ——引入的 Lagrange 乘子。

通过求解上述优化问题，求出对应系数  $\alpha_i, \alpha_i^*$  和  $b$  的值，即得到最优解。因此回归估计函数表达如下

$$\begin{aligned} g(\mathbf{X}) & \approx f(\mathbf{X}) = (\mathbf{W} \cdot \mathbf{X}) + b \\ & = \sum_{\text{support vector}} (\alpha_i - \alpha_i^*)(\varphi(\mathbf{X}_i) \cdot \varphi(\mathbf{X}_j)) + b \\ & = \sum_{\text{support vector}} (\alpha_i - \alpha_i^*) K(\mathbf{X}_i, \mathbf{X}_j) + b \end{aligned} \quad (21)$$

式中， $K(\mathbf{X}_i, \mathbf{X}_j)$  为满足 Mercer 条件的核函数，它有效地处理了由于非线性映射产生的维数灾问题，通过无需求解非线性映射函数的显示表达式替换了非线性映射函数内积计算。

Mercer 核很多，比较常见的有柯西函数核、多项式核、高斯函数核、拉普拉斯函数核、平方正弦函数核以及双曲正割函数核等，其中高斯函数核具有相当高的灵活性，是使用最为广泛的核函数，因此本文应用高斯核函数核来解决此次问题，其表达式如下

$$K(\mathbf{X}, \mathbf{Y}) = e^{-\gamma \sum_{i=1}^n (x_i - y_i)^2} \quad (22)$$

### 3.2 代理模型的建立与验证

SVM 需要一定数量的样本点才能够生成代理模型。这些采样点需要满足以下两个要求：①取值范围尽可能多的被覆盖，使获得的代理模型更加准确；②在失效边界处尽量密集选取。

国军标<sup>[30]</sup>并没有对着舰点与索的距离  $X_d$  进行描述，仅对舰载飞机着舰时的下沉速度、偏航角、接合速度、俯仰角、滚转角、偏心度的分布情况进行了描述。本文对于第一根索没挂上或者再挂第二根索的概率不予考虑，仅考虑挂着舰点前方第一根索的成功率。航母上两根索的间距通常为 12 m，所以  $X_d$  的取值范围为  $0 < X_d < 12$  m。某型舰载机的进场速度为 195 km/h，因此仿真计算时各参数的取值，如表 4 所示。

表 4 仿真计算中各参数的取值范围

变量	最小值	最大值
接合速度 $V_E$ /(m/s)	56.4	63
下沉速度 $V_d$ /(m/s)	0.8	6.2
俯仰角 $\theta_P$ /(°)	2	4
滚转角 $\theta_R$ /(°)	-5	5
偏航角 $\theta_Y$ /(°)	-3	3
偏离中心目标的距离 $d$ /m	-4.2	4.2
着舰点与索的距离 $X_d$ /m	0	12

在各参数的取值边界内对仿真工况进行试验设计，对动力学模型进行批量计算。首先在取值范围内进行大间隔的撒点计算，找出失效边界所在的区

域；然后在失效边界所在的区域内进行小间隔的撒点计算，在失效边界附近获得更多的样本点。本文共计算得到的 84 916 个样本点，取 50% 的样本点进行支持向量机的分类计算，得到拦阻钩挂索动力学仿真代理模型，然后将剩下 50% 的样本点作为测试集进行验证，该代理模型成功预测了 42 458 个样本点，准确度达到了 100%，如图 8 所示。结果表明，该代理模型的精度满足计算要求，可以用来进行拦阻钩挂索成功率计算。

```
optimization finished, #iter = 9286786
nu = 0.000025
obj = -46609292.683624, rho = -46.325062
nSV = 1864, nBSV = 0
Total nSV = 1864
Accuracy = 100% (42458/42458) (classification)
时间已过 265.974072 秒.
```

图 8 支持向量机代理模型计算结果

## 4 结果与分析

针对某个确定的机型，其进场速度一定，接合速度、俯仰角、滚转角、偏航角、偏心率等 5 个参数均符合正态分布，而下沉速度也可近似认为符合正态分布<sup>[30]</sup>，根据各参数的取值范围可以确定其分布函数如表 5 所示。

在可靠性计算中，按照表 5 给出的正态分布函数对各参数进行取值，有文献[31]指出着舰点的位置也服从正态分布，但是未表明其均值及标准差的确定方法，因此本文对着舰点与索的距离的均值和标准差进行设计分析，分析其不同均值和标准差对挂索成功率的影响。

针对拦阻钩挂索成功率的求解，采用蒙特卡洛法进行求解分析。针对各个变量的分布形式和分布参数对其进行随机抽样，抽样点的数量选取为 100 万。

表 5 仿真计算中各参数的分布函数

变量	均值	标准差
接合速度 $V_E/(m/s)$	59.7	1.1
下沉速度 $V_V/(m/s)$	3.5	0.9
俯仰角 $\theta_P/(^\circ)$	3	0.3
滚转角 $\theta_R/(^\circ)$	0	1.6
偏航角 $\theta_Y/(^\circ)$	0	1
偏离中心目标的距离 $d/m$	0	1.4

### 4.1 着舰点与索的距离均值对挂索成功率的影响

分析拦阻钩索距均值变化对拦阻钩挂索成功率的影响，选取均值为 2 m, 4 m, 5 m, 6 m, 8 m, 10 m，标准差均为 0.5 m，进行失效概率的仿真分析，可靠性计算采用蒙特卡洛法进行仿真，随机抽样 100 万次，可靠性分析结果如表 6 和图 9 所示。

仿真结果表明，随着着舰点与索距离由近及远，挂索成功率呈先增大后减小再增大的变化趋势，其中  $X_d$  为 4~6 m 的落点区间时成功率最高，接近 100%；但当着舰点在 8 m 周围区间时，挂索成功率最低，失效概率高达 30.12%。随机选取一部分  $X_d = 8$  m 的工况进行仿真，从仿真数据上可以看出，挂索失败的情况均是拦阻钩达到时拦阻索附近时发生二次弹跳，而此时拦阻索紧贴地面还未弹起。

表 6  $X_d$  的均值对挂索成功率的影响

	标准差(0.5 m)					
着舰点与索的距离均值/m	2	4	5	6	8	10
挂索成功率(%)	86.56	98.84	99.99	99.81	69.88	89.05

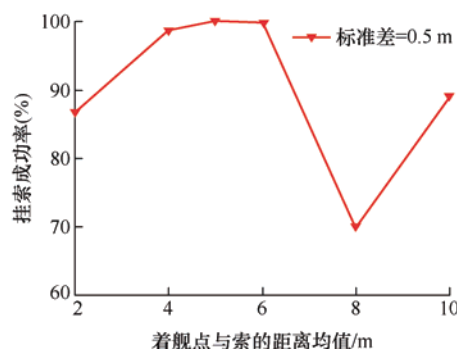


图 9  $X_d$  的均值对挂索失效概率的影响结果

### 4.2 着舰点与索的距离标准差对挂索成功率的影响

假设  $X_d = 6$  m 处为该机型着舰时的理想着舰点，标准差分别选取 0.1 m, 0.5 m, 1 m, 1.6 m 四个工况对拦阻钩挂索成功率进行计算，以分析标准差对挂索成功率的影响。采用蒙特卡洛法进行仿真，随机抽样 100 万次，可靠性分析结果如表 7 和图 10 所示。

表 7  $X_d$  的标准差对挂索成功率的影响结果

	均值(6 m)			
着舰点与索的距离标准差/m	0.1	0.5	1	1.6
成功概率(%)	99.96	99.81	97.31	93.64

仿真结果表明，当  $X_d = 6$  m 时，随着标准差的

增大, 挂索失效概率逐渐增大。原因在于,  $X_d = 6\text{ m}$  处原本为挂索成功率较高的设计区域, 倘若随着外部环境因素或飞行员操控因素影响, 使得落点标准差较大的时候, 实际落点有可能会落到挂索成功率较低的区域, 比如  $X_d = 8\text{ m}$  处, 就会出现大批的挂索失败。相反, 标准差较小就不会让飞机的落点超出挂索成功的区域范围外。

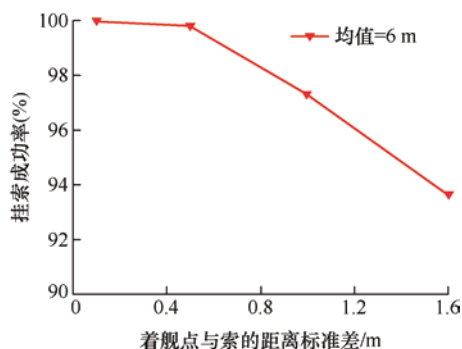


图 10  $X_d$  的标准差对挂索成功率的影响结果

#### 4.3 着舰点与索的距离平均值和标准差对挂索成功率的影响

由上两节的结果不难看出, 飞机着舰点位置对拦阻钩挂索的成功与否有着极为重要的影响。本小节将综合考虑  $X_d$  均值和标准差共同影响下, 对拦阻钩挂索成功率的影响。

$X_d$  均值分别选取 2 m、4 m、5 m、6 m、8 m、10 m 等六工况, 标准差分别选取 0.1 m、0.5 m、1.0 m、1.6 m 等四个工况对拦阻钩挂索成功率进行计算, 结果如表 8 和图 11 所示。

表 8  $X_d$  的均值和标准差对挂索成功率的影响结果

挂索成功率		索距标准差/m			
		0.1	0.5	1.0	1.6
着舰点 与索的 距离均 值/m	2	0.857 8	0.865 6	0.889 8	0.916 3
	4	1.000 0	0.988 4	0.967 5	0.952 6
	5	1.000 0	0.999 9	0.991 1	0.960 2
	6	0.999 6	0.998 1	0.973 1	0.936 4
	8	0.622 2	0.698 8	0.788 9	0.836 5
	10	0.909 6	0.890 5	0.825 6	0.816 4

仿真结果表明, 从整体上看在着舰点距拦阻索的距离均值对挂索成功概率影响大概分为三个区域,  $X_d < 4\text{ m}$  区域挂索成功概率较低,  $4\text{ m} < X_d < 6\text{ m}$  区域基本都能够成功挂索, 而  $X_d > 6\text{ m}$  区域又会出现部分失效工况, 特别是

$X_d = 8\text{ m}$  附近会出现大概率失效的情况。对于  $X_d$  标准差的影响而言, 需要分两种情况考虑: 第一, 对于  $4\text{ m} < X_d < 6\text{ m}$  理想着舰区间而言, 随着标准差的增大会降低挂索成功概率, 原因是标准差的增大大事实上增大了  $X_d$  的不确定范围, 进而使得原本挂索成功概率较高的区域(例如  $4\sim 6\text{ m}$ )也会有较大概率落入  $X_d < 4\text{ m}$  或  $X_d > 6\text{ m}$  的低成功概率区域。第二, 值得注意的是, 对于  $X_d = 8\text{ m}$  的工况, 由于标准差的增大, 反而使得该区域的工况会大概率地落入高成功概率区域, 因而该工况下的挂索成功概率会随着标准差的增大而增大。

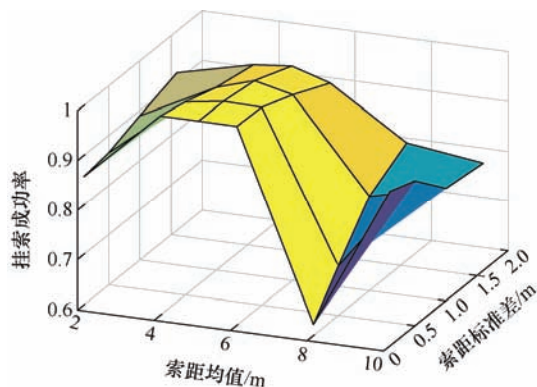


图 11  $X_d$  的均值和标准差对挂索成功率的影响结果

## 5 结论

本文建立了舰载飞机着舰挂索动力学模型, 并通过试验进行了验证。采用支持向量机法建立了着舰挂索代理模型, 进行了挂索成功率计算。在本文的计算边界内, 得到了如下结论, 并给出了理想着舰工况的建议。

(1) 舰载飞机着舰点与索的距离是影响拦阻钩挂索成功与否的关键因素, 钩触舰时距目标索的距离均值为  $4\sim 6\text{ m}$  时, 挂索成功率接近 100%, 距离小于  $4\text{ m}$  或大于  $6\text{ m}$  时挂索成功率逐渐降低。理想着舰区域应该在距离索  $4\sim 6\text{ m}$  区域内。

(2) 在理想着舰区域的同时降低着舰点与索的距离标准差值可以降低着舰点的不确定性, 使挂索成功率得到保障; 在非理想着舰区域的同时增加着舰点与索的距离标准差值可以提高着舰点的不确定性, 可能使挂索成功率相应增大。

(3) 本文提出了一种基于代理模型的挂索成功率计算方法, 计算效率较蒙特卡洛法有了大幅提升, 计算结果真实有效, 可用于舰载飞机的顶层参数设计和拦阻系统的可靠性研究。



## 参 考 文 献

- [1] 杨一栋. 舰载飞机进场着舰规范评估[M]. 北京: 国防工业出版社, 2006.  
YANG Yidong. Review of the carrier approach criteria [M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2006.
- [2] 杨全伟. 舰载飞机拦阻钩载荷实测方法研究[J]. 航空学报, 2015, 36(4): 1162-1168.  
YANG Quanwei. Research flight measurement method of a carrier-based aircraft hook loads[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2015, 36(4): 1162-1168.
- [3] THOMLINSON J. A study of the aircraft arresting-hook bounce problem[R]. The Principal Director of Scientific Research(Air) M O S, 1954.
- [4] 柳刚, 聂宏. 拦阻钩初次碰撞道面反弹动力学[J]. 航空学报, 2009, 30(9): 1672-1677.  
LIU Gang, NIE Hong. Dynamics of arresting hook bounce after initial touchdown and impacting with deck [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2009, 30(9): 1672-1677.
- [5] ZHU Qidan, MENG Xue, ZHANG Zhi. Simulation Research on motion law of arresting hook during landing[J]. Applied Mechanics and Materials, 2013, 300-301.
- [6] 柳刚, 聂宏. 飞机拦阻钩碰撞动力学和拦阻钩纵向阻尼器性能[J]. 航空学报, 2009, 30(11): 2093-2099.  
LIU Gang, NIE Hong. Dynamics of bounce of aircraft arresting hook impacting with deck and performance of arresting hook longitudinal damper[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2009, 30(11): 2093-2099.
- [7] 范学伟, 吴永康, 吴少波, 等. 拦阻钩触舰反弹动态分析及缓冲性能研究[J]. 飞机设计, 2015, 35(1): 6-12.  
FAN Xuewei, WU Yongkang, WU Shaobo, et al. A research on collision process of arresting hook and cushioning properties of the buffer[J]. Aircraft Design, 2015, 35 (1): 6-12.
- [8] 豆清波, 杨正权, 刘继军, 等. 拦阻钩缓冲器动力学性能试验研究与分析[J]. 机械科学与技术, 2019, 38(8): 1307-1312.  
DOU Qingbo, YANG Zhengquan, LIU Jijun, et al. On the gas compression polytropic index variation of oil-gas type landing gear based on drop test[J]. Mechanical Science and Technology, 2019, 38(8): 1307-1312.
- [9] PENG Yiming, XIE Pengpeng, WEI Xiaohui, et al. Dynamics test research of bounce of carrier-based aircraft arresting hook[J]. Applied Science-Basel, 2020, 10(24): 9033.
- [10] 彭一明, 张钊, 魏小辉, 等. 结构参数对拦阻钩碰撞反弹动力学影响分析[J]. 航空学报, 2021, 42(7): 224406.  
PENG Yiming, ZHANG Zhao, WEI Xiaohui, et al. Dynamics influence analysis of structural parameters on impact and rebound of arresting hook[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2021, 42(7): 224406.
- [11] LEASK G M. Development of a mathematical performance prediction model for rotary-hydraulic-type arresting gears[R]. Naval Air Test Facility Lakehurst NJ, 1972.
- [12] 张鑫, 李玉龙, 刘元镭, 等. 飞机对中和偏心拦阻钩索动力学分析[J]. 机械强度, 2008, 30(4): 549-554.  
ZHANG Xin, LI Yulong, LIU Yuanyong, et al. Arresting hook and cable dynamics of aircraft arrest landing on or off center[J]. Journal of Mechanical Strength, 2008, 30(4): 549-554.
- [13] 张澍森, 金栋平. 飞机拦阻过程的非线性最优控制[J]. 航空学报, 2009, 30(5): 849-854.  
ZHANG Shusen, JIN Dongping. Nonlinear optimal control of aircraft arresting process[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2009, 30(5): 849-854.
- [14] 李启明, 冯蕴雯, 于立明. 飞机拦阻着陆动力学分析与仿真[J]. 计算机仿真, 2010, 27(1): 27-31.  
LI Qiming, FENG Yunwen, YU Liming. Kinetics analysis and simulation of aircraft arrested shore-landing[J]. Computer Simulation, 2010, 27(1): 27-31.
- [15] 罗青, 冯蕴雯, 冯元生. 基于弯折波的舰载机拦阻着舰动力学分析及仿真研究[J]. 机械强度, 2009, 31(4): 543-547.  
LUO Qing, FENG Yunwen, FENG Yuansheng. Dynamic analysis and simulation of carrier aircraft arrested deck-landing based on kink-wave[J]. Journal of Mechanical Strength, 2009, 31(4): 543-547.
- [16] 张萍, 金栋平. 计及弯折波的舰载机拦阻过程控制[J]. 航空学报, 2011, 32(11): 2008-2015.  
ZHANG Ping, JIN Dongping. Control of arresting process for carrier aircraft considering kink-wave[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2011, 32(11): 2008-2015.
- [17] 谢朋朋, 彭一明, 魏小辉, 等. 计及弯折波的舰载飞机偏心拦阻动力学分析[J]. 北京航空航天大学学报, 2020, 46(8): 1582-1591.  
XIE Pengpeng, PENG Yiming, WEI Xiaohui, et al. Dynamic analysis of off-center arrest for carrier aircraft considering kink-wave[J]. Journal of Beijing University of

- Aeronautics and Astronautics, 2020, 46(8): 1582-1591.
- [18] 张声伟, 段卓毅, 耿建中, 等. 阻拦索断裂对螺旋桨舰载机着舰安全影响数值分析[J]. 航空学报, 2019, 40(4): 21-30.
- ZHANG Shengwei, DUAN Zhuoyi, GENG Jianzhong, et al. Numerical analysis of the effect of block cable crack on landing safety on propeller carrier-based aircraft[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2019, 40(4): 21-30.
- [19] PENG Yiming, XIE Pengpeng, WEI Xiaohui, et al. Dynamic analysis and security characteristics of carrier-based aircraft arresting in yaw condition[J]. Applied Science-Basel, 2020, 10(4): 1253.
- [20] 王慧, 喻天翔, 雷鸣敏, 等. 运动机构可靠性仿真试验系统体系结构研究[J]. 机械工程学报, 2011, 47(22): 191-198.
- WANG Hui, YU Tianxiang, LEI Mingmin, et al. Research on the architecture of simulative experiment system formechnism motion reliability analysis[J]. Journal of Mechanical Engineering, 2011, 47(22): 191-198.
- [21] 王慧, 宋笔锋, 喻天翔. 基于多体仿真模型的运动机构可靠性仿真试验系统研究[J]. 宇航学报, 2011, 32(5): 1005-1011.
- WANG Hui, SONG Bifeng, YU Tianxiang. Investigation on experimental simulation system for mechanism motion reliability based on the multibody simulation model[J]. Journal of Astronautics, 2011, 32(5): 1005-1011.
- [22] 刘伟, 刘志群, 赵晓博, 等. 飞机舱门密封结构的气密可靠性研究[J]. 材料工程, 2012(4): 47-51.
- LIU Wei, LIU Zhiqun, ZHAO Xiaobo, et al. Air-tight reliability analysis of aero-port seal structure[J]. Journal of Materials Engineering, 2012(4): 47-51.
- [23] 王丹, 周亮, 孙志礼, 等. 基于蒙特卡洛方法的滚珠丝杠副运动可靠性分析[J]. 东北大学学报, 2012, 33(8): 1179-1181, 1185.
- WANG Dan, ZHOU Liang, SUN Zhili, et al. Motion reliability analysis of ball screw pair based on monte carlo method[J]. Journal of Northeastern University, 2012, 33(8): 1179-1181, 1185.
- [24] VAPNIK V N. An overview of statistical learning theory[J]. IEEE Transactions on Neural Networks, 1999, 10(5): 988-999.
- [25] ROCCO C M, MORENO J A. Fast Monte Carlo reliability evaluation using support vector machine[J]. Reliability Engineering & System Safety, 2002, 76(3): 237-243.
- [26] HURTADO J E, ALVAREZ D A. Classification approach for reliability analysis with stochastic finite-element modeling[J]. Journal of Structural Engineering, 2003, 129(8): 1141-1149.
- [27] 郑恩来, 张航, 朱跃, 等. 含间隙超精密压力机柔性多连杆机构动力学建模与仿真[J]. 农业机械学报, 2017, 48(1): 375-385.
- ZHENG Enlai, ZHANG Hang, ZHU Yue, et al. Dynamic modeling and simulation of flexible multi-link mechanism including joints with clearance for ultra-precision press[J]. Transactions of the Chinese Society for Agricultural Machinery, 2017, 48(1): 375-385.
- [28] CONNELLY J D, HUSTON R L. The dynamics of flexible multibody systems: A finite segment approach- I . The oretical aspects[J]. Computers & Structures, 1994, 50(2): 255-258.
- [29] CONNELLY J D, HUSTON R L. The dynamics of flexible multibody systems: A finite segment approach- II . Example problems[J]. Computers & Structures, 1994, 50(2): 259-262.
- [30] 中国人民解放军总装备部. 军用飞机结构强度规范第 4 部分: 地面载荷: GJB67.4A-2008[S]. 北京: 中国人民解放军总装备部, 2008: 4-5.
- The PLA General Armament Department. GJB 67.4A-2008 Military airplane structural strength specification Part 4: Ground loads[S]. Beijing: The PLA General Armament Department, 2008: 4-5.
- [31] 孟祥印. 飞行甲板总布置设计中的若干问题研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工程大学, 2011.
- MENG Xiangyin. The research on some key problems in general arrangement design of flight deck[D]. Harbin: Harbin Engineering University, 2011.

作者简介: 彭一明, 男, 1987 年出生, 博士后。主要研究方向为机械系统动力学。

E-mail: yimingpeng@nuaa.edu.cn

魏小辉(通信作者), 男, 1978 年出生, 博士, 教授, 博士研究生导师。主要研究方向为起降动力学及安全、非线性动力学与稳定性分析。

E-mail: wei\_xiaohui@nuaa.edu.cn