

文章编号: 1674-8190(XXXX)XX-001-12

## 小车式起落架地面载荷与漂浮性分析

杨钰<sup>1,2</sup>, 张明<sup>1,2</sup>, 阮爽<sup>1,2</sup>, 史夏正<sup>1,2</sup>

(1. 南京航空航天大学 航空航天结构力学及控制全国重点实验室, 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:** 飞机起落架与道面的相容性对飞机的地面运动能力具有重要影响。针对某大型飞机计算不同工况下其起落架载荷及轮胎载荷分配, 采用基于韦斯特加德层板理论的波特兰水泥协会法和基于加利福尼亚承载比的美国陆军工程兵团方法, 计算不同着陆、地面机动、轮胎数量、轮胎泄气、轮胎间距下对飞机等级数的影响, 分析刚性道面和柔性道面下的飞机漂浮性。结果表明: 垂直过载和机轮泄气带来的轮胎载荷增大与载荷分配不均, 都会在不同程度上减弱飞机的漂浮性, 尤其是转弯和机尾下沉着陆工况需要予以限制; 轮胎数量和轮胎间距的增加可以改善漂浮性, 需同时考虑结构设计、强度裕度等来优化设计小车式起落架构造。

**关键词:** 地面载荷; 漂浮性; 起落架; 道面; 加州承载比; 飞机等级数

中图分类号: V226

文献标识码: A

DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.XXXX.XX.01

## Aircraft ground load and flotation analysis of trolley type landing gear

YANG Yu<sup>1,2</sup>, ZHANG Ming<sup>1,2</sup>, RUAN Shuang<sup>1,2</sup>, SHI Xiazheng<sup>1,2</sup>

(1. State Key Laboratory of Mechanics and Control for Aerospace Structures, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

(2. Ministerial Key Discipline Laboratory of Advanced Design Technology of Aircraft, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

**Abstract:** The compatibility of aircraft landing gear and pavement is of great significance to the ground motion ability of aircraft. This paper calculates the landing gear load and tire load distribution under different working conditions for a large aircraft. The Portland Cement Association method based on Westgard laminate theory and the United States Army Corps of Engineers method based on California bearing ratio are used to calculate. The influence of the landing conditions, ground mobility, tire number, tire deflation and track widths on the aircraft classification number (ACN) is analyzed. The aircraft floatability under rigid and flexible pavement is analyzed. The increased tire load and uneven load distribution caused by vertical overload and tire deflation can weaken the floatability of aircraft to varying degrees, especially during turning and landing conditions with tail sinking. Therefore, they need to be limited. Increasing the number of tires and the distance between them can improve the floatability, but the structural design, strength margin and other factors should also be taken into consideration to optimize the design of trolley type landing gear.

**Key words:** ground load; aircraft floatability; landing gear; pavement; CBR; ACN

收稿日期: 2023-06-08; 修回日期: 2023-10-17

基金项目: 中央高校基本科研业务费(56XBC22026); 航空科学基金(2022Z029052001)

通信作者: 张明, zhm6196@nuaa.edu.cn

引用格式: 杨钰, 张明, 阮爽, 等. 小车式起落架地面载荷与漂浮性分析[J]. 航空工程进展, XXXX, XX(X): 1-12.

YANG Yu, ZHANG Ming, RUAN Shuang, et al. Aircraft ground load and flotation analysis of trolley type landing gear[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, XXXX, XX(X): 1-12. (in Chinese)

## 0 引言

飞机的飞行性能可分为空中特性和地面特性<sup>[1]</sup>。在飞机的试验和使用过程中,在地面运行方面存在诸多问题,对于飞机的地面特性的要求日益提高。现有对飞机地面特性的研究主要集中在垂直运动状态<sup>[2-3]</sup>(着陆缓冲、滑行减振)和前轮摆振稳定性、滑跑稳定性以及偏航和侧向运动等方面<sup>[4]</sup>。大多数研究基于刚性跑道,而现代飞机要求可以在更苛刻的场地上运行。为了应对未来战场的复杂环境,军用飞机必须具备在简易铺砌或泥泞跑道上安全起降的能力<sup>[5-6]</sup>。为了提高机场效率,现代民用飞机应具备快速滑行和转向滑行道的能力,以减少对跑道的占用<sup>[7]</sup>。因此研究飞机起落架与道面相容性的问题变得越来越重要,即飞机的漂浮性。

漂浮性用来度量飞机在机场道面强度确定下的使用能力<sup>[8]</sup>。加拿大、英国和美国从 20 世纪 50 年代中后期开始对飞机的漂浮性进行研究,到了 20 世纪 60—70 年代,这些方法已经有了显著的改进<sup>[9]</sup>。20 世纪 80 年代中期,无论是民用飞机还是军用飞机,都制定了一些国际标准来规范漂浮性<sup>[8,10]</sup>。对于柔性道面,加拿大运输部门采用克隆奥特方法;莱特航空发展中心采用单元介绍指标(UCI)法,是为建造一个支承特定起落架的跑道所需工作的描述。当前美国空军和陆军使用加里弗尼亚支撑比(CBR)方法,主要是通过构造 CBR 值和机场道面厚度层之间的曲线来评估飞机在道面上进行各种操作的适应性。英国发展了载荷分类号(LCN)法,现已被国际民用航空组织(ICAO)采用,通过比较飞机的 LCN 值和道面的 LCN 值来确定飞机是否可以在跑道上进行各种操作。对于刚性道面,使用美国在 20 世纪 60 年代开发的波特兰水泥协会(PCA)方法。它通过绘制混凝土道面厚度和地基模量之间的曲线来确定飞机能否在跑道上进行各种操作<sup>[11]</sup>。

国内对漂浮性的认识和研究相对还不够深入。房务官等<sup>[12]</sup>、吴卜圣等<sup>[13]</sup>通过优化飞机机轮压力,改善了某新型民用飞机漂浮性预研设计;姜百盈<sup>[14]</sup>研究了大型飞机起落架的布置形式和起落架纵向横向位置对飞机漂浮性的影响;杨肖敏<sup>[1]</sup>根据加利弗尼亚支承比方法和波特兰水泥协会方法的算法原理开发出了飞机地面漂浮性分析软件,

对 K8E 飞机评估地面漂浮性。对于刚性道面,穆一凡等<sup>[15]</sup>采用有限元分析的方法,应用半波正弦曲线模拟冲击荷载,研究了在粗暴着陆条件下机场道面的动力响应,并分析了道面板在不同冲击速度及不同道面结构参数下动力响应变化规律。对于柔性道面,游庆龙等<sup>[16]</sup>研究不均匀飞机轮载作用下沥青道面结构力学响应,研究表明沥青道面结构力学响应受飞机的最大滑行质量、起落架构型、胎压、机轮个数等因素影响。

漂浮性分析是建立在起落架载荷分析及轮胎载荷分配基础上的。高泽迥<sup>[8]</sup>、N. Currey<sup>[11]</sup>对不同工况下的起落架载荷和轮胎分配提出相应的数学计算方法;张明等<sup>[17-18]</sup>应用动力学基本原理,对不同着陆、刹车工况下小车式起落架的载荷分配情况进行分析,研究了不同工况对小车式起落架载荷分配的影响;徐妩佳<sup>[19]</sup>、尤颖<sup>[20]</sup>分别对多轮单支柱起落架、多轮多支柱起落架提出适用于计算多轮起落架地面载荷的公式,并进行多轮起落架的载荷分配改进;杨尚新等<sup>[21]</sup>通过 ADAMS 构建双三轮车式起落架的动力学仿真模型,并进行了着陆动态响应仿真分析,得出了该起落架的漂浮性能指标。

对于同跑道同吨位飞机,不同的起落架布局、重心前后限、轮距轴距、轮胎数量、轮胎压力会影响飞机在地面上滑跑和着陆的次数。目前漂浮性分析均以最大起飞质量滑行工况计算,但是实际情况下着陆和地面机动等情况下存在过载,且对于小车式起落架会出现轮胎分配载荷,由此产生的载荷变大和载荷分配不均会对漂浮性产生影响。

本文建立小车式起落架模型,基于载荷分析和漂浮性分析原理,使用编程语言编写通用计算软件,计算着陆和地面机动下的载荷及分配,分析不同飞机工况和轮胎布置的飞机漂浮性。

## 1 起落架载荷计算

### 1.1 飞机总体结构参数

本文采用的飞机总体参数、起落架结构参数以及轮胎参数如表 1~表 3 所示。飞机结构示意图如图 1 所示。

表1 飞机总体参数  
Table 1 Aircraft overall parameters

参数	数值
着陆设计质量/kg	160 000
最大起飞质量/kg	200 000
前重心下的重心位置	(25390, 625, 0)
后重心下的重心位置	(25785, 625, 0)
重心到前起距离/mm	13 390
重心到主起距离/mm	2 610
重心到地面垂直高度/mm	3 645
左右主起落架间距/mm	11 600
初始俯仰角/(°)	0
最大滚转角/(°)	2
初始偏航角/(°)	0
着陆水平速度/(m·s <sup>-1</sup> )	65
下沉速度/(m·s <sup>-1</sup> )	3.05
起落架安装角/(°)	3

表2 支柱刚度参数  
Table 2 Pillar stiffness parameters

刚度参数	数值
支柱垂直刚度/(N·m <sup>-1</sup> )	3.0×10 <sup>9</sup>
支柱航向刚度/(N·m <sup>-1</sup> )	4.5×10 <sup>8</sup>
支柱侧向刚度/(N·m <sup>-1</sup> )	1.01×10 <sup>8</sup>
支柱垂直扭转刚度/(N·m <sup>-1</sup> )	2.857×10 <sup>7</sup>
支柱航向扭转刚度/(N·m <sup>-1</sup> )	5.0×10 <sup>7</sup>
支柱侧向扭转刚度/(N·m <sup>-1</sup> )	1.1×10 <sup>8</sup>

表3 轮胎参数  
Table 3 Tire parameters

轮胎参数	数值
轮胎半径/mm	602
侧向刚度/(N·m <sup>-1</sup> )	200 000
径向刚度/(N·m <sup>-1</sup> )	5.5×10 <sup>7</sup>
轮胎阻尼值/(kg·s <sup>-1</sup> )	3 500
垂直刚度/(N·m <sup>-1</sup> )	3.35×10 <sup>6</sup>
摩擦系数	0.65
侧偏刚度/(N·rad <sup>-1</sup> )	420 000

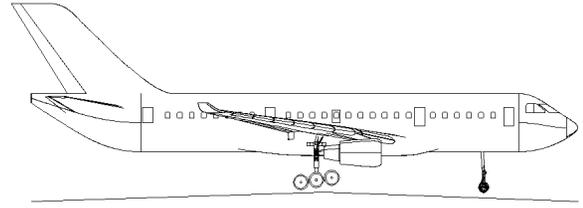


图1 飞机结构示意图  
Fig. 1 Schematic diagram of aircraft structure

## 1.2 小车式起落架载荷计算

计算飞机起落架载荷,对对称着陆、机尾下沉、地面滑跑、两点刹车、转弯情况进行载荷分析。着陆采用仿升法,在飞机重心处施加等重的升力并赋予飞机一个向下的3.05 m/s的下沉速度。

垂直过载 $n_y$ 为作用在起落架上的垂直载荷 $P_y$ 与当量载荷 $W_m \cdot g$ 的比值<sup>[8]</sup>。

$$n_y = \frac{P_y}{W_m \cdot g} \quad (1)$$

起落架载荷在各种工况下的计算公式如表4所示。其中机尾下沉计算垂向载荷和航向载荷时引用了对称着陆的垂向载荷 $V$ 和航向载荷 $H$ , $\theta$ 为飞机下沉角; $a$ 为重心至前轮接地点水平距离, $b$ 为重心至主轮接地点水平距离, $H$ 为重心至地面高度, $t$ 为两主轮接地点水平距离, $W_{TO}$ 为最大起飞质量。

表4 起落架载荷  
Table 4 Landing gear load

载荷情况	垂向载荷V	航向载荷D	侧向载荷S
对称着陆	$n_{y,m} \cdot W_m \cdot g$	$-0.4V$	0
机尾下沉	$V \cos \theta - D \sin \theta$	$D \cos \theta + V \sin \theta$	0
滑行	$\frac{a}{a+b} W_{TO} \cdot g$	0	0
两点刹车	$0.5n_y \cdot W_{TO} \cdot g$	$-0.4n_y \cdot W_{TO} \cdot g$	0
转弯外侧	$\left( \frac{a}{2(a+b)} + \frac{H}{2t} \right) W_{TO} \cdot g$	0	$-0.5V$
转弯内侧	$\left( \frac{a}{2(a+b)} - \frac{H}{2t} \right) W_{TO} \cdot g$	$-0.4V$	$0.5V$

起落架支柱载荷结果如图2所示。

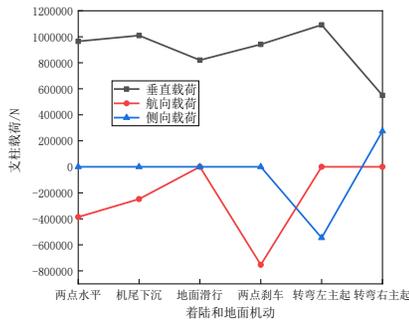


图2 起落架支柱载荷  
Fig. 2 Landing gear strut load

## 2 起落架轮胎载荷分配

应用轮胎载荷分配原理,结合起落架地面载荷结果,对多轮起落架的每个轮胎进行载荷计算,考虑轮胎泄气情况,对泄气轮胎载荷分配提出相应的算法。四轮主起轮胎编号如图3所示。

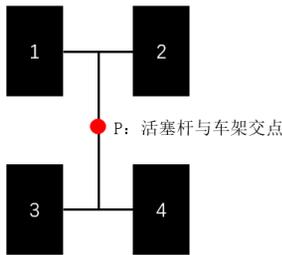


图3 四轮主起轮胎编号  
Fig. 3 Four wheel main landing gear tire number

采用支柱系数描述支柱下端P处力矩<sup>[8]</sup>,表达式为

$$M_y = C_1 \omega_y + C_2 F_x + C_3 F_z \quad (2)$$

式中: $\omega_y$ 为支柱下端P点处绕y轴的转角; $C_i$ 为起

落架安装角、飞机迎角、操纵角和柔度系数共同作用的函数系数。

P点前半段车架和后半段车架平衡方程式:

$$\begin{cases} V_1 A_1 - V_2 A_2 - F_{xF} R_{mF} \cos \gamma_F = \\ C_1 \omega_{yF} + C_2 F_{xF} + C_3 F_{zF} \\ V_4 A_4 - V_3 A_3 - F_{xA} R_{mA} \cos \gamma_A = \\ C_1 \omega_{yA} + C_2 F_{xA} + C_3 F_{zA} \end{cases} \quad (3)$$

$$\begin{cases} \omega_{yF} = \gamma_F - \gamma_0 - \gamma_{TF} = \gamma_F - \gamma_0 - K_4 M_{yF} \\ \omega_{yA} = \gamma_A - \gamma_0 - \gamma_{TA} = \gamma_A - \gamma_0 - K_4 M_{yA} \end{cases} \quad (4)$$

式中: $A_i$ 为半轮轴长度; $R_m$ 为轮胎在有关载荷作用下的轮胎半径; $\gamma_T$ 为车架梁扭转角; $\gamma_0$ 为地面和轮轴之间的初始角;下标F表示前轮轴,下标A表示后轮轴; $K_4$ 为车架梁扭转柔度系数。

针对轮胎泄气工况,以1轮泄气为例,1轮三向载荷为零。

1轮和2轮轮胎上的地面载荷对前轮轴中心取矩得:

$$M_{yF} = F_{zF} A_2 - F_{xF} (R_{m2} \cos \gamma_F - A \sin \gamma_F) \quad (5)$$

由式(2)和式(4)式可得:

$$\begin{cases} \omega_{yF} = \frac{M_{yF}}{C_1} - \frac{C_2}{C_1} F_{xF} - \frac{C_3}{C_1} F_{zF} \\ \gamma_F = \gamma_0 + \gamma_{TF} + \omega_{yF} \end{cases} \quad (6)$$

根据轮胎和车架的几何关系,2轮的半轮轴长度为

$$A_2 = \frac{A}{\cos \gamma_F} + (R_2 - A \tan^{-1} \gamma_F) \sin \gamma_F \quad (7)$$

再将(6)和(7)式带入力矩方程(5)式。

泄气情况下后轮轴载荷平衡方程,各力关系,后段车架平衡方程同式(3)(4)。

根据上述方程,基于MATLAB对算法进行程序编写,制作可视化界面如上图,形成一个可快速获得计算结果的飞机地面载荷计算软件,如图4所示。



图4 飞机地面载荷计算程序  
Fig. 4 Aircraft ground load calculation program

将飞机总体参数和起落架结构参数一一对应输入,计算不同着陆和地面机动下的轮胎载荷分配情况,并对比1轮泄气时的轮胎载荷分配变化,载荷对比如图5~图8所示。

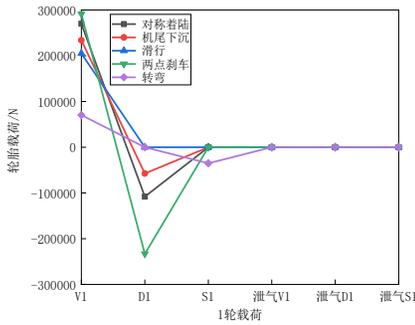


图5 正常情况和泄气情况下的轮胎载荷分配(1轮)  
Fig. 5 Tire load distribution under normal and deflated conditions(Tire 1)

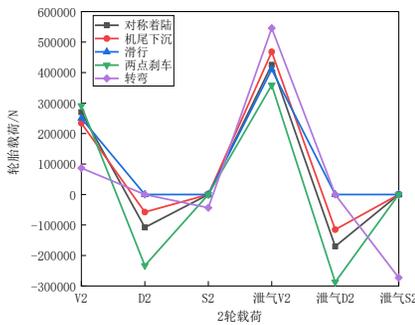


图6 正常情况和泄气情况下的轮胎载荷分配(2轮)  
Fig. 6 Tire load distribution under normal and deflated conditions(Tire 2)

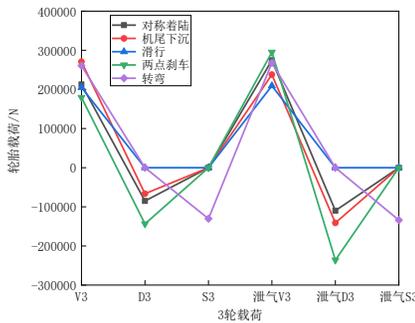


图7 正常情况和泄气情况下的轮胎载荷分配(3轮)  
Fig. 7 Tire load distribution under normal and deflated conditions(Tire 3)

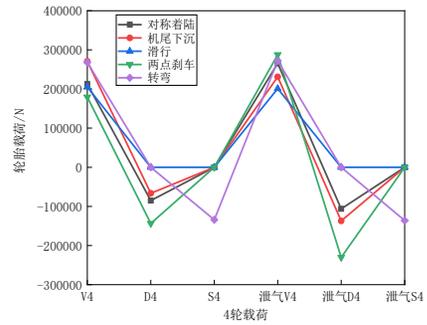


图8 正常情况和泄气情况下的轮胎载荷分配(4轮)  
Fig. 8 Tire load distribution under normal and deflated conditions(Tire 4)

对于轮胎垂直载荷,机尾下沉着陆较大且前轮组载荷大于后轮组载荷,这是着陆时垂向冲击导致的;对于轮胎航向载荷,两点刹车较大且前轮组载荷大于后轮组载荷,这是刹车轮胎摩擦力导致的;对于轮胎侧向载荷,转弯较大且后轮组载荷大于前轮组载荷,这是转弯侧向力导致的;当轮胎泄气后,同轴的轮胎受力会急剧增大,而同列的轮胎受力变化不明显,需考虑轮胎泄气后,同轴轮胎的使用安全性。

### 3 漂浮性计算方法

目前评估飞机漂浮性的方法包括使用机型、飞机总质量、当量单轮载荷(ESWL)法、荷载等级号码(LCN)法和荷载分类等级(LCG)法等<sup>[22]</sup>。本文选用了由国际民航组织提出的ACN-PCN方法<sup>[23-24]</sup>来评估飞机的漂浮性。ACN(Aircraft Classification Number)是表示飞机对一定强度地基上的道面的作用的数字,规定为该飞机推导单轮质量两倍。PCN(Pavement Classification Number)是表示道面承载强度的数字,规定为道面可以安全承受的推导单轮质量两倍。此外,轮胎压力规定为1.25 MPa<sup>[23-24]</sup>。

如果飞机的ACN小于或等于道面的PCN,则可在道面上自由使用。如果飞机的ACN大于道面的PCN,就被认为超载。此时,要考虑超载情况的严重程度,可能需要限制减载或运行次数,或者禁止使用该道面<sup>[8]</sup>。

本文研究计算了两种道面(刚性道面和柔性道面)上CAN(飞机等级号)。

### 3.1 道面分类

对于道面的强度,均取四种典型强度(高,中,低,极低)作为地基分类号,针对刚性道面和柔性道面分为四类,如表5所示。

表5 地基分类号  
Table 5 Foundation classification number

	High	Middle	Low	Ultra Low
刚性K(MN/m <sup>3</sup> )	150	80	40	20
柔性CBR(%)	15	10	6	3

### 3.2 刚性道面漂浮性计算原理

本文采用了美国波特兰水泥协会(PCA)发布的混凝土机场道面设计计算程序PDILB,以及经过ICAO改进的刚性道面计算程序,来对刚性道面进行分析。

此方法原理基于韦斯特加德的内部承载方式弹性叠层板理论,将载荷看作均匀分布在代表轮胎接触面的椭圆形区域内。当轮载作用于无限大板的中央时,压力均布于半径为R的圆面积内,在板底的荷载的中心处出现最大弯拉应力:

$$\sigma_i = 1.1 \times (1 + \mu) \left( \lg \frac{l}{b} + 0.2673 \right) \frac{P}{h^2} \quad (8)$$

若荷载作用面积过小( $R < 1.742h$ ),需要用当量计算半径b来对实际荷载半径R进行近似修正:

$$b = \sqrt{1.6R^2 + h^2} - 0.675h \quad (9)$$

其中 $\mu$ 为泊松比,1为相对刚度半径,R、b为当量荷载圆半径,P为板中荷载合力,h为板厚度。

由此确定在起落架载荷作用下,混凝土板的弯曲应力,计算在给定地基条件下所需的混凝土板厚度以及飞机的ACN值,如图9~图10所示。

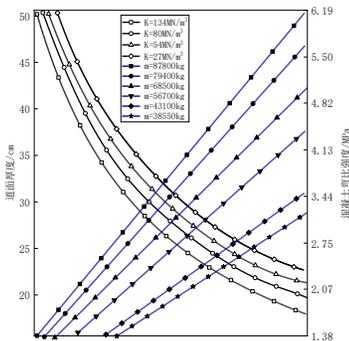


图9 B727飞机对道面厚度要求的诺模图  
Fig. 9 Nomogram of B727 Aircraft's Requirements for Pavement Thickness

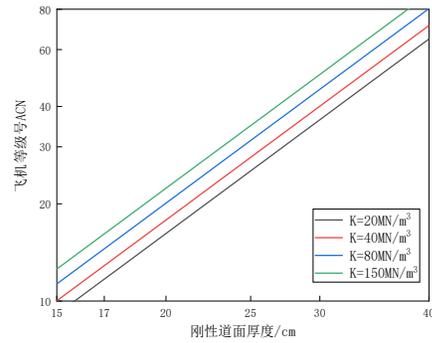


图10 刚性道面ACN换算图  
Fig. 10 Rigid pavement ACN conversion diagram

若胎压不是标准胎压1.25 MPa,还需进行计算ACN折减系数 $\eta = \frac{ACN_{Ps}}{ACN_{1.25}}$ 修正,如图11所示。

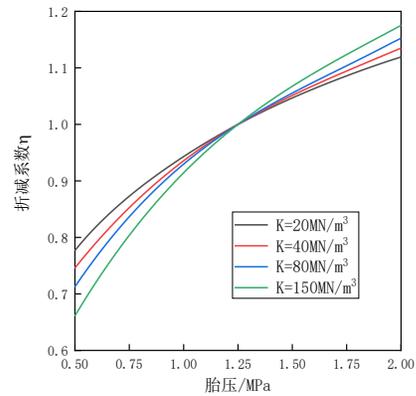


图11 刚性道面ACN折减系数胎压修正  
Fig. 11 Rigid pavement ACN reduction coefficient due to tire pressure correction

当轮载作用于受一直线边限制的半无限大板的边缘时,压力均布于半径为R的半圆面积内,荷载中心的板底处出现最大应力,由于板边缘的温度翘曲变形或地基塑性变形,根据试验结果修正后的应力为:

$$\sigma_e = 2.116 \times (1 + 0.54\mu) \left( \lg \frac{l}{b} + \frac{1}{4} \lg \frac{b}{2.54} \right) \frac{P}{h^2} \quad (10)$$

当轮载作用于受两条相互垂直的直线边限制的大板角隅处时,压力均布于半径为R的圆面积内,其圆心距角隅顶点为 $R_1 = \sqrt{2} R$ ,最大拉应力值出现在 $x = 2\sqrt{R_1 l}$ 处,经验修正后为:

$$\sigma_c = 3 \left[ 1 - \left( \frac{\sqrt{2} R}{l} \right)^{1.2} \right] \frac{P}{h^2} \quad (11)$$

### 3.3 柔性道面漂浮性计算原理

针对柔性道面,本文采用了美国陆军工程兵团的方法(S-77-1),并参考了美国联邦航空局(FAA)的方法和ICAO机场建设手册,进行了计算分析。

首先,根据加利福尼亚承载比CBR计算出需要的道面厚度 $t$ ,如图12所示。加州承载比CBR是美国加利福尼亚州1928年提出的一种评定基层材料承载能力的指标。承载能力以材料抵抗局部荷载压入变形的能力表征,并采用标准碎石的承载能力为标准,以相对值的百分数表示CBR值<sup>[25]</sup>。

然后根据ICAO柔性道面ACN计算表达式求得飞机的ACN值,如式(12)和图13所示。

$$ACN = \frac{t^2/1000}{0.878/CBR - 0.01249} \quad (12)$$

同样的,柔性道面也需要胎压修正,柔性道面ACN折减系数胎压修正如图14所示。 $P_s$ 为轮胎压力, $C_1=0.5695, C_2=32.035$ 。

$$ACN_{ps} = ACN_{1.25} \times \frac{\frac{1}{C_1 CBR} - \frac{1}{C_2 P_s}}{\frac{1}{C_1 CBR} - \frac{1}{C_2 \times 1.25}} \quad (13)$$

则轮胎修正折减系数为:

$$\frac{ACN_{ps}}{ACN_{1.25}} = \frac{\frac{1}{C_1 CBR} - \frac{1}{C_2 P_s}}{\frac{1}{C_1 CBR} - \frac{1}{C_2 \times 1.25}} \quad (14)$$

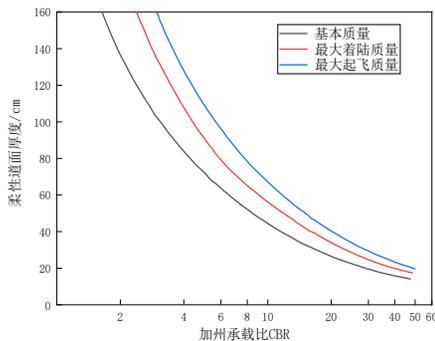


图12 DC10柔性道面要求

Fig. 12 DC-10 Flexible Pavement Requirements

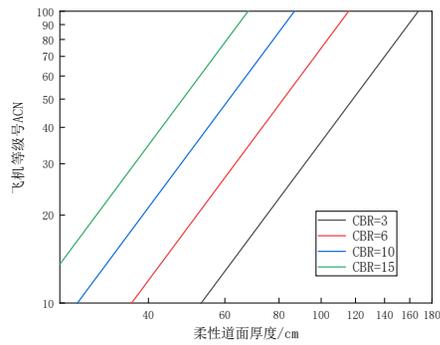


图13 柔性道面ACN换算图

Fig. 13 Flexible pavement ACN conversion diagram

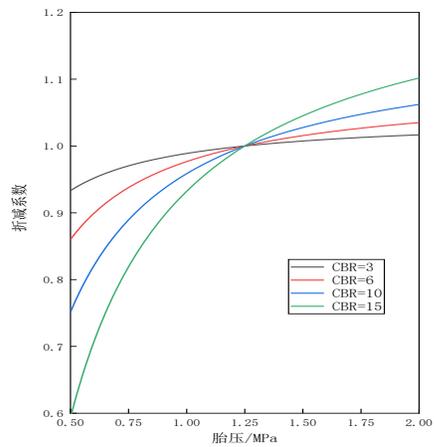


图14 柔性道面ACN折减系数胎压修正

Fig. 14 Flexible pavement ACN reduction coefficient due to tire pressure correction

采用上述计算方法编写漂浮性软件,飞机漂浮性计算软件界面如图15所示,并预设常见飞机总体参数和轮胎模型。

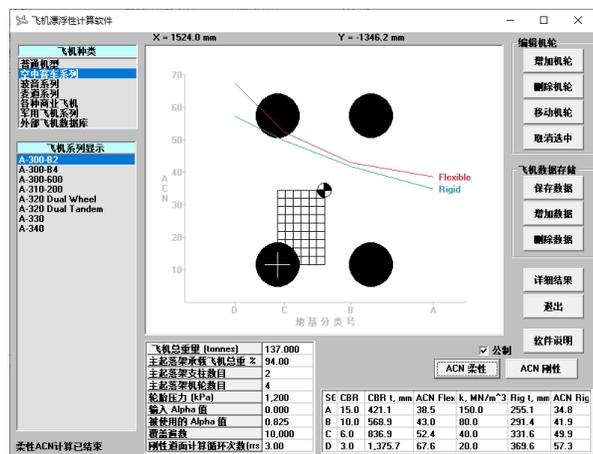


图15 飞机漂浮性计算软件

Fig. 15 Aircraft floatability calculation software

### 3.4 ACN-PCN 限制方法

为了保证道面超载使用不会对道面产生过早的损坏,需要对超载的使用做出限制。

当  $ACN/PCN < 1.0$  时,可以不加限制的使用。

当  $ACN/PCN = 1.0$  时,每周允许使用 2 500 次。

当  $ACN/PCN$  在  $1.0 \sim 1.5$  之间时,各种飞机每周允许使用次数按表 6 换算成当量使用次数,其总和不能超过 2 500 次。

表 6 飞机当量换算次数

Table 6 Aircraft Equivalent Conversion Times

ACN/PCN	1.00	1.00— 1.10	1.10— 1.20	1.20— 1.30	1.30— 1.40	1.40— 1.50
换算次数	1	4	13	70	250	1000

## 4 漂浮性分析

### 4.1 计算验证

为了验证利用漂浮性计算程序所得到的飞机等级号的准确性,选择了波音公司的波音 737-100 飞机和法国空中客车 A320 飞机两种型号的标准飞机等级号<sup>[26]</sup>。通过对这些标准飞机的计算结果进行比对,来验证漂浮性计算程序的准确性。

B737-100 ACN 比较验证、A320 ACN 比较验证如图 16~图 17 所示,可以看出:漂浮性计算程序得到的飞机等级号与国际民用航空组织报告拟合的很好,准确率较高,柔性道面 ACN 基本重合,超高强度  $K=150 \text{ MN/m}^3$  刚性道面下相对差异数值为 8.33%,能够很好地满足工程实际要求。下文将主要分析高强度  $K=80 \text{ MN/m}^3$  道面下的漂浮性。考虑到计算误差在允许范围内,计算程序可以用于计算各种型号飞机的 ACN 值,并评估它们的漂浮性。

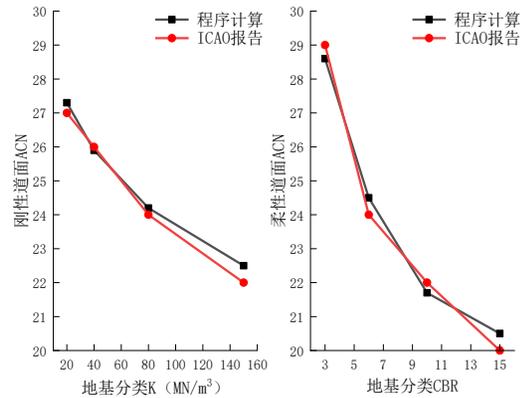


图 16 B737-100 ACN 比较验证  
Fig. 16 B737-100 ACN Verification

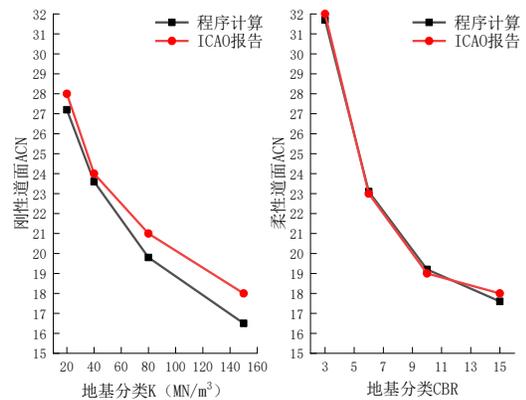


图 17 A320 ACN 比较验证  
Fig. 17 A320 ACN Verification

### 4.2 建立模型

漂浮性是由飞机起落架支柱总载荷、机轮载荷、轮胎压力、轮胎压痕间隔等影响因素的函数。根据选取的飞机总体参数和起落架参数,建立图 18 所示的四轮模型,1 轮泄气四轮模型。为改善飞机漂浮性,增加六轮模型及其 1 轮泄气模型作为对比,其载荷计算和载荷分配与四轮类似。在软件中输入飞机参数计算漂浮性。

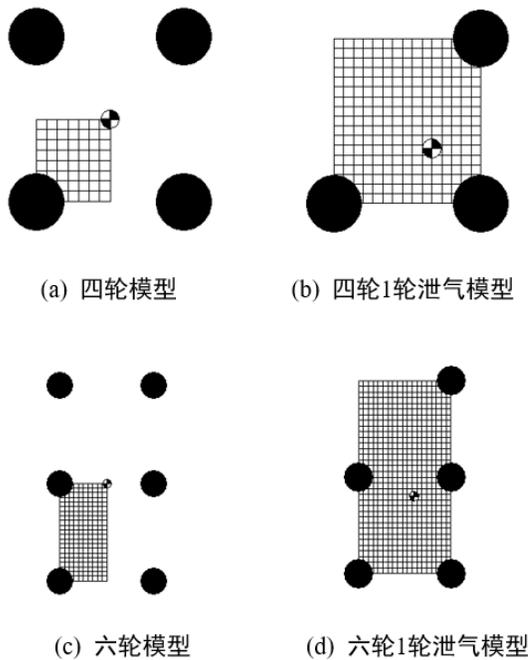


图 18 轮胎模型  
Fig. 18 Tire model

### 4.3 着陆和地面机动对漂浮性的影响

基于载荷在不同着陆和机动情况下计算在刚性道面和柔性道面的飞机等级号,计算结果如图 19 所示。

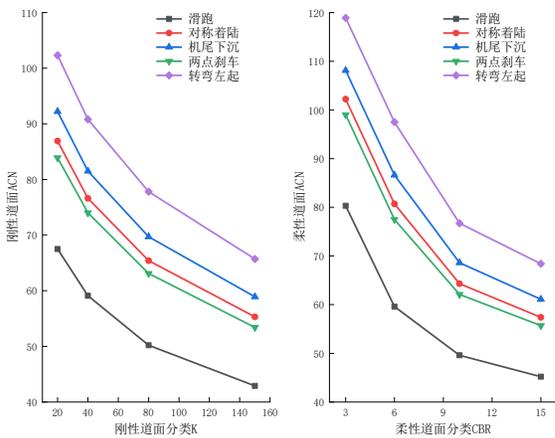


图 19 刚性道面和柔性道面上的着陆机动情况 ACN 值  
Fig. 19 ACN values for landing maneuvers on rigid and flexible pavement

ACN 值与地基分类 K 或者 CBR 负相关,即刚性道面或者柔性道面强度越高,漂浮性越好。飞机在柔性道面下 ACN 值变化幅度更大,变化范围也广,这说明漂浮性对 CBR 值更加敏感。转弯和

机尾下沉着陆工况需要予以限制。

### 4.4 轮胎数量和泄气对漂浮性的影响

在飞机滑跑或者空中时会发生泄气情况,这会导致其他轮胎载荷增大且分配不均,在恶劣工况下,情况会更为严重。轮胎泄气情况的产生,除了严重影响飞机安全,还会影响飞机漂浮性,需要根据计算结果来评估允许通过次数和跑道维护频次。

采用四轮模型和 1 轮泄气四轮模型,并和六轮对比,计算在高强度  $K=80 \text{ MN/m}^3$  道面下着陆和地面机动的漂浮性,如图 20~图 21 所示,可以看出:轮胎的增加能极大改善漂浮性,但同时增加起落架重量和收纳空间;轮胎泄气会导致飞机漂浮性变差,尤其是转弯和机尾下沉着陆,这需要对转弯道和跑道降落段,在有轮胎泄气情况下,对飞机使用后的跑道着重评估和维护。

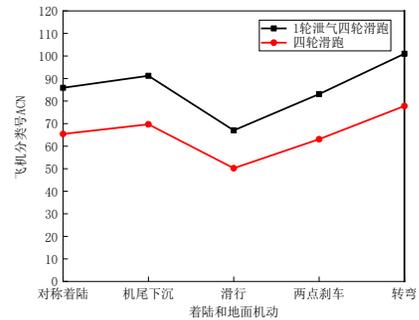


图 20 正常工况和泄气工况四轮滑跑 ACN 值  
Fig. 20 ACN values for four-wheel running under normal and deflated conditions

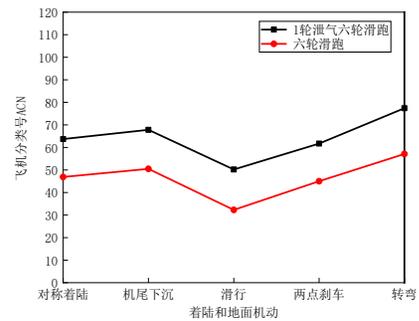


图 21 正常工况和泄气工况六轮滑跑 ACN 值  
Fig. 21 ACN values for six-wheel running under normal and deflated conditions

#### 4.5 轮胎间距对漂浮性的影响

在飞机总质量、主起落架的布置形式和轮胎压力相同的情况下,轮胎间距不同,对道面的影响也不同。基于并联双轮式(如图 22 所示)计算不同轮距  $S$  下 ACN 变化,研究轮距对漂浮性的影响。

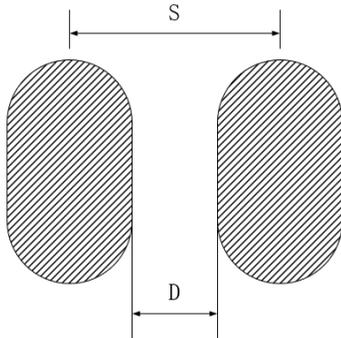


图 22 并联双轮式起落架布置

Fig. 22 Parallel double wheel landing gear arrangement

建立波音 737-100 轮胎模型,飞机最大起飞质量为 44.361t,主起落架承载总重 92.4%,轮胎压力为 950kPa,原始轮距为 780mm。计算该模型在不同轮胎压力和轮距下的飞机等级号 ACN 值。

在弹性半空间地基模型中,为了简化理论计算,引入相对刚度半径  $l$ ,取某刚性道面 0.914m。

同时定义轮距影响因子为:

$$\eta = \frac{S}{l} \quad (15)$$

胎压影响因子为:

$$\lambda = \frac{A}{l^2} \quad (16)$$

$S$  为轮距,  $A$  为轮胎接地面积。

则得到以  $\eta, \lambda$  为无纲参数下的支柱载荷和飞机等级号 ACN 的关系,用折减系数  $RF$  表示:

$$RF = \frac{2 \times F_{Load}}{ACN} \quad (17)$$

$F_{Load}$  为单个起落架支柱载荷。折减系数计算结果如图 23 所示。

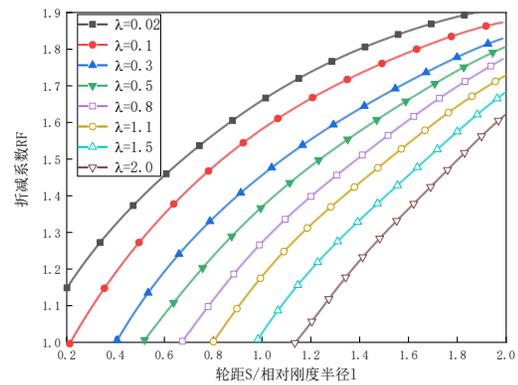


图 23 轮距对飞机 ACN 的影响

Fig. 23 The influence of track width on aircraft ACN

增大起落架轮间距能有效提升飞机漂浮性,但是轮距增大会带来的结构设计、强度裕度等问题,且会因为力臂的增大而使轮胎分配载荷变大;当  $\lambda$  较小时,此时  $\eta$  在 0.2 到 1.0 对漂浮性影响较为敏感;当  $\lambda$  较大时,此时  $\eta$  在 1.0 到 2.0 对漂浮性影响较为敏感。

## 5 结 论

1) 相对于传统以停机静载荷来计算分析漂浮性,着陆和地面机动存在的垂直过载  $n_y$ 、机轮泄气带来的轮胎载荷增大和载荷分配不均,都会在不同程度上减弱飞机的漂浮性,应给予充分考虑。

2) 飞机对刚性道面和柔性道面的漂浮性与地基分类  $K$  或者 CBR 正相关,并且对柔性道面的 CBR 值变化更加敏感且漂浮性较差,可以通过增加轮胎数量增强其漂浮性,也可以限制起飞着陆和地面机动的次数或频率保护机场道面。

3) 支柱载荷不变的情况下,轮胎数量的增加能够大幅提升漂浮性,轮胎间距的增加也可以改善漂浮性,但会囿于结构复杂和收纳空间变大,可采取优化方法合理设计小车式起落架构造。

## 参 考 文 献

- [1] 杨肖敏. 飞机地面漂浮性评估与分析[D]. 南京:南京航空航天大学, 2002.

- YANG Xiaomin. Evaluation and analysis of aircraft ground floatability[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2002. (in Chinese)
- [2] DOYLE G. A review of computer simulations for aircraft-surface dynamics [J]. *Journal of Aircraft*, 1986, 23(4): 257-265.
- [3] PI W S, YAMANE J R, SMITH M J C. Generic aircraft ground operation simulation: AIAA-86-0989 [R]. US: AIAA, 1986.
- [4] 诸德培. 摆振理论及防摆措施[M]. 北京: 国防工业出版社, 1984.
- ZHU Depei. Shimmy theory and anti-shimmy measures [M]. Beijing: National Defense Industry Press, 1984. (in Chinese)
- [5] BOROWSKI R, BOUNCE H. Society of experimental test pilots[J]. *Technical Review*, 1979, 14: 61-67.
- [6] POLLACK H, URCH R E. Landing gear design requirements for bomb-damaged runway operations: SAE 911199 [R]. US: SAE, 1991.
- [7] GOLDTHORPE S H, DANGARAN R D, DWYER J P, et al. Guidance and control design for high-speed rollout and turnoff (ROTO): NASA-CR-201602 [R]. US: NASA, 1996.
- [8] 高泽迺. 飞机设计手册第14册: 起飞着陆系统设计[M]. 北京: 航空工业出版社, 2002.
- GAO Zejiang. Aircraft design manual volume 14: design of takeoff and landing system [M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2002. (in Chinese)
- [9] CREECH D, GRAY D. Aircraft ground flotation analysis procedures--Paved Airfields. ASD-TR-70-43 [R]. Ohio: Aeronautical Systems Division, 1971.
- [10] RICE J L. Standardized pavement strength reporting system-ACN/PCN (Aircraft Classification Number/Pavement Classification Number)[C]// AIAA, ASCE, TRB, ATRIF, and CASI, International Air Transportation Conference. Montreal, Canada: AIAA, 1983: 1-3.
- [11] CURREY N. Aircraft landing gear design: principles and practices[M]. Washington, D. C. : American Institute of Aeronautics and Astronautic, 1988.
- [12] 房务官, 魏小辉, 宋晓晨, 等. 民用飞机地面漂浮性分析研究及应用[J]. *航空计算技术*, 2012, 42(5): 33-37.
- FANG Wuguan, WEI Xiaohui, SONG Xiaochen, et al. Research and application on civil aircraft ground flotation [J]. *Aeronautical Computing Technique*, 2012, 42(5): 33-37. (in Chinese)
- [13] 吴卜圣, 聂宏. 飞机漂浮性研究及评估改进[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2005.
- WU Busheng, NIE Hong. Aircraft flotation research and evaluation improvements [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2005. (in Chinese)
- [14] 姜百盈. 大型飞机的多轮式起落架总体布置研究[J]. *航空工程进展*, 2010, 1(1): 45-48.
- JIANG Baiying. Study on general arrangement of multi wheels landing gear of large aircrafts [J]. *Advances in Aeronautical Science and Engineering*, 2010, 1(1): 45-48. (in Chinese)
- [15] 穆一凡, 夏海廷, 胡桂章, 等. 冲击荷载作用下机场刚性道面动力响应与影响因素分析[J]. *科学技术与工程*, 2023, 23(7): 3029-3037.
- MU Yifan, XIA Haiting, HU Guizhang, et al. Analysis of dynamic response and influencing factors of airport rigid pavement under impact load [J]. *Science Technology and Engineering*, 2023, 23(7): 3029-3037. (in Chinese)
- [16] 游庆龙, 黄之懿, 马靖莲, 等. 不均匀飞机轮载作用下沥青道面结构力学响应[J]. *振动与冲击*, 2023, 42(1): 292-300.
- YOU Qinglong, HUANG Zhiyi, MA Jinglian, et al. Mechanical response of asphalt pavement structure under non-uniform aircraft wheel load [J]. *Journal of Vibration and Shock*, 2023, 42(1): 292-300. (in Chinese)
- [17] 张明, 卫夕阳, 杨子民, 等. 六轮小车式起落架地面载荷分析研究[J]. *西北工业大学学报*, 2022, 40(5): 1090-1099.
- ZHANG Ming, WEI Xiyang, YANG Ziming, et al. Six-wheel trolley type landing gear ground load analysis study [J]. *Journal of Northwestern Polytechnical University*, 2022, 40(5): 1090-1099. (in Chinese)
- [18] 张明. 飞机地面动力学若干关键技术研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2009.
- ZHANG Ming. Research on some key technologies of aircraft ground dynamics [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2009. (in Chinese)
- [19] 徐妮佳. 单支柱多轮起落架车架稳定系统设计与分析[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2018.
- XU Fujia. Design and analysis on bogie stabilization system of multi-wheel landing gear [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2018. (in Chinese)
- [20] 尤颖. 多轮多支柱起落架载荷分析研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2019.

- YOU Ying. Load transmission analysis of multi-wheel and multi-strut landing gears [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2009. (in Chinese)
- [21] 杨尚新, 李德庆, 贾玉红. 双三轮车式起落架布局及其漂浮性能分析[J]. 民用飞机设计与研究, 2009(s1): 114-118.
- YANG Shangxin, LI Deqing, JIA Yuhong. Layout and floating performance analysis of dual tricycle landing gear [J]. Civil Aircraft Design and Research, 2009(s1): 114-118. (in Chinese)
- [22] ICAO. Annex 14: aerodrome design and operations [M]. 3rd ed. Montrea: ICAO, 1999.
- [23] 国际民航组织. 机场设计手册(第三部分道面)[M]. 西安: 空军工程学院五系室, 1977.
- ICAO. Aerodrome design manual(The third part Pavement) [M]. Xi'an: The Fifth Department of the Air Force Engineering College, 1977. (in Chinese)
- [24] 国际民航组织. 机场设计手册(第三部分道面)[M]. 2版. 北京: 中国民航修建司, 1983.
- ICAO. Aerodrome design manual(The third part Pavement) [M]. 2nd ed. Beijing: Civil Aviation Construction Department of China, 1983. (in Chinese)
- [25] 翁兴中, 蔡良才. 机场道面设计[M]. 北京: 人民交通出版社, 2007.
- WENG Xingzhong, CAI Liangcai. Airport pavement design [M]. China Communications Press, 2007. (in Chinese)
- [26] 国际民航组织. 国际民用航空公约(附件十四)[S]. 北京: 中国民航局, 1989.
- ICAO. Chicago convention on international civil aviation (Annex XIV)[S]. Beijing: The Civil Aviation Administration of China, 1989. (in Chinese)

#### 作者简介:

杨 钰(1999—),男,硕士研究生。主要研究方向:飞行器起落装置设计。

张 明(1981—),男,博士,教授。主要研究方向:飞行器起落装置设计。

阮 爽(1998—),男,博士研究生。主要研究方向:飞行器动力学分析。

史夏正(1997—),男,博士研究生。主要研究方向:飞行器起落装置设计。

(编辑:马文静)