DOI:10.16356/j.1005-2615.2025.02.009

# 具备触地感知能力的自适应起落架构型设计

李琦<sup>1</sup>,苗红涛<sup>1,2</sup>,杨 赟<sup>1</sup>

(1.中国直升机设计研究所,景德镇 333001; 2.南京航空航天大学航空学院,南京 210016)

摘要:为适应直升机在复杂不平坦地形中的着陆需求,提出了一种基于触地感知的自适应起落架构型设计。首先,对起落架的调姿运动形式进行优化设计,使其在保障承载能力的同时具备良好的运动调姿能力,避免着陆过程中因起落架姿态变化导致的机体失稳。其次,起落架着陆姿态可根据地形阶差进行空载随动调节,通过监测作动装置伸缩量建立触地感知机制,大幅降低了地形探测过程中对各类传感器的依赖以及降落地点的高限位要求。实验结果表明,自适应起落架能够实现垂向500mm范围内的姿态调节,单一起落架至少可承受2000N载荷,着陆姿态允许存在倾斜角度,且随倾斜角度增大,起落架的承载能力和地形适配能力随之增强。 关键词:直升机;起落架;触地感知;自适应;构型设计 中图分类号:V226 文献标志码:A 文章编号:1005-2615(2025)02-0285-07

## Design of an Adaptive Landing Gear with Ground Contact Sensing Capability

LI Qi<sup>1</sup>, MIAO Hongtao<sup>1,2</sup>, YANG Yun<sup>1</sup>

(1. China Helicopter Research and Development Institute, Jingdezhen 333001, China;2. College of Aerospace Engineering, Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Nanjing 210016, China)

**Abstract:** To improve the landing capability of helicopters on complex terrain, this paper proposes an adaptive landing gear with ground contact sensing capability. Firstly, the posture adjustment movement form of the landing gear structure is optimized to ensure good motion adjustment capability and load-bearing capacity, so as to avoid the instability of the aircraft due to the change of landing gear posture during the landing process. Secondly, the landing posture can be adjusted without load according to the terrain step-difference, and a ground contact sensing principle is established by monitoring the elongation of actuator cylinder, which greatly reduces the dependence on various sensors and the high limit requirements for the landing site. The experimental results show that the adaptive landing gear can achieve vertical posture adjustment within 500 mm, and a singel landing gear can withstand a force of at least 2 000 N. The landing posture is not required to be perpendicular to the ground, and an inclination angle is allowed. As the inclination angle increases, the load capacity and the terrain adaptability of the landing gear increase accordingly.

Key words: helicopter; landing gear; ground contact perception; adaptive; architecture design

现阶段直升机起落架主要采用轮式和滑撬式, 起落架结构相对固定,这导致其对复杂地形的适应 能力较差。直升机起降时对地面的平整度及坡角 要求较高<sup>[1-2]</sup>,在野外山地、斜坡地带起降容易导致 机体侧翻,严重限制了直升机的使用范围<sup>[3]</sup>。

自适应起落架相比较传统起落架<sup>[4]</sup>增加了姿态调节功能,位置和姿态可与着陆地形相适配,进 而实现复杂地形环境下的起降。自适应起落架根

基金项目:国防卓越青年基金(2018-JCJQ-ZQ-053);江苏高校优势学科建设工程。

收稿日期:2024-12-07;修订日期:2025-02-09

通信作者:杨赟,男,研究员,E-mail:liq387@avic.com。

**引用格式:**李琦,苗红涛,杨赟.具备触地感知能力的自适应起落架构型设计[J].南京航空航天大学学报(自然科学版), 2025,57(2):285-291. LI Qi, MIAO Hongtao, YANG Yun. Design of an adaptive landing gear with ground contact sensing capability[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics (Natural Science Edition), 2025, 57(2): 285-291.

据是否具备负载条件下主动调姿的能力分为负载 式和空载式两大类型。负载式以机器人/机械手为 主要特征,美国国防高级研究计划局(Defense Advanced Research Projects Agency, DARPA)于2014 年公布了一种自适应起落架<sup>[5]</sup>,采用Rotor Buzz II 无人直升机为验证平台,空机质量65 kg。罗斯索 尔科沃科技学院于2017年研究了一种"蜂腿 (Drone gear)"式起落架<sup>[6]</sup>,将光学扭矩传感器和惯 性测量单元集成到每条腿的膝关节中,用于判断着 陆区的地形。2018年,美国佐治亚理工大学<sup>[78]</sup>提 出一种利用线缆驱动的机器人式四杆起落架装置, 通过牵引线的伸缩来实现机械腿的运动。负载式 自适应起落架功能全面但技术复杂,短期内难以在 直升机上实现应用。

空载式自适应起落架,即起落架姿态调整过程 中不承受载荷,姿态调节模式可分为主动式和被动 式两种。主动控制式自适应起落架依赖各类传感 器,用于完成地形数据的测量和重构,通过控制系 统对执行机构下达准确位姿指令实现,这种方式对 于不稳定摇晃平台<sup>[9]</sup>着陆而言,控制系统实时响应 地形坡度和阶差的变化完成起落架姿态调整是研 究的重点。多连杆机构仿生腿式起落架系统[10-12] 在小型无人直升机上应用广泛,其核心在于实现地 形识别-飞控-多腿控制融合设计,而仿人腿式两级 缓冲自适应起落架[13]则将冲击力吸收纳入设计环 节。孙浩等[14]设计了一种新型缓冲作动行走一体 化自适应起落架,通过2个液压作动缸来调节不 同姿态,并采用磁流变缓冲器实现着陆缓冲功能。 Ni等<sup>[15]</sup>设计了一种新型的带被动缓冲结构的自适 应起落架,并验证了其自适应着陆性能。梁伟华 等[16]分析了自适应起落架着陆稳定性,综合考虑 了地况、飞行器着陆位姿状态、足端-地面摩擦力的 影响,起落架减振弹簧和自由伸缩机构<sup>[17]</sup>的应用 也能够提升着陆稳定性。被动控制式自适应起落 架降低了对传感器的依赖,起落架的姿态不需要预 先进行调整,目前相关研究较少。

综上,目前自适应起落架多以小型无人机为主 要应用对象,且以实现姿态调节能力作为主要研究 方向,难以兼顾缓冲吸能设计。本文为解决自适应 起落架承载能力差的问题,提出一种具备触地感知 能力的自适应起落架,创新点总结如下:

(1)提出了一种单作动双关节的自适应起落 架构型,该构型能够在实现较大垂向姿态调节幅度 的同时减小水平方向姿态位移,提升机体着陆稳 定性。

(2)设计了一种空载被动式自适应起落架着 陆控制逻辑,起落架着陆姿态无需预先调节,着落 过程中起落架姿态为随动状态,能够随地形表面的 高度阶差被动调节着陆姿态,不依赖传感器测量起 落架离地高度,提高了着陆姿态控制能力。

(3)本文提出的自适应起落架既具有姿态调 节能力,也具有良好的承载能力,能够在未知地形 实现盲降。

## 1 自适应起落架结构设计

自适应起落架相比较传统起落架需要在着陆 过程中进行姿态调整。垂向姿态调整用于满足不 平坦地形着陆需求,保持机体姿态平稳;水平方向 姿态位移需要控制,避免起落架系统在着陆吸能过 程中出现震颤抖动,导致水平方向的摩擦力增大, 需要大功率的作动控制系统进行克服。

因此,自适应起落架采用单关节双臂式构型设 计,如图1所示,自适应姿态调节通过作动筒运动 实现,作动筒伸长或者收缩带动上摇臂和下摇臂同 步平行转动,从而带动板簧机构在垂向方向改变位 置,板簧机构通过弹塑性变形吸收着陆能量。





该构型特点可以实现较大的横向轮距布置,在 姿态调节过程中即使垂向位移较大,横向位移也会 控制在小范围内,有利于提升机体着陆稳定性。

## 2 自适应着陆控制方法设计

#### 2.1 空载被动式作动控制方法

通过各类传感器测量结果对起落架姿态进行 主动调整,使其与复杂地形特征相适配的主动控制 方式较为常见,但其存在诸多限制:(1)地形数据 采集难度大,不仅需要几何特征,还需要相关的地 质特征,传感器测量能力要求高;(2)起落架的位 姿在触地前已经锁定,着陆位置区域必须精准限 制,如果存在较大定位偏差会导致着陆姿态与复杂 地形不适配。

因此,为提高复杂地形自适应起落架的着陆能力,本节提出一种空载被动式自适应起落架着陆控制系统,其包含控制器、电磁阀、液控单向阀、收放作动筒、位移传感器、解锁机构以及液压源,如图2 所示。图中:P代表液压系统进油口,P通常与液压



Fig.2 Load-free passive dynamic control method

泵的输出端相连,负责向内部元件提供压力油;T 代表液压系统回油口,液压油液回流至油箱,保持 系统压力稳定。

该控制方式以液压系统为主,配合相关电气系 统实现。当控制器发出着陆指令后接通电磁阀,在 机体下降后起落架触地,起落架进入被动调姿状 态,此时位移传感器能够获得收放作动筒的运动行 程,当超过设定阈值时,判定起落架处于触地状态, 起落架自动随地形调整着陆姿态;当机体上升时, 起落架依靠自身重力自动放下。因此,作动筒的伸 缩速度v需要适配直升机的着陆速度,防止调姿缓 慢引起着陆姿态不平稳导致机体倾斜,有

$$v \geqslant \Delta z/k/t \quad t \geqslant 3 \tag{1}$$

式中:Δz代表垂向调姿位移,k代表最大垂向位移 与作动筒最大行程的比值,t为姿态调节时间。

在着陆控制过程中,起落架进行姿态调节时不 承受载荷,起落架处于活动状态,能够根据地形阶 差自动改变姿态。起落架系统处于随动状态,且在 液压源作用下作动筒的解锁机构被打开,作动筒可 自由伸长或者压缩,即使在初始位置也不会锁定。

#### 2.2 基于触地感知的着陆控制逻辑

着陆下降过程中,当一个起落架率先触地后, 该起落架仍随机体下降进行被动调姿,调姿过程中 控制器实时采集位移传感器数据,获得作动筒的伸 长量。当最后一个起落架触地后,控制器获得所有 起落架作动筒的伸长量,所有作动筒伸长量均超过 设定阈值1,或者任意一个起落架作动筒伸长量超 过阈值2时,控制器立即切断电磁阀使液控单向阀 断开,起落架系统进入液压油路锁定,姿态不再发 生变化,由板簧机构完成后续着陆吸能过程,整个 控制流程逻辑如图3所示。



## 3 自适应起落架性能计算

### 3.1 运动调姿轨迹分析

自适应起落架着陆姿态运动轨迹分析如图4 所示。在垂直方向上,通过调整各个起落架的位姿 使其与复杂地形相适配,实现斜坡地形着陆。在水 平方向上,姿态位移控制同样重要。水平方向姿态 位移过大会导致横向轮距明显变化,在着陆过程中 引起横向滑动问题,例如落足点位置变化可能带来 安全风险、不同地面滑动摩擦系数的差异对着陆性 能影响很大。因此,自适应起落架构型分析以水平 方向姿态调节的幅度作为判据。



将下摇臂与机体连接点O作为坐标原点,选 择垂向Z和侧向Y建立坐标系。板簧与上摇臂连 接点记作B、板簧与下摇臂的连接点记作A,上摇 臂与机体连接点记作P,其中O、P坐标位置固定。 根据几何关系,触地点K的水平位移ΔY和垂向位 移△Z可计算如下

$$\Delta Z = [OA \sin \theta_1 + AK \cos \varphi_1] - [OA \sin \theta_2 + AK \cos \varphi_2]$$
(2)  
$$\Delta Y = [OA \cos \theta_1 + AK \sin \varphi_1] - [OA \cos \theta_2 + AK \sin \varphi_2]$$
(3)

式中: $\theta_i(i=1,2)$ 代表下摇臂向量 $\overrightarrow{OA}$ 与坐标轴 Y 向的夹角; $\varphi_i(i=1,2)$ 代表向量 $\overrightarrow{AK}$ 与坐标轴 Z向 的夹角;当 $\overrightarrow{OA}$ 位置处于第一象限时, $\theta_2$ 取值为负。 根据几何关系,向量 $\overrightarrow{AP}$ 可由向量 $\overrightarrow{OP}$ 、 $\overrightarrow{OA}$ 以及  $\angle POA$ 唯一确定,向量 $\overrightarrow{AP}$ 、 $\overrightarrow{AB}$ 、 $\overrightarrow{PB}$ 可确定 B 点坐 标,结合 $\angle BAK$ 计算角度 $\varphi_i$ 。

#### 3.2 缓冲吸能计算

本文构型方案采用4个起落架,通过板簧机构 弹塑性变形吸收着陆能量。以起落架4点水平着 陆无前飞速度为例,且前起落架着陆地形存在阶 差,其中机体坐标系X代表航向,Y代表侧向,Z代 表垂向,如图5所示。





Fig.5 Illustration of adaptive landing on step-difference terrain

记直升机质量为*M*,前起落架距离重心水平 距离为*a*,主起落架距离重心水平距离为*b*,2个前 起落总承载为*P*<sub>1</sub>,2个后起落架总承载记为*P*<sub>2</sub>,如 图 5所示。其中,左右前起落架位置示意详见图 6。*P*<sub>1</sub>与*P*<sub>2</sub>的计算公式为

$$\begin{cases} P_1 = M \cdot g \cdot b / (a+b) \\ P_2 = M \cdot g \cdot a / (a+b) \end{cases}$$
(4)

因调姿过程中两个前起的姿态不同,对右前起 承载 F<sub>1</sub>和左前起承载 F<sub>2</sub>做进一步计算,如图 6 所 示,左/右主起载荷计算与之类似

$$\begin{cases} F_{1} = P_{1} / \left( 1 + \frac{c - vh_{1}}{d + vh_{2}} \right) \\ F_{2} = P_{1} / \left( 1 + \frac{d + vh_{2}}{c - vh_{1}} \right) \end{cases}$$
(5)

式中:重心至右前起触地点及重心至左前起触地点 的垂向距离分别为*h*<sub>1</sub>与*h*<sub>2</sub>,地面摩擦因数为*v*,在侧 向方向上右前起距离重心水平距离为*c*,左前起距





Fig.6 Force calculation of the front landing gear in different postures

离重心水平距离为d。

由式(4,5)可知,地面摩擦因数对左/右前起载 荷计算结果影响最大,其次为水平方向上各力臂距 离*a、b、c、d*以及重心离地高度*h*。地面摩擦因数和 重心离地高度只受地形特征影响,因此在设计层面 主要考虑调姿过程中触地点的运动轨迹,使其实现 垂向大范围调节的同时保证水平方向位移尽可能 小,避免各起落架承载差距过大,这是本文构型设 计的核心。

直升机下沉速度为v、升力系数为L、重心下降 高度为H,在板簧机构触地瞬间,系统着陆能量W。 计算如下

$$W_{0} = \frac{1}{2} M v^{2} + (1 - L) M g H$$
 (6)

起落架板簧机构进行静压试验时可获取其载 荷和垂向行程变化曲线,如图7所示。



Fig.7 Landing gear load-displacement power curve

单一起落架吸收着陆功量 W<sub>i</sub>则为垂向载荷 F<sub>i</sub> 与行程 S<sub>i</sub>所包络的面积,i代表起落架数量,由能量 守恒定律计算得到

$$\begin{cases} W_{i} = \int F_{i} dS_{i} \quad i = 1, 2, 3, 4 \\ W_{0} = W_{1} + W_{2} + W_{3} + W_{4} \end{cases}$$
(7)

## 4 实验仿真

### 4.1 起落架构型设计分析

起落架缓冲装置采用板簧机构,其不同的结构 形状对着陆载荷的承受能力不同。一方面,随着着 陆载荷的增大,液压系统姿态锁定能力随之提升, 作动控制系统所需要的功率增大;另一方面,着陆 载荷如果存在大范围波动,作动控制系统的响应时 间和稳定性要求也会随之提升。因此,着陆载荷需 要进行控制,可通过板簧构型的优化设计实现,从 而降低作动控制系统的设计难度和成本。

本文板簧形状设计为直线形、双弓形、弓形,材 料选择铝合金。对3种构型进行有限元计算,设定 相同垂向载荷(该载荷不会使板簧进入塑性变形), 地面摩擦因数取值范围为[0,0.4],图8为地面摩 擦因数取0的仿真结果。





根据3种构型获得的地面载荷和行程曲线,选定 相同功量值,分别计算各摩擦因数状态下起落架吸能 到达该功量所需的地面载荷,所得结果如图9所示。

在设定摩擦系数[0,0.4]范围内,弓形板簧载 荷变化为2012~2504N,幅度最小;双弓形次之, 直线形板簧载荷变化为1800~2540N,幅度最 大。当摩擦系数接近0.4时,弓形板簧承受的地面





载荷相比较其他两种构型为最小,因此3种构型设 计中弓形板簧为最优解。

#### 4.2 姿态调节运动轨迹仿真

通过调节图4中起落架结构交点位置,姿态调 节运动轨迹会有较大差异。构型设计应以垂向大 范围调姿及水平方向小范围调姿为优化目标,避免 机体着陆出现震颤抖动。以机身两接头O点和P 点位置作为调整变量,由式(2,3)得到两组姿态运 动轨迹数据,如图10所示。





图 10(a)中姿态调节过程中ΔY首先沿 Y轴负 向增大至 12 mm,而后在ΔZ=265 mm时ΔY减小 为0 mm,此后沿着 Y轴正向增大,Y轴正负号仅代 表调姿方向。图 10(b)中展示增大接头距离 OP的 方案,ΔY只沿 Y轴正向单向增大,对比在相同ΔZ 所对应的ΔY,增大接头距离OP会导致水平方向 位移明显增大。

同理,增大上摇臂 PB设计尺寸或者增大板簧 接头设计距离 AB,起落架调姿特性与图 10(a)相 似;增大下摇臂 OA 设计尺寸,起落架调姿特性与 图 10(b)相似。

#### 4.3 起落架着陆载荷计算仿真

自适应起落架在不同阶差高度地形环境下的 触地姿态存在差异,如图11(a)所示。以垂向姿态 (即调姿角度0°)作为对比,选取4种不同调姿角度 所对应的触地姿态进行着陆载荷分析,结果如图 11(b)所示。



由计算结果可知,在达到相同垂向压缩行程下,调姿角度增大会导致垂向载荷增大。例如,在 150 mm压缩行程下,9°姿态角对应的垂向载荷比 0°姿态角度载荷增大165 N。姿态角度在着陆过程 中无法消除,其优点在于在相同压缩行程下,姿态 角度越大起落架功量越大,着陆吸能效果越好。

## 5 结 论

(1)设计了一种基于触地感知的自适应起落 架构型,在提升着陆性能的同时具备良好的姿态调 节能力,垂向姿态调节范围接近500 mm。

(2)采用板簧机构作为主要吸能手段,通过弓 形构型设计使其承受垂向载荷时对地面摩擦因数 不敏感,在不同地形下着陆不会出现较大的载荷波 动,有利于降低作动控制系统的功率要求。

(3)本文所述的着陆逻辑为空载被动式,与主动控制式相比,姿态调节过程中不承受载荷。在垂向姿态调节高度小于300mm的范围内水平方向的位移不超过12mm,避免姿态调节过程中机体出现震颤抖动,提升着陆稳定性。

(4)除了下沉速度和结构重量外,垂向载荷还 受着陆姿态影响,且着陆姿态倾斜角度越大,在相 同压缩行程下垂向载荷越大,起落架吸能效率 越高。

本文所提出的自适应起落架具备盲降能力,地 形阶差处于姿态调节范围内均可实现着陆,降低着 陆区域的限制要求,需要进一步开展工程应用实验 论证。

#### 参考文献:

- [1] 聂宏,王宸,陈金宝.航天器着陆缓冲机构技术研究进展[J].南京航空航天大学学报,2022,54(5):751-770.
   NIE Hong, WANG Chen, CHEN Jinbao. Review of aerospace landing mechanism technology[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2022, 54(5):751-770.
- [2] REN J, WANG J, LIU X. Design and analysis of terrain-adaptive bionic landing gear system[C]//Proceedings of the 2018 37th Chinese Control Conference (CCC). [S. 1.]: IEEE, 2018: 5504-5508.
- [3] REN J, WANG J, LIU X. Terrainadaptive bionic landing gear system design for multi-rotor UAVs[C]// Proceedings of the 2019 Chinese Control and Decision Conference. Nanchang: IEEE, 2019: 5757-5762.
- [4] 韩雨莹,房兴波,陈虎.组合式起落架缓冲器耐坠毁性
   能仿真与分析[J].南京航空航天大学学报,2022,54
   (2):239-244.

HAN Yuying, FANG Xingbo, CHEN Hu. Crashworthiness performance simulation and analysis of oleopneumatic and foam-aluminum combined-type landing gear buffer[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2022, 54(2): 239-244.

- [5] KIEFER J, WARD M, COSTELLO M. Rotorcraft hard landing mitigation using robotic landing gear[J]. Journal of Dynamic Systems Measurement & Control, 2016,138(3): 031003.
- [6] LEO C V, LEON B, WACHLIN J. Cable-driven four-bar link robotic landing gear mechanism: Rapid design and survivability testing[C]//Proceedings of the Structural Dynamics and Materials Conference. Virginia: AIAA, 2018.
- [7] LANGLEY J, COSTELLO M. Ground resonance mitigation of rotorcraft with articulated robotic landing gear: A preliminary investigation[J]. American Heli-

copter Society, 2016 (2): 361-378.

- [8] SARKISOV Y S, YASHIN G A, TSYKUNOV E V. Drone gear: A novel robotic landing gear with embedded optical torque sensors for safe multicopter landing on an uneven surface[J]. IEEE Robotics and Automation Letters, 2018, 3(3): 1912-1917.
- [9] 崔滨.直升机自适应起落架控制技术研究[D].哈尔 滨:哈尔滨理工大学,2021.
   CUI Bin. Study on adaptive landing gear control technology of helicopter[D]. Harbin: Harbin University of Science and Technology, 2021.
- [10] 刘昊林,刘小川,任佳.仿生腿式地形自适应起落架构 型与动力学分析[J].装备环境工程,2022,19(9):25-31.
  LIU Haolin, LIU Xiaochuan, REN Jia. Mechanism configuration and dynamic analysis of bionic legged terrain adaptive landing gear[J]. Equipment Environmental Engineering, 2022, 19(9):25-31.
- [11] 金映丽,刘雨时,闫明.自适应起落架多传感器协同控 制系统[J].沈阳工业大学学报,2023,45(6):666-671.
  JIN Yingli, LIU Yushi, YAN Ming. Adaptive landing gear multi-sensor cooperative control system[J].
  Journal of Shenyang University of Technology, 2023, 45(6):666-671.
- [12] 任佳,刘小川,王计真.多连杆混联仿生腿式起落架 设计与着陆实验研究[J].科学技术与工程,2023,23 (11):4881-4893.

REN Jia, LIU Xiaochuan, WANG Jizhen. Design of multi-link hybrid bionic landing gear and landing test [J]. Science Technology and Engineering, 2023, 23 (11): 4881-4893. [13] 周乐, 尹乔之, 魏小辉. 仿生四足六旋翼无人机自适应着陆性能分析[J]. 航空工程进展, 2024, 15(3): 45-51.

ZHOU Le, YIN Qiaozhi, WEI Xiaohui. Analysis of adaptive landing performance of bionic four-legged hexacopter UAV[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2024, 15(3): 45-51.

- [14] 孙浩,尹乔之,魏小辉.新型自适应起落架的单支腿 落震性能研究[J].北京航空航天大学学报,2023,49 (4):990-998.
  SUN Hao, YIN Qiaozhi, WEI Xiaohui. Research of single leg drop performance of new adaptive landing gear[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2023, 49(4): 990-998.
- [15] NI X, YIN Q, WEI X. Research on landing stability of four-legged adaptive landing gear for multirotor UAVs[J]. Aerospace, 2022, 9(12): 776-783.
- [16] 梁伟华,朱赫,尹乔之.基于自适应起落架的旋翼飞行器着陆稳定性分析[J].航空计算技术,2023,53
  (4):38-41.
  LIANG Weihua, ZHU He, YIN Qiaozhi. Landing stability analysis of rotorcraft based on adaptive landing gear[J].Aeronautical Computing Technique, 2023,53
  (4):38-41.
- [17] 张伟哲,卢晓斐,付嘉舜.无人机起落架地形自适应 系统设计[J].科技创新与应用,2018(22):56-58.
  ZHANG Weizhe, LU Xiaofei, FU Jiashun. Design of terrain adaptive system for unmanned aerial vehicle landing gear[J]. Technology Innovation and Application, 2018(22):56-58.

(编辑:孙静)