

DOI:10.16356/j.2097-6771.2026.02.005

基于路径生成与动态逆控制的直升机动态着舰仿真

杨舒涵, 陈仁良, 叶毅

(南京航空航天大学直升机动力学全国重点实验室, 南京 210016)

摘要: 在考虑舰船艏流、大气紊流、舰船运动以及旋翼与甲板的地面效应对直升机动态着舰过程的操纵量和姿态影响基础上, 本文提出了一种直升机动态着舰仿真方法。首先, 建立了考虑舰船艏流与大气紊流影响的直升机动力学模型, 并验证了其准确性。其次, 基于微分平坦原理, 将直升机动态着舰过程转换为轨迹生成问题, 得到时间最优的直升机动态着舰轨迹。再次, 设计了基于非线性动态逆的直升机动态着舰控制律, 该控制律基于两层递进式的控制架构, 结合了非线性动态逆解耦效果好、响应迅速的优势, 与轨迹生成路径平滑且易于跟踪的特点。最后, 以 UH-60 直升机和 SFS2 护卫舰为例进行动态着舰仿真, 对比了有无风场两种情况下的仿真结果。结果表明: 本文采用的轨迹生成方法能够快速更新, 满足直升机动态着舰的实时性要求; 设计的控制律能够有效控制误差, 抵抗风场干扰; 提出的直升机动态着舰方法能有效捕捉舰船艏流对直升机模型的影响, 并有效模拟直升机动态着舰过程中的直升机操纵量和运动的时间历程。

关键词: 直升机飞行动力学; 舰载直升机; 轨迹生成; 微分平坦; 动态逆

中图分类号: V212.4 文献标志码: A 文章编号: 1005-2615(2026)02-0295-10

Simulation of Helicopter Dynamic Landing Based on Path Planning and Dynamic Inverse Control

YANG Shuhan, CHEN Renliang, YE Yi

(National Key Laboratory of Helicopter Aeromechanics, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: This paper proposes a dynamic landing simulation method for helicopters, considering the effects of ship wake, atmospheric turbulence, and ship motion, as well as the ground effect between the rotor and the deck, on the control quantities and attitude during the dynamic landing process of helicopters. Firstly, a dynamics model of the helicopter affected by the ship's wake and atmospheric turbulence is established and its trim and dynamic response are verified. Secondly, based on the principle of differential flatness, the dynamic landing process of the helicopter is transformed into a trajectory generation problem, and a reasonable and feasible dynamic trajectory for the helicopter's dynamic landing is obtained. Then, a helicopter dynamic landing control law based on nonlinear dynamic inversion is designed. This control law is based on a two-layer progressive control architecture, combining the advantages of good decoupling and rapid response of nonlinear dynamic inversion, with the characteristics of smooth trajectory generation path and easy tracking. Finally, dynamic landing simulations are carried out with the UH-60 helicopter and SFS2 frigate as examples, and the simulation results under two conditions, with and without wind field, are compared. The results show that the adopted trajectory generation method can be updated quickly and meet the real-time requirements of

基金项目: 国家自然科学基金(11672128); 江苏高校优秀学科建设工程项目。

收稿日期: 2024-12-10; **修订日期:** 2025-05-15

通信作者: 陈仁良, 男, 教授, 博士生导师, E-mail: crlae@nuaa.edu.cn。

引用格式: 杨舒涵, 陈仁良, 叶毅. 基于路径生成与动态逆控制的直升机动态着舰仿真[J]. 南京航空航天大学学报(自然科学版), 2026, 58(2): 295-304. YANG Shuhan, CHEN Renliang, YE Yi. Simulation of helicopter dynamic landing based on path planning and dynamic inverse control[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics (Natural Science Edition), 2026, 58(2): 295-304.

helicopter dynamic landing. The designed control law can effectively improve the landing accuracy and resist wind field interference. The proposed helicopter dynamic landing method can effectively capture the influence of the stern current of the ship on the helicopter model, and effectively simulate the time history of the helicopter handling quantity and motion during the dynamic landing process of the helicopter.

Key words: helicopter flight dynamics; shipborne helicopter; trajectory generation; differential flatness; dynamic inversion

舰载直升机因其垂直起降功能,成为海上任务的重要装备。着舰降落是舰载直升机飞行任务里必不可少的阶段^[1]。然而,相比于陆基环境,海上任务会面临海紊流风场等不利因素。由于流场环境及降落平台不规则运动等因素,着舰阶段的飞行事故率较高。同时,在着舰操作过程中,飞行员的工作负荷大,这使得计算机辅助或完全自主控制策略的发展势在必行。通过仿真可进行复杂环境条件下直升机着舰的数字模拟试验,对着舰过程进行分析,为飞行试验提供理论依据。

因此,直升机动态着舰已成为重要且复杂的综合性课题^[2],涉及直升机模型、轨迹生成、控制、计算流体力学以及预报算法等多个领域。首先,针对舰船艉流与直升机模型的耦合问题,文献[3]建立了舰船艉流与直升机飞行动力学的单向耦合模型,并验证了模型的正确性。文献[4]分析了舰船艉流对直升机配平操纵的影响。其次,直升机飞行的轨迹生成方法通常采用几何或运动变量参数化参考轨迹。这些轨迹通常不能保证时间最优性,缺乏灵活性,需要手动调整特定参数。为了得到实时的运动轨迹,文献[5]将基于微分平坦的轨迹生成方法用于四旋翼飞行器,可以通过位置和偏航角实时生成最佳轨迹,同时确保安全通过指定的位置,并满足速度、加速度和输入的限制。文献[6]将基于微分平坦的轨迹生成方法用于直升机着舰,经过测试,该方法计算速度快,能够实时迭代修正。在着舰阶段,直升机需要严格跟随舰轨迹,为了提升跟踪控制的效果,文献[7]采用动态逆方法,对直升机着舰时的多种响应类型进行研究,验证了动态逆能够满足着舰时对直升机操纵响应快速性的要求,然而其没有充分考虑到着舰过程中复杂环境的干扰。针对着舰时直升机易与甲板碰撞,飞行事故率较高的问题,文献[8]提出了一种甲板预报算法。在以上研究的基础上,本文针对复杂环境下的直升机动态着舰过程,对直升机模型、轨迹生成、控制以及着舰环境进行综合研究。

本文对直升机动态着舰过程的仿真方法进行的研究,开展如下工作:首先,建立了直升机着舰飞行动力学模型,并与国外飞行试验数据对比,验证模型的静态特性与动态特性。其次,基于微分平坦理论对直升机飞行轨迹进行生成,以适应直升机和舰船的动态运动及复杂的舰船艉流。再次,采用非线

性动态逆方法,改善直升机对轨迹的跟踪效果,提高直升机动态着舰精度。在直升机动态着舰过程中考虑大气紊流、舰船艉流以及舰船的横摇和垂荡以及旋翼与甲板的地面效应,使得仿真方法能够模拟真实场景。最后,综合上述内容,构建直升机动态着舰过程的仿真方法,得到直升机动态着舰过程中的直升机操纵量和运动的时间历程。

1 直升机着舰飞行动力学模型

直升机动态着舰的仿真需要建立直升机飞行动力学与舰船艉流的耦合模型。以UH-60直升机为建模对象,建立直升机舰面起降飞行动力学模型^[9-12]。基于定常数值模拟得到着舰区域离散流场数据样本,将流场与直升机飞行动力学模型进行耦合。直升机着舰飞行动力学模型共16个运动自由度,包括机体的6个运动自由度、旋翼4片桨叶的挥舞自由度、旋翼入流的3个自由度、尾桨入流的1个自由度、机身的1个侧洗和1个下洗自由度。简化后直升机飞行动力学方程组可表示为

$$\dot{x}_T = f(x_T, u, w, t) \quad (1)$$

$$x_T = [x_B \ x_R \ x_1]^T \quad (2)$$

$$x_B = [u \ v \ w \ p \ q \ r \ \phi \ \theta \ \psi] \quad (3)$$

$$x_R = [\dot{\beta}_1 \ \dot{\beta}_2 \ \dot{\beta}_3 \ \dot{\beta}_4 \ \beta_1 \ \beta_2 \ \beta_3 \ \beta_4] \quad (4)$$

$$x_1 = [v_0 \ v_c \ v_s \ v_{tr} \ v_x \ v_y] \quad (5)$$

式中:状态量 x_T 包含机身状态量 x_B 、旋翼状态量 x_R 以及诱导速度状态量 x_1 ; u, v, w, p, q, r 分别为机身坐标系下的机体运动速度和角速度; ϕ, θ, ψ 为机身姿态角; $\beta_i, \dot{\beta}_i (i=1, 2, 3, 4)$ 分别为第 i 片桨叶的挥舞角和挥舞角速率; v_0, v_c, v_s 为旋翼入流状态; v_{tr} 为尾桨入流状态; v_x, v_y 为机身对平尾、垂尾和尾桨的尾迹干扰状态; $u = [\delta_{lat} \ \delta_{lon} \ \delta_{col} \ \delta_{ped}]^T$ 为控制输入,其中 δ_{lat} 为横向操纵杆量, δ_{lon} 为纵向操纵杆量, δ_{col} 为总距操纵杆量, δ_{ped} 为脚蹬操纵量; $w = [DEFGH]^T$ 为直升机各气动部件的气流速度,其中 $D = [U_{rs} \ V_{rs} \ W_{rs}]_{i,j}$ 为第 i 片桨叶第 j 个叶素的气流速度, $E = [U_f \ V_f \ W_f]$ 表示机身在3个方向的气流速度分量, $F = [U_{hs} \ V_{hs} \ W_{hs}]$ 表示平尾在3个方向的气流速度分量, $G = [U_{vt} \ V_{vt} \ W_{vt}]$ 表示垂尾在3个方向的气流速度分量, $H = [U_{tr} \ V_{tr} \ W_{tr}]$ 表示尾桨在3个方向的气流速度分量; t 为时间。

直升机接近舰船甲板改变了旋翼平面内的诱导速度并影响旋翼拉力和功率,出现旋翼与甲板之间的干扰现象^[13],类似直升机近地面飞行时的地面效应,本文采用地面效应经验模型如下^[14]

$$f_g = \frac{T}{T_\infty} = \left[1 - \frac{1}{(4z/R)^2} \right]^{-1} \quad (6)$$

式中: T 为受地面效应的旋翼拉力; T_∞ 为远离地面处的旋翼拉力; R 为旋翼半径; z 为桨盘离地高度。

为了验证直升机飞行动力学模型的静态特性,图 1 为稳定配平飞行状态下操纵量的配平计算结果与美国军方的 AEFA 飞行试验^[15]实测值的对比。从图中可以看出,本文的配平计算结果与飞行试验结果吻合良好,表明本文建立的直升机飞行动力学模型准确,配平方法合理。

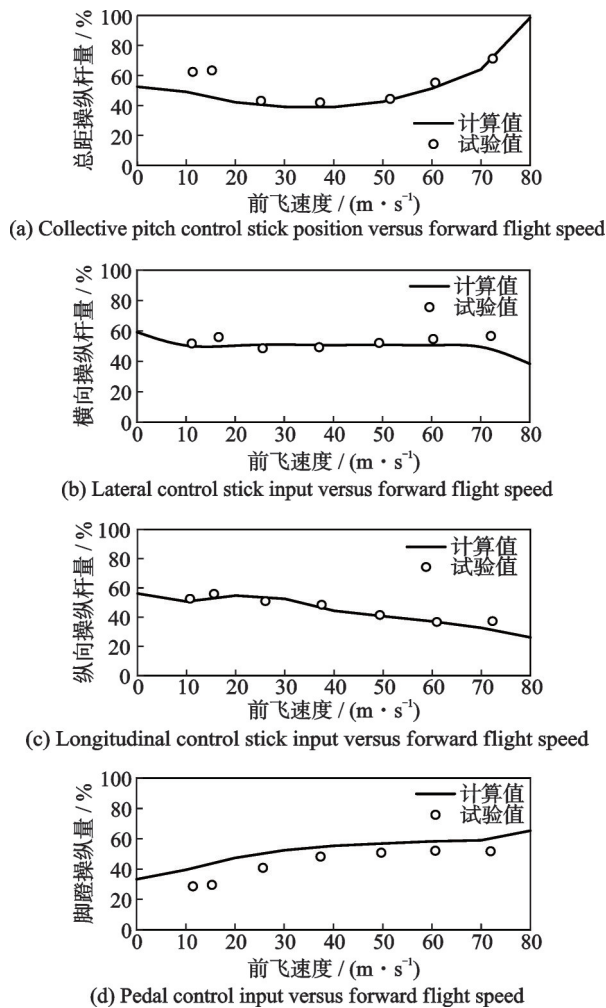


图 1 操纵杆量随前飞速度变化曲线

Fig.1 Control variables varying with forward flight speed

为了验证直升机飞行动力学模型的动态特性,同样使用 AEFA 飞行试验实测值进行对比验证,采用 UH-60A 直升机悬停时的轴向响应对模型进行非线性验证。图 2 为直升机垂向速度、滚转、俯仰和偏航速率对总距杆、横、纵驾驶杆及脚蹬的操

纵响应。从图中看出,动态响应计算结果与飞行试验数据吻合良好,表明该模型适用于动态着舰仿真方法研究。

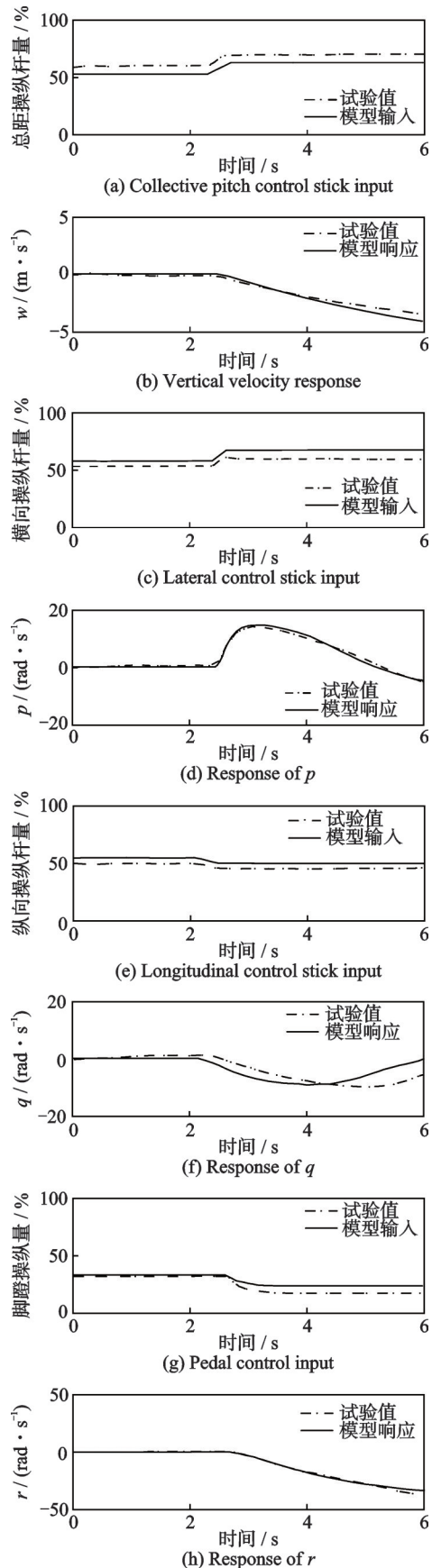


图 2 悬停时阶跃输入响应

Fig.2 Step input response in hover

2 基于微分平坦的轨迹生成

实现直升机动态着舰的前提是具备轨迹生成的能力。生成的轨迹应考虑系统的动力学特性约束,以确保生成的轨迹在动力学上是可实现的。此外,该方法能满足轨迹更新实时性的要求。本文基于微分平坦理论处理轨迹生成问题,将原始复杂的非线性模型转化为等效的简化模型,该简化模型适用于轨迹规划并表示动态约束。采用微分平坦理论可以降低轨迹生成问题的维度,提高计算速度,满足动态着舰的实时性要求。

2.1 直升机的微分平坦性

微分平坦概念由 Fliess 等^[16]提出。如果一个系统的任何变量可以表示为另一个系统的变量及其有限次时间导数的函数,则两个系统是等价的。

直升机是一个具有微分平坦性的系统。然而,如果采用精确的非线性直升机模型进行求解,会出现求解困难,计算速度慢等问题。因此需要对直升机模型进行简化,为此引入下列假设:

(1)与重力加速度相比,直升机的垂直加速度相当小;

(2)机身实际俯仰角 θ 和滚装角 ϕ 与配平值 $\bar{\theta}$ 、 $\bar{\phi}$ 的差值是一个小量;

(3)直升机旋翼升力是合力的主要组成部分,其方向相对于机体坐标轴保持不变。

图 3 为直升机坐标系统示意图, \bar{F} 为配平状态下的除重力以外气动力合力,受到扰动后 \bar{F} 旋转到 F 。

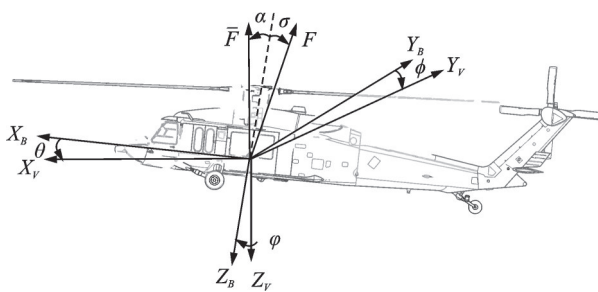


图 3 直升机坐标系统示意图

Fig.3 Coordinate system schematic diagram of helicopter

由以上假设可得 $\sigma = \phi - \bar{\phi}$ 、 $\alpha = \theta - \bar{\theta}$,由坐标系统示意图可以得到

$$T_x(\phi)T_y(\theta)T_z^{-1}(\alpha)T_x^{-1}(\sigma)F = T_x(\bar{\phi})T_y(\bar{\theta})F \quad (7)$$

将式(7)展开,可推导合力大小为

$$F = \frac{-m(g - \ddot{Z})}{\cos(\theta - \bar{\theta})\cos(\phi - \bar{\phi})} \quad (8)$$

由假设(1)得 $g - \ddot{Z} \approx g$,将力分解得到

$$\begin{cases} -\ddot{X}/g = \tan(\theta - \bar{\theta})\cos\phi + \frac{\tan(\phi - \bar{\phi})}{\cos(\theta - \bar{\theta})}\sin\phi \\ -\ddot{Y}/g = \tan(\theta - \bar{\theta})\sin\phi - \frac{\tan(\phi - \bar{\phi})}{\cos(\theta - \bar{\theta})}\cos\phi \end{cases} \quad (9)$$

取平坦输出为

$$o = [X, Y, Z, \psi] \quad (10)$$

选择平坦输出后,可以得到姿态角的表达式为

$$\begin{cases} \theta = -\arctan\left(\frac{\ddot{X}}{g}\cos\psi + \frac{\ddot{Y}}{g}\sin\psi\right) + \bar{\theta} \\ \phi = \arctan\left(\frac{-\ddot{X}\sin\psi + \ddot{Y}\cos\psi}{\sqrt{g^2 + (\ddot{X}\cos\psi + \ddot{Y}\sin\psi)^2}}\right) + \bar{\phi} \end{cases} \quad (11)$$

通过求导与坐标转换得到角速度与平坦输出关系为

$$\begin{bmatrix} \dot{p} \\ \dot{q} \\ \dot{r} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & -\sin\theta \\ 0 & \cos\phi & \cos\theta\sin\phi \\ 0 & -\sin\phi & \cos\theta\cos\phi \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} \quad (12)$$

以上推导证明得到直升机的微分平坦性,将直升机模型转化为等效的简化模型。

2.2 着舰轨迹求解方法

着舰轨迹采用最小快门轨迹规划优化方法^[17]求解。使用多项式表示直升机的位移轨迹 X 、 Y 、 Z ,近似认为偏航角 ψ 始终与速度方向指向相同。任意方向位移的运动轨迹表示为

$$f_i(t) = p^T \times t \quad i = X, Y, Z \quad (13)$$

式中: $p = [a_0 \ a_1 \ a_2 \ \dots \ a_n]^T$ 为多项式系数向量,也是非线性规划问题的优化变量; $t = [1 \ t \ t^2 \ \dots \ t^n]^T$ 表示时间。

采用最小化轨迹四阶导数为目标函数,以生成兼具高平滑度与良好动态响应的轨迹^[17],其目标函数表示为

$$f_s = \int_0^T f_i^{(4)}(t)^2 dt = p^T Q p \quad (14)$$

式中 $Q = \int_0^T t^{(4)} \times (t^{(4)})^T dt$ 为时间相关的积分项。

端点约束以及机体状态的连续性通过每段轨迹在端点处的连续性约束表示为

$$d_{T,i} = d_{0,i+1} = A_{T,i} p_i = A_{0,i+1} p_{i+1} \quad (15)$$

式中: d 为约束; A 为映射矩阵;下标 0 为始端, T 为末端, i 表示第 i 段轨迹。 $A_{T,i}$ 表示一个与时间相关的矩阵,计算公式为

$$A_{T,i} = \begin{bmatrix} 1 & T & \dots & T^N \\ 0 & 1 & \dots & NT^{N-1} \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ 0 & 0 & \dots & \left(\prod_{i=3}^N i\right) T^{N-4} \end{bmatrix} \quad (16)$$

对于多段轨迹, f_s 表示为

$$f_s = \begin{bmatrix} d_1 \\ d_2 \\ \vdots \\ d_M \end{bmatrix}^T \begin{bmatrix} A_1 & & & \\ & A_2 & & \\ & & \ddots & \\ & & & A_M \end{bmatrix}^{-T} \cdot \begin{bmatrix} Q_1 & & & \\ & Q_2 & & \\ & & \ddots & \\ & & & Q_M \end{bmatrix} \begin{bmatrix} A_1 & & & \\ & A_2 & & \\ & & \ddots & \\ & & & A_M \end{bmatrix}^{-1} \begin{bmatrix} d_1 \\ d_2 \\ \vdots \\ d_M \end{bmatrix} \quad (17)$$

式(13~17)构成了带约束的二次规划问题。为了将上述带约束二次规划问题转换为无约束二次规划问题,将 $[d_1 \ d_2 \ \dots \ d_M]$ 分解为约束决定的 d_F 和待优化部分 d_P ,令 $R = EA^{-T}QA^{-1}E^T$,其中 E 为行变化矩阵, R_{FF} 、 R_{FP} 、 R_{PF} 、 R_{PP} 为 R 的分块矩阵,得到无约束的目标函数为

$$f_s = \begin{bmatrix} d_F \\ d_P \end{bmatrix}^T \begin{bmatrix} R_{FF} & R_{FP} \\ R_{PF} & R_{PP} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} d_F \\ d_P \end{bmatrix} \quad (18)$$

令式(18)导数为零得到

$$d_P = -R_{PP}^{-1}R_{PF}^T d_F \quad (19)$$

针对直升机动态着舰问题,除了考虑端点的约束,还要考虑与时间相关的路径约束。路径约束包括直升机的加速度、滚转角和俯仰角,有

$$h_{\min} \leq h(q(t)) \leq h_{\max} \quad (20)$$

式中: $q(t)$ 包括水平加速度 $a(t) = \sqrt{a_x^2(t) + a_y^2(t)}$ 、垂向加速度 $a_z(t)$ 、俯仰角 θ 及滚转角 ϕ 。

为了得到时间最优的轨迹,在目标函数式(18)中引入时间惩罚约束,有

$$f_t = f_s + \lambda_T \sum_{i=1}^M T_i \quad (21)$$

式中: λ_T 为时间惩罚因子,决定总时间大小; T_i 为每段轨迹的时间,影响轨迹的平滑度。通过非线性规划求解器^[18],迭代优化变量 P 和 T_i ,得到最优轨迹。

上述方法可以减少优化迭代与求解的计算量,使得计算速度能够满足实时性要求。

3 着舰跟踪控制律设计

直升机动态着舰对控制器的跟踪解耦性能有严格要求,经典的PID控制方法难以满足直升机着舰的要求。为解决直升机对着舰轨迹的准确跟踪问题,采用两层递进式的非线性动态逆控制律。

3.1 非线性动态逆控制律结构

针对直升机的六自由度非线性动力学模型,设计了非线性动态逆(Nonlinear dynamic inversion, NLDI)控制律。图4给出了非线性动态逆控制律结构图。

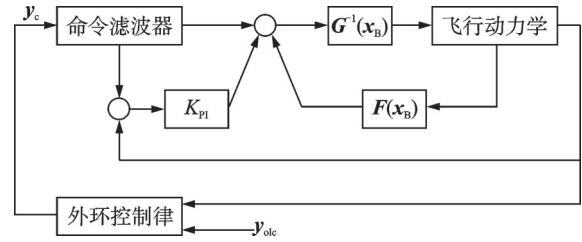


图4 非线性动态逆控制器

Fig.4 Nonlinear dynamic inverse controller

外环控制律输入信号为轨迹生成得到的位移与位移反馈,输出信号为姿态角和垂向位移。内回路输入信号为外回路输出信号。内回路通过简化的直升机非线性模型得到逆模型,实现轴间解耦,解算出操纵杆量作为飞行动力学模型的输入。

3.2 内回路设计

由于直升机具有复杂的非线性,得到其准确的逆模型非常困难。因此内回路设计面临的难点是如何构建一个近似的非线性模型,该模型应能够兼顾跟踪解耦性能的要求与计算速度。简化的模型包括力和力矩的气动导数与操纵导数,以及六自由度刚体运动方程,即有

$$\begin{bmatrix} F_b \\ M_b \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{\partial F_b}{\partial V_b} \\ \frac{\partial M_b}{\partial \omega_b} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta V_b \\ \Delta \omega_b \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \frac{\partial F_b}{\partial u} \\ \frac{\partial M_b}{\partial u} \end{bmatrix} \Delta u + F_0 \quad (22)$$

$$\begin{cases} \dot{V}_b = m^{-1}(F_b - G_b) - \omega_b \times V_b \\ \dot{\omega}_b = I_n^{-1} \times M_b - I_n^{-1} \times \omega_b \times (I_n \times \omega_b) \end{cases} \quad (23)$$

式中: F_b 、 M_b 为各部件对重心处气动力与力矩之和; F_0 为配平状态下各部件对重心处气动力与力矩之和; Δu 为控制输入增量; m 为全机质量; G_b 为重力分量;角速度 $\omega_b = [p, q, r]$;速度 $V_b = [u, v, w]$ 。所有关于力和力矩的气动导数都是根据空速来插值的。

基于上面的简化处理,得到非线性模型状态空间方程为

$$\dot{x}_B = f(x_B) + g(x_B)\Delta u \quad (24)$$

内回路所用的动态逆控制变量定义为

$$y = h(x_B) = \begin{bmatrix} p + q \sin \phi \tan \theta + r \cos \phi \tan \theta \\ q \cos \phi - r \sin \phi \\ u \sin \theta - v \sin \phi \cos \theta - w \sin \phi \cos \theta \\ r \end{bmatrix} \quad (25)$$

控制变量时间导数为

$$\dot{y} = \frac{dh(x_B)}{dx_B} (f(x_B) + g(x_B)\Delta u) = F(x_B) + G(x_B)\Delta u \quad (26)$$

为了让系统跟踪期望的值 $y_c(x_F)$,系统的跟踪

误差定义为

$$e(t) = y_c(t) - y(t) \quad (27)$$

简单的比例积分补偿器可以满足误差动力学,得到最终的动态逆控制律为

$$\Delta u = G^{-1}(x_B)(\dot{y}_c - F(x_B) + K(s)e) \quad (28)$$

式中 $K(s)$ 为系统跟踪误差的反馈增益。

以上公式中定义的受控变量包括滚转和俯仰姿态角速率,这些变量受外回路输入控制。命令过滤器能将输入转换为姿态、姿态速率和姿态加速度。具体来说,姿态是控制变量命令的积分,姿态速率和加速度则分别对应控制变量及其一阶导数。通过比例加导数补偿对姿态误差进行调整,这等同于对姿态速率误差进行比例加积分补偿,从而优化控制效果。

3.3 外回路设计

外回路输入指令为轨迹生成计算得到的位移,输出为垂向速度、偏航角速度、俯仰姿态角与滚转姿态角。然而,直升机系统是一个复杂的非线性模型,这使得根据输入命令精确计算内回路所需的指令变得困难。为了解决这一问题,外回路的计算公式采用了微分平坦理论的推导结果。此外,通过引入简单的补偿机制,可以有效地满足对位移或速度误差的反馈要求,从而提高控制的精确度和响应速度。

在外回路位移反馈中引入比例积分补偿,以加快响应速度并消除稳态误差,有

$$\begin{cases} X = X_c + K_{PI}(E_x) \\ Y = Y_c + K_{PI}(E_y) \\ Z = Z_c + K_{PI}(E_z) \end{cases} \quad (29)$$

式中: $E_i (i=x, y, z)$ 表示位移误差,下标 c 表示生成轨迹的位移命令。

内回路控制变量 V_z 由 Z 求得

$$V_z = \dot{Z} \quad (30)$$

滚转角增量与俯仰角增量由直升机的微分平坦性得到,即

$$\begin{cases} \Delta\theta = -\arctan\left(\frac{\ddot{X}}{g}\cos\psi + \frac{\ddot{Y}}{g}\sin\psi\right) \\ \Delta\phi = \arctan\left(\frac{-\ddot{X}\sin\psi + \ddot{Y}\cos\psi}{\sqrt{g^2 + (\ddot{X}\cos\psi + \ddot{Y}\sin\psi)^2}}\right) \end{cases} \quad (31)$$

为消除侧滑,应使直升机机头跟踪速度矢量。前飞速度为 u_0 时,通过产生侧向速度 Δv ,形成航迹方位角 $\Delta\chi$,进行航向协调控制,即

$$\Delta\chi = \arctan\left(\frac{\Delta v}{u_0 + \Delta v}\right) \quad (32)$$

4 动态着舰仿真

4.1 着舰阶段划分

直升机着舰过程分为两个阶段:返航进场阶段和着舰降落阶段。着舰降落阶段又划分为跟进悬停阶段与降落阶段,如图5所示。动态着舰时不仅要考虑直升机和舰船的运动,还要考虑甲板的振荡,因此对着舰精度要求很高,需要实时更新轨迹。

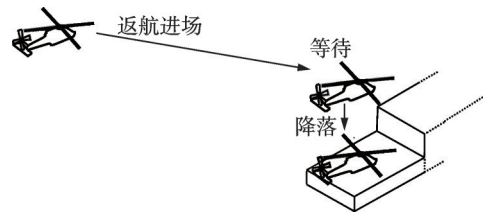


图5 直升机与舰船相对运动示意图

Fig.5 Schematic diagram of the relative motion between helicopter and ship

(1)返航进场阶段。返航进场阶段开始时,直升机在远离舰船的一点,该点位于舰船一侧正后方,且直升机与舰船初始航向相同;该阶段直升机的目标位置为着舰点正上方10 m处。通过轨迹生成算法,确保直升机在到达目标位置时与舰船具有相同的速度,为接下来的着舰降落阶段做好准备。在此阶段,利用舰船当前的速度来估算其未来运动,以指导轨迹的生成。通过迭代计算计划飞行路径与实际轨迹的偏差,保障直升机能够在返航进场阶段避免不必要的操纵。

(2)着舰降落阶段。着舰降落阶段分为两步。首先是跟进悬停阶段,直升机保持在着舰点正上方,等待甲板运动预估出合适的时机着舰。在此期间,保持直升机与甲板的水平运动相对静止。其次是降落阶段。直升机着舰需要对舰船的甲板运动进行跟踪,在舰船振荡运动的情况下,甲板运动会影响直升机着舰的安全性。本文采用甲板运动预估的方式实现直升机跟随舰船运动的动态补偿,使直升机触舰时预估的横滚角为零,且相对于甲板的撞击速率小于0.5 m/s。

4.2 着舰环境

在进行仿真模拟时,需要考虑多种实际因素,以确保模拟结果的准确性和可靠性。在模拟远离舰船的大气紊流时,本文采用Dryden模型进行仿真;而在模拟接近舰船时的风场变化,则利用CFD计算得到的SFS2护卫舰的舰船尾流数据进行仿真。通过甲板运动预报,避免跟随舰船运动时不必要的机动飞行并保障直升机安全着舰。

4.2.1 大气紊流与舰船尾流

直升机在远离舰船的位置受大气紊流影响,采用Dryden模型近似模拟,Dryden谱从风洞测量湍

流的指数自相关结果得到^[19],在 simulink 中由对应的模块生成。

进入舰船艏流风场后,舰船艏流会引起作用于直升机的空速的变化。本文采用 CFD 方法计算机库后方一定范围内多点的稳态气流速度,并选取一条平行于甲板平面的探测线上计算得到的结果与实验结果进行对比验证。该探测线位于甲板上方 15 ft,且在机库后方 67.5 ft 处。令 y 表示探测线上的点到甲板纵向对称平面的距离,用船宽 b 无量纲化; U 、 V 、 W 为气流速度分量,用来流速度 V_∞ 无量纲化;探测线上速度分布曲线与实验对比^[20]如图 6 所示。

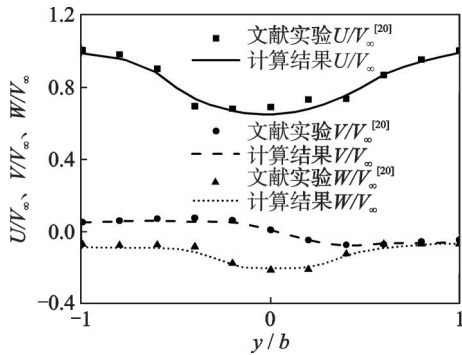


图 6 CFD 计算结果

Fig.6 CFD calculation result

非稳态计算结果数据量大,数据处理时间长。因此,本文在稳态计算数据的基础上,参考文献^[19]的拟合方式,依据来流速度与直升机和甲板的相对位置,叠加一个高斯型概率密度分布的白噪声并通过滤波器以模拟非稳态舰船艏流。以下述情况为例:来流风向角为 0° ,来流风速相对于 SFS2 护卫舰为 10 m/s 时,取目标着舰点上方 15 ft 处,艏流速度时间历程以及功率谱密度如图 7、8 所示。功率谱密度表明拟合的非稳态舰船艏流功率谱密度随频率的变化趋势与文献^[20]的变化趋势一致。

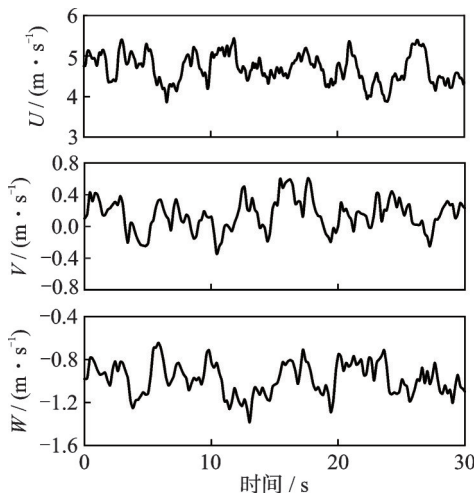
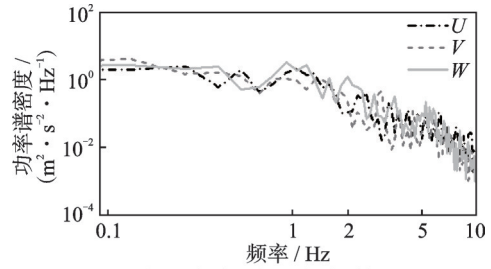
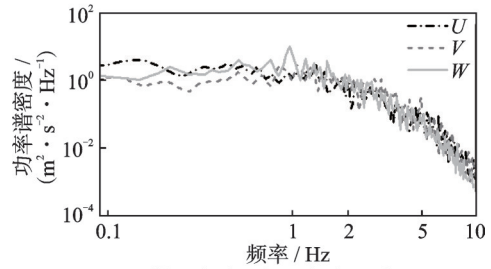


图 7 舰船艏流速度时间历程

Fig.7 Velocities of the ship's wake varying with time



(a) Calculated results in this paper



(b) Calculated results in Ref.[20]

图 8 功率谱密度验证

Fig.8 Verification of power spectral density

4.2.2 甲板运动

甲板运动会引起着舰目标点的位置偏移,在着舰的末端引导段,如果不考虑甲板运动,会危及着舰的安全。目前有两种主流方法来预测甲板运动^[21]:一种是建立动态模型模拟甲板运动的特征;另一种是将甲板运动视为黑盒,采用代理模型来模拟输入输出特性。实际上前者耗时长且难以实现,因此,本文采用 PSO-ELM (Particle swarm optimization-extreme learning machine)^[22]时间测序预报甲板运动,预估甲板运动的间歇期进行降落。取采样时间为 0.1 s,训练样本数为 300,预测步长为 70,即通过 30 s 的历史样本预测未来 6 s 的运动趋势。预测结果如图 9~11 所示,通过采样值与预

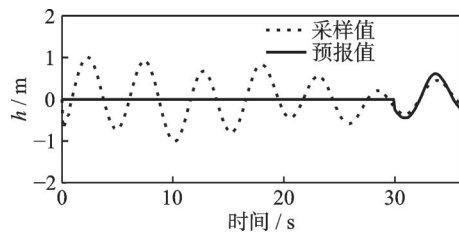


图 9 甲板升沉运动预报

Fig.9 Deck heave motion forecasting

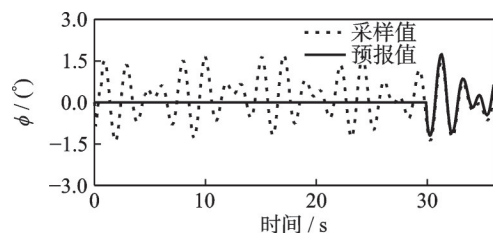


图 10 甲板横摇运动预报

Fig.10 Deck roll motion forecasting

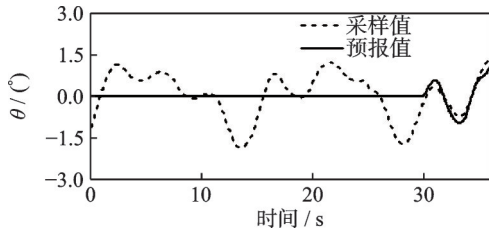


图 11 甲板纵摇运动预报

Fig.11 Deck pitch motion forecasting

报值的对比说明,本文使用的时间测序预报方法能有效预测甲板的运动趋势。

4.3 仿真结果与分析

为了验证本文提出的集成的动态着舰方法,针对直升机的动态着舰进行仿真,给出了操纵量、姿态角与位移的时间历程,并对结果进行分析。

设UH-60直升机返航进场到达海平面120m的高度,在地轴坐标系中的起始点定位于(0 m, 0 m, 120 m)。直升机以此起始点,以恒定的水平速度10 m/s开始着舰。目标舰船在直升机的前方,在地轴坐标系中的坐标位置为(400 m, -40 m, 10 m),并以10 m/s的水平速度前进,其中舰船甲板位于海平面上方10 m的高度。

在直升机着舰过程中,舰船的速度在第5秒、第10秒和第25秒变化,如图12所示,以此反映本文着舰轨迹的实时更新能力和直升机着舰过程的跟踪能力。

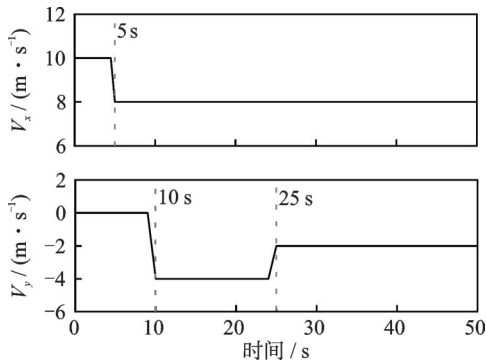


图 12 舰船速度时间历程

Fig.12 Ship speeds varying with time

图 13 为舰船与直升机在地轴系下位移分量的时间历程。当舰船运动速度变化时,轨迹生成算法能够迭代计算修正轨迹,最终得到平滑的直升机运动轨迹。从图中可以看出着舰流程如下:在前38 s 为返航进场阶段,在38 s 时到达着舰前目标位置;进入跟进悬停阶段,保持直升机相对于甲板静止,等待甲板运动预报算法推测的结果寻找合适时机着舰;45 s 开始降落着舰。

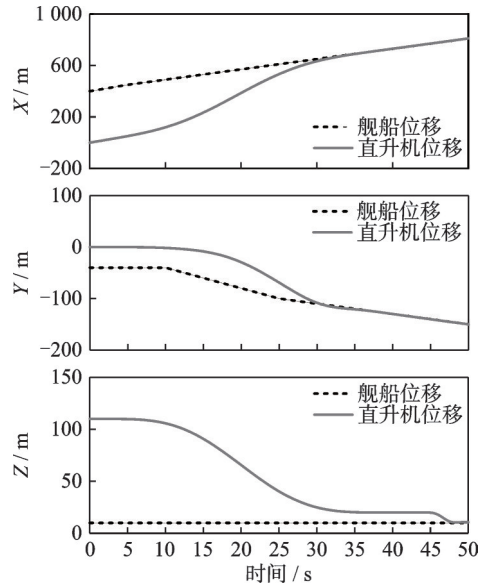


图 13 位移时间历程

Fig.13 Displacement varying with time

图 14 为直升机轨迹跟踪误差的时间历程在有风场(风场包含大气紊流与舰船艏流)情况下的对比。结果表明,在即将接触甲板时,直升机纵向的轨迹跟踪效果受风场影响较为明显。但总体而言,两种情况下的跟踪效果差距不明显,说明使用动态逆控制律可以在复杂风场下满足着舰轨迹跟踪的抗干扰要求。

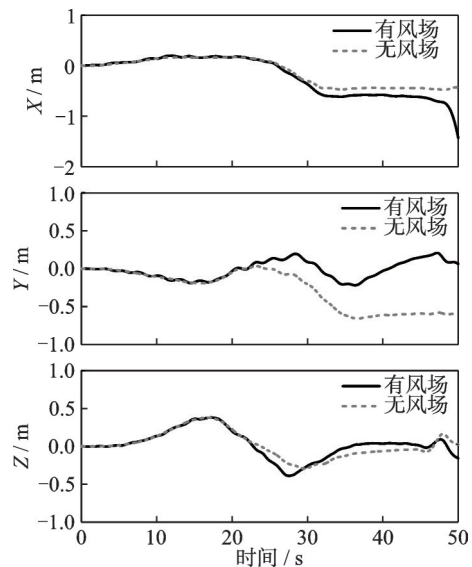


图 14 位移误差时间历程

Fig.14 Displacement errors varying with time

图 15 给出了直升机操纵量的时间历程在有风场情况下的对比。在第30秒左右,进入舰船艏流影响区域,总距操纵量受舰船艏流的垂向分量影响增大。同时,为了保持跟踪预定轨迹,在风场与控制器的操纵补偿影响下,也会引起操纵量小幅高频振荡。在着舰阶段,脚踏操纵受舰船艏流影响,改变显著。

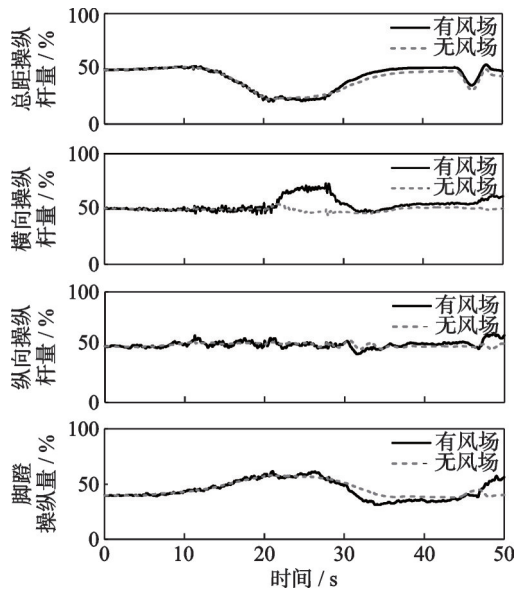


图 15 操纵量时间历程

Fig.15 Control variables varying with time

图 16 给出了直升机姿态角的时间历程在有风场情况下的对比。接近甲板后,直升机受风场影响较大,偏航角偏离了一定的角度。在风场影响下,为了保持跟踪预定轨迹,控制器通过负反馈产生了操纵补偿,因此滚转角与俯仰角振荡频率明显更高。

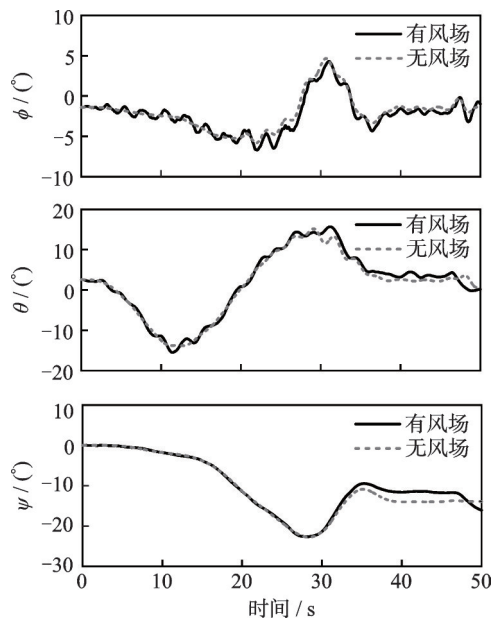


图 16 姿态角时间历程

Fig.16 Attitude angles varying with time

5 结 论

(1)建立了高置信度的单向耦合舰船艤流的直升机飞行动力学。采取在CFD计算数据的时均值基础上,对舰船艤流非时均分量进行拟合的方法,简化了舰船艤流数据的计算量并保留其时空变化

特征。

(2)采用基于微分平坦理论的位移最小四次导多项式轨迹生成方法。该方法计算效率高,能够随舰船与直升机的运动变化在线更新,能够满足各种端点约束以及连续性约束,利于控制器位移跟踪。当舰船运动状态发生改变时,本文的轨迹生成方法会随之更新轨迹,在接下来的时间里平滑地调整轨迹。相比于常见的将直升机相对舰船运动与舰船自身运动相叠加的方法,直升机操纵量变化更加平缓,能保留更大的控制裕度。并在此基础上设计位移跟踪控制方案,其能够满足着舰位移跟踪精度要求。

(3)进行了有无风场情况下的直升机动态着舰仿真。仿真结果说明了本文的模型可以有效捕捉舰船艤流对直升机模型的影响,本文设计的控制律能够有效控制误差。并且,非稳态风场对操纵量与姿态角有明显影响:总距操纵量受舰船艤流的垂向分量影响增大;非稳态的风场会引起操纵量小幅高频振荡以及姿态角的振荡;着舰阶段偏航角与脚蹬操纵受舰船艤流影响大。

参考文献:

- [1] SHUKLA S, SINHA S S, SINGH S N. Ship-helo coupled airwake aerodynamics: A comprehensive review[J]. Progress in Aerospace Sciences, 2019, 106: 71-107.
- [2] 廖智麟,陆晓安,黄一敏,等.直升机着舰引导与控制研究进展[J].南京航空航天大学学报,2018,50(6):745-753.
LIAO Zhilin, LU Xiaolan, HUANG Yimin, et al. Research progress of landing guidance and control for carrier-based helicopter[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2018, 50(6): 745-753.
- [3] 吉洪蕾.直升机舰面起降风限图与驾驶员操纵负荷研究[D].南京:南京航空航天大学,2019.
JI Honglei. Research on helicopter shipboard wind-over-deck envelope and pilot workload[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2019.
- [4] 叶毅,陈仁良.舰艤流主动控制对直升机配平操纵的影响[J].航空动力学报,2024,39(9):20220646.
YE Yi, CHEN Renliang. Effect of ship airwake active control on helicopter trimmed controls[J]. Journal of Aerospace Power, 2024, 39(9):20220646.
- [5] ZHOU X, WEN X, WANG Z, et al. Swarm of micro flying robots in the wild [J]. Science Robotics, 2022, 7(66): eabm5954.
- [6] ZHAO D, MISHRA S, GANDHI F. A differential-

- flatness-based approach for autonomous helicopter shipboard landing[J]. *IEEE/ASME Transactions on Mechatronics*, 2021, 27(3): 1557-1569.
- [7] SONESON G L, HORN J F, ZHENG A. Simulation testing of advanced response types for ship-based rotorcraft[J]. *Journal of the American Helicopter Society*, 2016, 61(3): 1-13.
- [8] 张琳, 杜智慧, 罗瑜, 等. 舰尾流随高扰动模型对直升机着舰悬停控制的影响研究[J]. *计算机测量与控制*, 2022, 30(3): 106-113.
- ZHANG Lin, DU Zhihui, LUO Yu, et al. Research on the influence of ship wake with high disturbance model on helicopter landing and hovering control[J]. *Computer Measurement and Control*, 2022, 30(3): 106-113.
- [9] 陈仁良, 李攀, 吴伟, 等. 直升机飞行动力学数学建模问题[J]. *航空学报*, 2017, 38(7): 520915.
- CHEN Renliang, LI Pan, WU Wei, et al. A review of mathematical modeling of helicopter flight dynamics[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2017, 38(7): 520915.
- [10] CHEN R L, YUAN Y, THOMSON D G. A review of mathematical modelling techniques for advanced rotorcraft configurations[J]. *Progress in Aerospace Sciences*, 2020, 120: 100681.
- [11] KIM F D. Formulation and validation of high-order mathematical models of helicopter flight dynamics[M]. College Park: University of Maryland, 1991.
- [12] 李攀, 陈仁良. 直升机急拉杆机动飞行仿真建模与验证[J]. *航空学报*, 2010, 31(12): 2315-2323.
- LI Pan, CHEN Renliang. Formulation and validation of a helicopter model for pull-up maneuver simulation[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2010, 31(12): 2315-2323.
- [13] JOHNSON W. Rotorcraft aeromechanics: Design[J]. Cambridge, UK: Cambridge University Press, 2013.
- [14] CHEESEMAN I C, BENNETT W E. The effect of the ground on a helicopter rotor in forward flight: A.R. C. Technical Report R. M. No. 3021 [R]. [S. l.]: Aeronautical Research Council, 1957.
- [15] BALLIN M G. Validation of a real-time engineering simulation of the UH-60A helicopter: NASA-TM-88360[R]. [S. l.]: NASA, 1987.
- [16] FLIESS M, L'EVINE J, MARTIN P, et al. Flatness and defect of non-linear systems: Introductory theory and examples[J]. *International Journal of Control*, 1995, 61(6): 1327-1361.
- [17] RICHTER C A, BRY A P, ROY N. Polynomial trajectory planning for aggressive quadrotor flight in dense indoor environments[C]//Proceedings of International symposium of Robotic Research (ISRR). Switzerland: Springer International Publishing, 2016.
- [18] GILL P E, MURRAY W, SAUNDERS M A. SNOPT: An SQP algorithm for large-scale constrained optimization[J]. *Society for Industrial and Applied Mathematics*, 2005, 47(1): 99-131.
- [19] LUSARDI J A, TISCHLER M B, BLANKEN C L, et al. Empirically derived helicopter response model and control system requirements for flight in turbulence[J]. *Journal of the American Helicopter Society*, 2004, 49(3): 340-349.
- [20] FORREST J S, OWEN I. An investigation of ship airwakes using Detached-Eddy simulation [J]. *Computers & Fluids*, 2010, 39(4): 656-673.
- [21] 杨一栋. 无人直升机着舰制导与控制[M]. 2版. 北京: 国防工业出版社, 2013.
- YANG Yidong. Guidance and control of unmanned helicopter ship landing[M]. 2rd edtion. Beijing: National Defense Industry Press, 2013.
- [22] 王兆熙, 延会波, 张玮. 粒子群算法优化极限学习机的旋风分离器压降建模[J]. *低碳化学与化工*, 2021, 46(4): 119-125.
- WANG Zhaoxi, YAN Huibo, ZHANG Wei. Pressure drop modeling of cyclone separator based on extreme learning machine optimized by particle swarm optimization [J]. *Low-Carbon Chemistry and Chemical Engineering*, 2021, 46(4): 119-125.

(编辑:孙静)