

DOI:10.16356/j.1005-2615.2025.02.002

## 低空风切变对大型直升机飞行特性的影响

叶毅, 陈仁良, 卫圆

(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:** 为分析低空风切变对某大型直升机起飞过程中飞行特性的影响, 建立风切变模型以及耦合风干扰的直升机飞行动力学模型。模拟不同强度和风向的水平风垂直切变, 以及不同强度上洗和下洗垂直切变对大型直升机起飞过程中姿态、位移及操纵响应的影响。结果表明: 随着水平风垂直切变强度的增大, 直升机俯仰姿态逐渐出现振荡, 且纵向位置偏移明显。风向的改变显著影响横、纵向周期变距。不论是上洗还是下洗垂直切变, 均会引起直升机姿态变化和位置偏移, 下洗引起的姿态变化幅度更大, 对驾驶员操纵的影响也更为严重。

**关键词:** 低空风切变; 直升机; 飞行特性; 飞行动力学; 操纵响应

**中图分类号:** V212.4 **文献标志码:** A **文章编号:** 1005-2615(2025)02-0226-10

## Influence of Low-Level Wind Shear on Flight Characteristics of Large Helicopters

YE Yi, CHEN Renliang, WEI Yuan

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

**Abstract:** To analyze the influence of low-level wind shear on the flight characteristics of a large helicopter during takeoff, a wind shear model and a helicopter flight dynamics model coupled with wind interference are established. The effects of vertical shear of horizontal wind with different intensities and directions, as well as vertical shear of upwash and downwash with different intensities, on the attitude, displacement, and control response of a large helicopter during takeoff are simulated. The results show that with the increase of vertical shear intensity of the horizontal wind, the pitch attitude of the helicopter gradually oscillates, and the longitudinal position shifts obviously. The lateral and longitudinal cyclic are significantly affected by the change in wind direction. Both upwash and downwash vertical shears cause changes in helicopter attitude and position, but downwash results in greater attitude variations and has a more serious effect on pilot control.

**Key words:** low-level wind shear; helicopter; flight characteristics; flight dynamic; control response

大型直升机除具有一般直升机具备的垂直起降、空中悬停、低空低速飞行性能较好等优势外, 还具有运载能力强、有效航程长、内部空间大、飞行安全性高以及适用范围广等特点, 适用于通用航空或军事领域的需求。然而, 低空低速作为主要飞行任务包线, 容易遭受大气扰动中风切变的影响。同

时, 由于体积和重量较大, 大型或重型直升机相较于小型直升机对扰动的响应较弱<sup>[1]</sup>, 一旦遇到突发的风切变, 难以迅速调整姿态。因此, 探究风切变对大型直升机飞行特性的影响, 能够预测其在复杂气象条件下面临的挑战, 从而为开发适应大型直升机响应特性的飞控系统提供数据参考。

**基金项目:** 国家自然科学基金(11672128)。

**收稿日期:** 2024-09-24; **修订日期:** 2025-01-09

**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:** 叶毅, 陈仁良, 卫圆. 低空风切变对大型直升机飞行特性的影响[J]. 南京航空航天大学学报(自然科学版), 2025, 57(2): 226-235. YE Yi, CHEN Renliang, WEI Yuan. Influence of low-level wind shear on flight characteristics of large helicopters[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics(Natural Science Edition), 2025, 57(2): 226-235.

航空气象中,一定距离内风矢量(风向、风速)在空中水平和(或)垂直距离上的变化被称为风切变。低空风切变通常是指近地面 600 m 高度以下的风切变,与大型直升机执行相关任务时的垂向活动范围重叠。低空风切变根据风矢量相对于直升机的方位不同,可分为顺风、逆风、侧风和垂直风 4 种切变形式。其中,垂直风切变具有强度变化剧烈、风速变化多样性等特点,从方向上又可分为水平风和垂向风的垂直切变。考虑直升机低空低速低能量的飞行特点<sup>[2]</sup>,风切变尤其是垂直风切变对直升机的威胁需要引起重视。

对非旋翼类飞行器风切变威胁的研究开展较早<sup>[3-5]</sup>,然而对风切变中直升机飞行特性的分析研究较少,且起步较晚。Su 等<sup>[2]</sup>分析了无铰链直升机在线性风切变中的稳定性与操纵响应,发现强度越大的逆风风切变对直升机操纵影响更严重。Liu 等<sup>[6]</sup>研究了不同风向风切变对 UH-60 直升机响应的影响,发现当直升机进入离散阵风场时,随着飞行速度的增加,风的时间导数对响应有较大的影响。当直升机遭遇低空风切变时,随着飞行高度的降低,风的空间梯度对响应的影响越大。Grande 等<sup>[7]</sup>评估了风切变对旋翼飞行器的影响,在此基础上,提出了一种安全可行的穿越风切变着陆的路径和方法。Thedin 等<sup>[8-9]</sup>研究了大气边界层中大尺度风切变对直升机舰载作业的干扰,结果表明,风干扰增加了操纵输入以及直升机的运动,加重了驾驶员工作负荷。洪冠新等<sup>[10]</sup>对水平风和垂向风风切变中直升机前飞响应进行分析,发现不同方向风切变对低空飞行时直升机响应的影响不同,也是不可忽略的。王子健等<sup>[11]</sup>研究发现风切变对舰载机着陆过程中驾驶员诱发振荡的影响有限,但仍会加重其工作负荷。赵燕勤等<sup>[12]</sup>分析三维低空风切变对 UH-60 直升机飞行安全的影响,发现加入的湍流主要导致高频姿态角响应,风切变对飞行状态量变化占主导作用,且垂向风是引起威胁的主要因素。

迄今为止,关于低空风切变对大型直升机飞行特性影响的研究尚不多见,尤其是对不同工况下响应特性的具体分析。随着中国应急救援体系建设的深度推进以及低空经济的迅猛发展,低空空域的逐步开放需要更加关注低空风切变对大型直升机的影响。本文依据相关标准,建立低空尺度的水平风垂直切变以及垂向风垂直切变的工程化模型。与此同时,以某大型直升机为研究对象,建立耦合风干扰的直升机飞行动力学模型,计入风切变对直升机各气动部件的影响。在此基础上,研究不同强度、不同风向的水平风垂直切变,以及不同强度、不同风向(上洗和下洗)的垂向风垂直切变对大型直升机起飞过程中姿态、位移和操纵响应的影响,明确低空垂直风切变对大型直升机飞行特性的干扰机理。

## 1 计算模型

### 1.1 风切变模型

参考简化的风切变工程化模型<sup>[13]</sup>,在风场坐标系下定义风切变,即

$$U_w = [u_w \quad v_w \quad w_w]^T \quad (1)$$

式中: $u_w$ 为水平风分量,逆风为正; $v_w$ 为侧向风分量,向右为正; $w_w$ 为垂向风分量,上升风为正。风速梯度可表示为

$$U_{G_r} = \begin{bmatrix} \frac{\partial u_w}{\partial x_d} & \frac{\partial u_w}{\partial y_d} & \frac{\partial u_w}{\partial z_d} \\ \frac{\partial v_w}{\partial x_d} & \frac{\partial v_w}{\partial y_d} & \frac{\partial v_w}{\partial z_d} \\ \frac{\partial w_w}{\partial x_d} & \frac{\partial w_w}{\partial y_d} & \frac{\partial w_w}{\partial z_d} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} u_{w_x} & u_{w_y} & u_{w_z} \\ v_{w_x} & v_{w_y} & v_{w_z} \\ w_{w_x} & w_{w_y} & w_{w_z} \end{bmatrix} \quad (2)$$

式中: $x_d, y_d, z_d$ 表示风切变场位置;下标  $x, y, z$  分别代表水平风  $u_w$ 、侧向风  $v_w$  和垂向风  $w_w$  的水平、侧向和垂直梯度。风速的变化只取决于直升机在风场中所处的位置,当直升机进入风场一段距离后,风速可表示为

$$V = V_0 + \begin{bmatrix} \frac{\partial u_w}{\partial x_d} & \frac{\partial u_w}{\partial y_d} & \frac{\partial u_w}{\partial z_d} \\ \frac{\partial v_w}{\partial x_d} & \frac{\partial v_w}{\partial y_d} & \frac{\partial v_w}{\partial z_d} \\ \frac{\partial w_w}{\partial x_d} & \frac{\partial w_w}{\partial y_d} & \frac{\partial w_w}{\partial z_d} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_d \\ y_d \\ z_d \end{bmatrix} \quad (3)$$

式中  $V_0$  为原始风场风速。水平均匀风不存在梯度,当风切变为垂直距离的函数时,取  $z_d$  为自变量,坐标原点取在直升机地面起降点,认为水平风和垂向风是  $z_d$  的函数,水平梯度  $u_{w_x}, v_{w_x}, w_{w_x}$  和侧向梯度  $u_{w_y}, v_{w_y}, w_{w_y}$  均为 0,侧向风由水平风和来流风向角  $\theta$  确定。水平风、侧向风和垂向风的垂直梯度可表示为

$$\begin{cases} u_{w_z} = \frac{\Delta u_w}{\Delta z_d} \\ v_{w_z} = \frac{\Delta v_w}{\Delta z_d} = \frac{\Delta u_w \cos \theta}{\Delta z_d} \\ w_{w_z} = \frac{\Delta w_w}{\Delta z_d} \end{cases} \quad (4)$$

参考国际民航组织第 5 次航空会议所建议的强度标准<sup>[10]</sup>,风切变强度可分为 5 类,具体标准见表 1。风切变尺度为 100 m。

基于表 1 研究不同风向、不同强度的水平风垂直切变,以及不同方向、不同强度垂向风垂直切变对大型直升机起飞过程中飞行特性的影响。其中水平风来自 8 个风向,间隔  $45^\circ$ ,逆风  $0^\circ$  为初始风向,风向角逆时针递增,如图 1 所示。垂向风中上升风为上洗,下沉风为下洗。选取“中等”强度(即 3.0 m/s 的水平风垂直切变剖面,以及“强烈”强度

表 1 低空风切变强度分类标准

Table 1 Classification standard of low-level wind shear intensity

类别	影响强度	数值标准	
		每 30 m 风速变化/(m·s <sup>-1</sup> )	风速梯度/s <sup>-1</sup>
0	微弱	<1.0	<0.033
1	轻度	1.1~2.0	0.034~0.067
2	中度	2.1~4.0	0.068~0.133
3	强烈	4.1~6.0	0.134~0.200
4	严重	>6.0	>0.200

(即 5.0 m/s) 负的垂向风(下洗)垂直切变剖面进行示意,如图 2、3 所示。

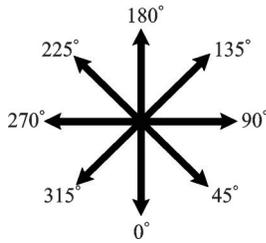


图 1 风向角示意

Fig.1 Schematic of wind direction

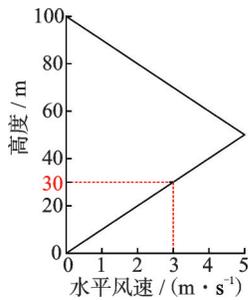


图 2 “中等”水平风垂直切变剖面

Fig.2 Vertical shear profile for “medium” horizontal wind

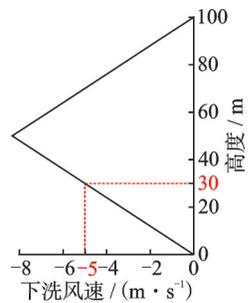


图 3 “强烈”下洗垂直切变剖面

Fig.3 Vertical shear profile for “strong” downwash

1.2 耦合风干扰的直升机飞行动力学模型

耦合风干扰的直升机飞行动力学模型是研究风切变干扰下直升机飞行特性的基础,将直升机飞行动力学与风切变形成的干扰风场耦合建模是关键。详细的建模过程涉及直升机各部件复杂空气动力学,但核心在于捕捉旋翼桨叶在不同风场条件下的响应特性。对由旋翼气动力和力矩计算模型、诱导速度动态响应计算模型和桨叶动力学模型 3

部分组成的旋翼模型进行简要描述,各部分之间的关系如图 4 所示。

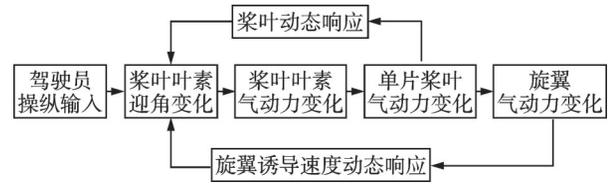


图 4 旋翼非定常动力学特性

Fig.4 Unsteady dynamic characteristics of rotor

采用叶素理论建立旋翼的气动力和力矩计算模型,旋翼诱导速度使用 Pitt-Peters 动态入流<sup>[14]</sup>理论计算。桨叶运动与诱导速度变化影响桨叶叶素迎角,根据翼型风洞吹风数据计算旋翼的气动载荷。将旋翼气动力,机体和旋翼运动引起的旋翼惯性力,以及摆振阻尼器力矩求和,得到旋翼作用于机体重心处的合力与合力矩。其他部件以及详细的飞行动力学建模过程见参考文献[15-17]。随后,将模型根据风切变对旋翼桨叶叶素相对来流的影响进行调整,以此计入风切变的干扰因素。

桨叶上任意一点到桨毂中心的位置矢量为

$$r_p = e j_r + r j_{bs} = x_p i_s + y_p j_s + z_p k_s \quad (5)$$

式中:  $e$  为挥舞铰偏置量;  $r$  为桨叶上任意一点到桨叶根部的距离;  $j_r$  为旋翼旋转坐标系单位方向矢量;  $j_{bs}$  为桨叶坐标系单位方向矢量;  $i_s, j_s, k_s$  为桨毂坐标系单位方向矢量。  $r_p$  的各分量为

$$\begin{pmatrix} x_p \\ y_p \\ z_p \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} -e \cos \psi - r \cos \beta \cos(\psi + \zeta) \\ e \sin \psi + r \cos \beta \sin(\psi + \zeta) \\ -r \sin \beta \end{pmatrix} \quad (6)$$

式中:  $\psi$  为桨叶方位角,  $\beta$  和  $\zeta$  分别为桨叶挥舞角和摆振角。

考虑诱导速度及外部扰动,桨叶坐标系中桨叶上任意一点的相对气流速度矢量  $V_{bs}$  为

$$V_{bs} = -U_T i_{bs} + U_R j_{bs} - U_P k_{bs} \quad (7)$$

式中:  $U_T = U_{T_0} + U_{T_\lambda} + U_{T_\xi}$ ;  $U_R = U_{R_0} + U_{R_\lambda} + U_{R_\xi}$ ;  $U_P = U_{P_0} + U_{P_\lambda} + U_{P_\xi}$ 。其中:  $U_{T_0}, U_{R_0}, U_{P_0}$  为未受风切变扰动的速度分量<sup>[18]</sup>;  $U_{T_\lambda}, U_{R_\lambda}, U_{P_\lambda}$  分别为考虑风切变对旋翼前进比、入流比和尾迹角的干扰,计算得到的旋翼诱导速度分量;  $U_{T_\xi}, U_{R_\xi}, U_{P_\xi}$  为风切变扰动速度分量;  $i_{bs}, j_{bs}, k_{bs}$  为桨叶坐标系单位方向矢量。

风切变对机身、平尾和垂尾的影响方式类似: 通过改变各部件处相对来流速度,从而改变其气动力和力矩。综合机身运动、旋翼对机身的尾迹干扰和空气扰动速度的影响可得机身处相对来流速度为

$$\begin{cases} u_{FS} = u + qz_{FS} - ry_{FS} + u_{IFS} + u_{FS} \\ v_{FS} = v - pz_{FS} + rx_{FS} + v_{IFS} + v_{FS} \\ w_{FS} = w + py_{FS} - qx_{FS} + w_{IFS} + w_{FS} \end{cases} \quad (8)$$

式中:  $u, v, w, p, q, r$  为机身运动速度和角速度;  $u_{IFS}, v_{IFS}, w_{IFS}$  为旋翼机身干扰量;  $u_{FS}, v_{FS}, w_{FS}$  为风切变对机身的扰动速度;  $x_{FS}, y_{FS}, z_{FS}$  为机身位置坐标。机身的迎角和侧滑角通过机身气动中心处相对来流速度确定, 机身所受气动力和气动矩系数通过对风洞试验数据进行插值获取, 由此计算得到机身所受气动力和气动矩。平、垂尾气动力与气动矩的计算过程遵循相似的原则, 这里不再赘述。

尾桨处相对来流速度为

$$\begin{cases} u_{TR} = k_{qr}u + qz_{TR} - ry_{TR} + u_{ITR} + u_{TR} \\ v_{TR} = k_{qr}v - pz_{TR} + rx_{TR} + v_{ITR} + v_{TR} \\ w_{TR} = k_{qr}w + py_{TR} - qx_{TR} + w_{ITR} + w_{TR} \end{cases} \quad (9)$$

式中:  $k_{qr}$  为尾桨动压损失系数;  $u_{ITR}, v_{ITR}, w_{ITR}$  为旋翼尾桨干扰量;  $u_{TR}, v_{TR}, w_{TR}$  为风切变对尾桨的扰动速度;  $x_{TR}, y_{TR}, z_{TR}$  为尾桨位置坐标。采用国外工程实用的 Bailey 方法<sup>[19]</sup>计算尾桨拉力和反扭矩, 由于尾桨桨叶相对刚硬, 忽略挥舞运动及尾桨后向力、侧向力和尾桨桨毂力矩。

以某型直升机为建模对象, 基本参数如表 2 所示, 得到飞行动力学模型共 26 个运动自由度, 具体包括旋翼 7 片桨叶的挥舞和摆振自由度, 旋翼入流的 3 个自由度, 尾桨入流的 1 个自由度, 机体的 6 个运动自由度以及机身的 1 个侧洗和 1 个下洗自由度。

简化后的直升机飞行动力学方程组可表示为

$$\dot{x} = f(x, u, w_G, t) \quad (10)$$

式中:  $x = [x_{FS}, x_{\beta}, x_{\zeta}, x_{\lambda}, x_o]^T$ ,  $x_{FS} = [u, v, w, p, q, r, \Phi, \Theta, \Psi]^T$ ,  $x_{\beta} = [\beta_1, \beta_2, \dots, \beta_7, \beta_1, \beta_2, \dots, \beta_7]^T$ ,  $x_{\zeta} = [\zeta_1, \zeta_2, \dots, \zeta_7, \zeta_1, \zeta_2, \dots, \zeta_7]^T$ ,  $x_{\lambda} = [v_0, v_c, v_s]^T$ ,  $x_o = [v_x, v_y]^T$ 。其中:  $\Phi, \Theta, \Psi$  为机身姿态角;  $\beta_i, \dot{\beta}_i$  分别为第  $i$  片桨叶挥舞角及其角速率;  $\zeta_i, \dot{\zeta}_i$  分别为第  $i$  片桨叶摆振角及其角速率;  $v_0, v_c, v_s$  为旋翼入流状态量;  $v_x, v_y$  为尾桨入流状态量;  $v_x, v_y$  为机身对平、垂

表 2 某型直升机基本参数

Table 2 Basic parameters of a helicopter

参数	数值
总质量/kg	20 865.25
旋翼半径/m	12.04
旋翼转速/(r·min <sup>-1</sup> )	178.9
桨叶翼型	SC1095
桨叶弦长/m	0.737 6
桨叶片数	7
桨叶负扭/(°)	-10.667
旋翼方向	右旋
旋翼实度	0.136 5
尾桨叶片数	4
尾桨转速/(r·min <sup>-1</sup> )	699
平尾面积/m <sup>2</sup>	5.39
垂尾面积/m <sup>2</sup>	6.87
旋翼位置/m	(8.54, 6.58, 0)
平尾位置/m	(22.33, 7.69, -1.22)
垂尾位置/m	(21.87, 6.27, 0)
尾桨位置/m	(23.63, 7.34, 2.04)
重心位置/m	(9.01, 4.12, 0)

尾和尾桨的尾迹干扰状态量;  $u = [\delta_{lat}, \delta_{lon}, \delta_{col}, \delta_{ped}]^T$  为操纵输入,  $\delta_{lat}$  和  $\delta_{lon}$  为横、纵向周期变距,  $\delta_{col}$  为总距,  $\delta_{ped}$  为脚蹬操纵;  $w_G = [w_g, w_{gFS}, w_{gHT}, w_{gVT}, w_{gTR}]^T$  为直升机各气动部件处风干扰速度, 其中  $w_g = [U_{T_w}, U_{R_w}, U_{P_w}]_{i,j}$  为旋翼第  $i$  片桨叶上第  $j$  个叶素处风干扰速度,  $w_{gFS} = [U_{FS}, V_{FS}, W_{FS}]$ ,  $w_{gHT} = [U_{HT}, V_{HT}, W_{HT}]$ ,  $w_{gVT} = [U_{VT}, V_{VT}, W_{VT}]$  和  $w_{gTR} = [U_{TR}, V_{TR}, W_{TR}]$  分别为机身、平尾、垂尾和尾桨处风干扰速度。

由于验证大型直升机动力学模型的飞行试验数据未见公开报道, 本文采用与大型直升机构型类似的 UH-60A 黑鹰直升机公认的飞行试验数据<sup>[20]</sup>验证飞行动力学模型。图 5 给出与飞行试验数据的对比, 可以看到, 本文配平计算结果与飞行试验结果吻合良好, 表明了所建立模型的准确性。

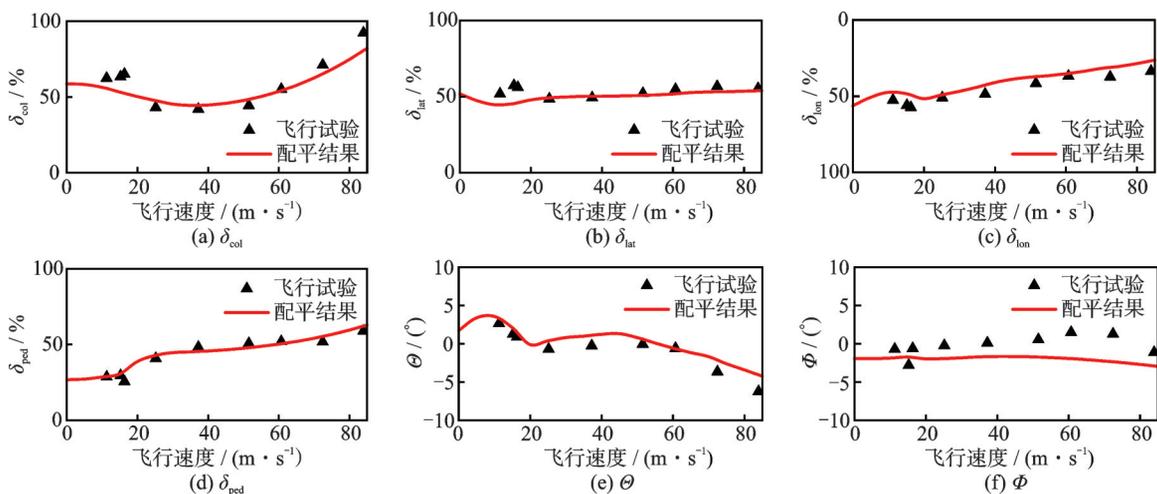


图 5 配平结果与飞行试验对比

Fig.5 Comparison of trim results with flight test

## 2 飞行特性仿真分析

大型直升机在执行救援等任务时,需要从地面垂直起飞,达到一定高度后进行其他机动。在此过程中,直升机受低空风切变影响严重,容易引起位置偏移等不利情况。使用驾驶员模型模拟直升机起飞过程中驾驶员的控制输入,使直升机跟踪预定轨迹。以纵向通道为例,驾驶员控制策略如图 6 所示。 $x_{com}$ 为外环纵向位置指令。

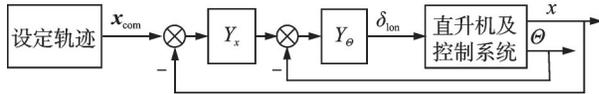


图 6 纵向通道驾驶员控制策略

Fig.6 Pilot control strategy of longitudinal axis

根据 Mcruer<sup>[21]</sup>和 Hess 等<sup>[22]</sup>的研究,俯仰姿态控制的内环传递函数  $Y_\theta$  为

$$Y_\theta(s) = K_\theta e^{-\tau s} \left( \frac{T_L s + 1}{T_1 s + 1} \right) \cdot \left[ \frac{1}{(T_N s + 1)(s^2/\omega_n^2 + 2\zeta_N s/\omega_n + 1)} \right] \quad (11)$$

式中: $K_\theta$ 为驾驶员模型增益; $(T_L s + 1)/(T_1 s + 1)$ 为超前滞后环节,其中  $T_L$ 、 $T_1$  分别为超前、滞后时间常数; $e^{-\tau s}$ 为一个延迟时间为  $\tau$  秒的时间延迟环节,用于模拟驾驶员的认知反应; $T_N$ 、 $\zeta_N$  和  $\omega_N$  为驾驶员神经肌肉系统参数。

纵向位移控制的外环传递函数  $Y_x$  为

$$Y_x = K_x (s + 0.1)/(s + 5) \quad (12)$$

式中  $K_x$  为纵向位移控制增益。

直升机飞行控制系统采用经典显模型跟踪控制系统,其结构如图 7 所示,由指令模型  $M(s)$ 、被控对象  $P(s)$ 、逆模型  $P^{-1}(s)$  和反馈回路  $H(s)$  组成。

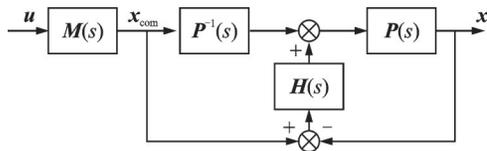


图 7 显模型跟踪控制系统

Fig.7 Explicit model following control system

以纵向通道为例,反馈回路的控制律为  $\Delta\delta'_{lon} = K_\theta(\theta_{com} - \theta) + K_q(q_{com} - q)$ 。其中, $\Delta\delta'_{lon}$ 为纵向反馈输出的操纵量, $\theta_{com}$ 为指令模型输出俯仰姿态角, $q_{com}$ 为指令模型输出俯仰角速率。参考文献<sup>[23-24]</sup>的研究对反馈系数取值,其中  $K_\theta = 104$ ,  $K_q = 68$ 。采用变步长、变阶数的 Adams 方法<sup>[25]</sup>对直升机飞行动力学方程组进行数值积分模拟直升机的操纵响应特性,最终得到直升机在风干扰中的位移和姿态。

起飞时初始状态如下:速度为 0 m/s,重心高度为 5 m,航迹角为  $0^\circ$ ,并处于无侧滑稳定悬停状

态。最终目标高度 150 m,设置最大爬升速度为 5 m/s,其他方向速度为 0 m/s。总飞行时间 39 s,起飞过程中速度和位移的时间历程如图 8 所示。

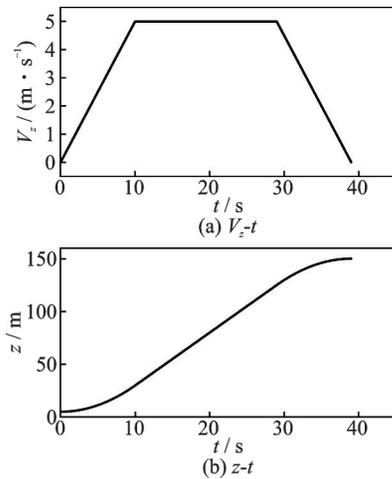


图 8 起飞速度和位移时间历程

Fig.8 Time history of takeoff velocity and displacement

### 2.1 水平风垂直切变对飞行特性的影响

水平风垂直切变包括不同强度,以及不同风向,这里考虑 3 种不同风切变强度(中度:3 m/s;强烈:5 m/s;严重:7 m/s),以及“强烈”强度下不同风向的影响。以起飞历程中未受风切变干扰的直升机姿态、位移和操纵响应作为基准量。

#### 2.1.1 不同强度水平风垂直切变

图 9 给出了不同强度、 $0^\circ$  风向的水平风垂直切变对直升机姿态和位移的影响。

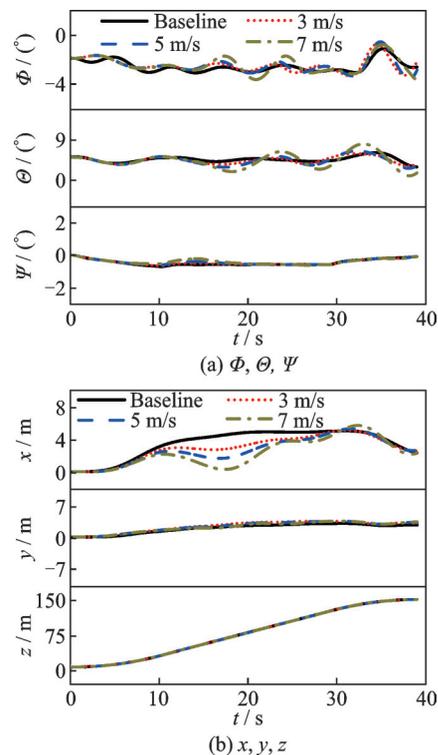


图 9 不同强度的水平风垂直切变对直升机姿态和位移的影响  
Fig.9 Effects of vertical shear of horizontal wind with different intensities on helicopter attitude and displacement

从图 9 中可以看出,风切变干扰直升机保持平稳姿态,当风切变强度为“严重”时,俯仰和滚转姿态出现振荡现象。在无风干扰的状态下,直升机在跟踪预定轨迹起飞过程中,会产生一定程度的纵向位置偏移,但最终还是能够通过操纵协调到达目标位置。从图 9(b)可以看出,风切变对纵向位置的保持产生额外扰动,这将加重驾驶员的工作负荷。

图 10 给出了不同强度、0° 风向的水平风垂直切变对直升机操纵响应的影响。规定驾驶杆的操纵行程:向上提总距杆为正,右压驾驶杆为正,后拉驾驶杆为正。当未受到风干扰时,驾驶员通过调整各项操纵以跟踪起飞轨迹到达目标位置,仅需进行微调或者平缓控制即可维持稳定的飞行状态,证明飞控系统的有效性。

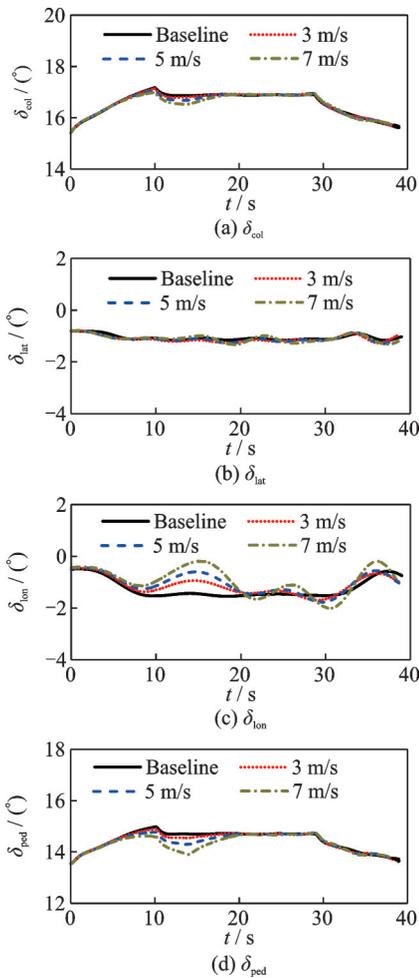


图 10 不同强度的水平风垂直切变对直升机操纵响应的影响  
Fig.10 Effects of vertical shear of horizontal wind with different intensities on helicopter control response

由于风切变的干扰,纵向周期变距出现较为明显的变化,如图 10(c)所示。这是由于从无风进入速度梯度逐渐增大的风切变场时,直升机旋翼桨叶相对入流增加,旋翼总距需求有所降低,并引起一定程度脚踏操纵的变化。对于后重心的直升机而

言,旋翼提供的抬头力矩有减小的趋势,此时需要后拉驾驶杆以维持预定轨迹和平稳姿态,对纵向周期变距的不断调整引起俯仰姿态的波动。风向不变,强度增加的水平风垂直切变对横向周期变距的影响较小。

2.1.2 不同风向水平风垂直切变

图 11 给出“强烈”强度,不同风向的水平风垂直切变对直升机姿态和位移的影响。可以看到,与

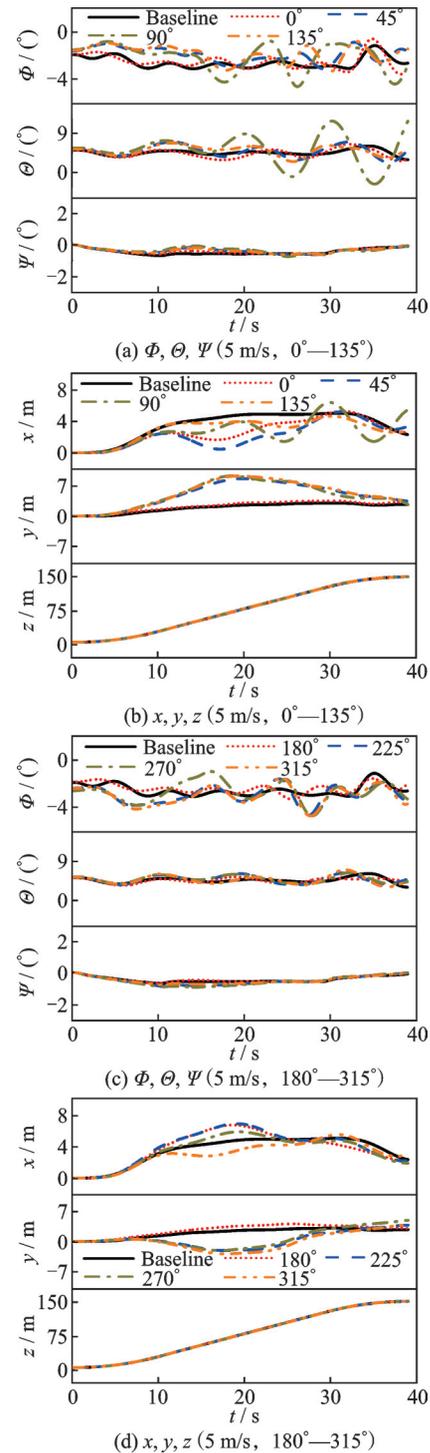


图 11 不同风向的水平风垂直切变对直升机姿态和位移的影响  
Fig.11 Effects of vertical shear of horizontal wind with different directions on helicopter attitude and displacement

没有风切变干扰相比,当风向为 $45^\circ\sim 135^\circ$ 时,直升机俯仰和滚转姿态发生较大改变。当风向为 $225^\circ\sim 315^\circ$ 时,直升机滚转和俯仰姿态的变化幅度较小。在此强度下,当风切变完全为正侧风(即 $90^\circ$ )时,直升机俯仰姿态出现持续振荡现象,振荡幅度随着时间推移而加剧,并最终导致相对于原始轨迹的位置偏移。

图 12 和图 13 给出了“强烈”强度,不同风向的水平风垂直切变对直升机操纵响应的影响。可以看到,“强烈”强度,随风向角变化的风切变主要影响横、纵向周期变距。当面对正侧风时,旋翼桨盘平面因风干扰向右侧倾,引起直升机右侧滑,此时需要左压驾驶杆,如图 12(b)所示。当遇到 $270^\circ$ 的负侧风时,操纵恰好相反。不同方向的风切变导致直升机侧滑而引起的横向位置偏移增加了驾驶员对横向周期变距的操纵负荷。在此强度风切变下,直升机受到正侧风时,出现纵向周期变距振荡发散的现象,俯仰姿态因此难以保持稳定。

随着风切变侧向分量的增加,对脚蹬的影响也越大。其中,在受到正侧风时,尾桨拉力增大引起偏

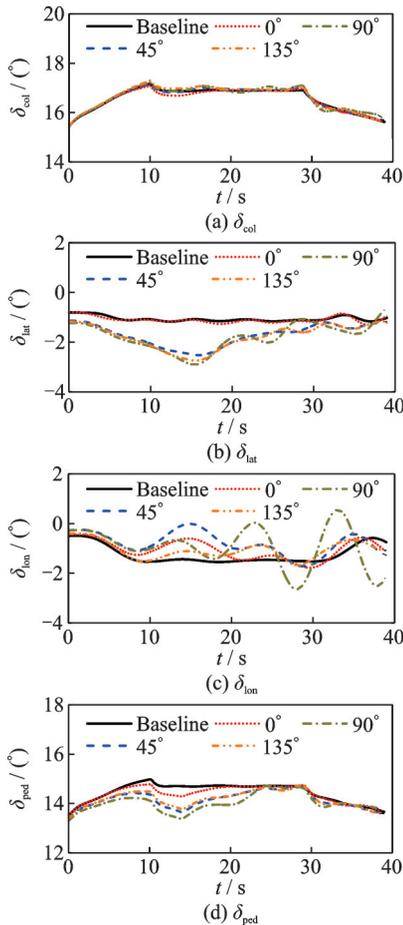


图 12 不同风向的水平风垂直切变对直升机操纵响应的影响(5 m/s,  $0^\circ\sim 135^\circ$ )  
 Fig.12 Effects of vertical shear of horizontal wind with different directions on helicopter control response (5 m/s,  $0^\circ\sim 135^\circ$ )

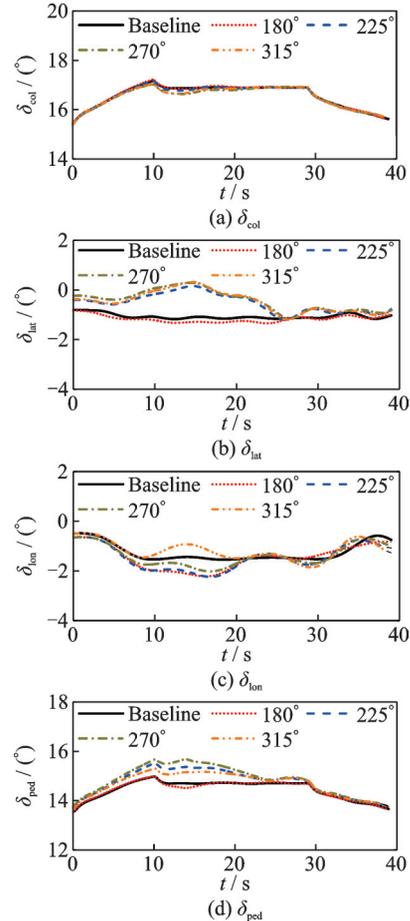


图 13 不同风向的水平风垂直切变对直升机操纵响应的影响(5 m/s,  $180^\circ\sim 315^\circ$ )  
 Fig.13 Effects of vertical shear of horizontal wind with different directions on helicopter control response (5 m/s,  $180^\circ\sim 315^\circ$ )

航力矩增加,这允许驾驶员在起飞过程中减小脚蹬输入来保持航向。遇到负侧风时恰好相反。不同风向的水平风垂直切变并不引起总距的显著变化。

### 2.2 垂向风垂直切变对飞行特性的影响

垂向风垂直切变包括不同垂向方向,即上洗和下洗及不同强度。这里考虑上洗 3 种不同风切变强度(中度: $+3\text{ m/s}$ ;强烈: $+5\text{ m/s}$ ;严重: $+7\text{ m/s}$ ),以及下洗 3 种不同风切变强度(中度: $-3\text{ m/s}$ ;强烈: $-5\text{ m/s}$ ;严重: $-7\text{ m/s}$ )对直升机飞行特性的影响。

#### 2.2.1 不同强度上洗垂直切变

图 14 给出了不同强度的上洗垂直切变对直升机姿态和位移的影响。可以看到,直升机在起飞过程中遭遇上洗垂直切变时,俯仰姿态出现波动。当强度为“严重”时,扰动进一步加剧,引起俯仰姿态振荡。此外,在进入风切变场的初期,滚转姿态发生变化。离开风场后,滚转姿态恢复至无干扰时状态。同时,上洗垂直切变致使直升机在起飞过程中,产生纵、横向位置偏移,但横向位置偏移较小。

图 15 给出了不同强度的上洗垂直切变对直升

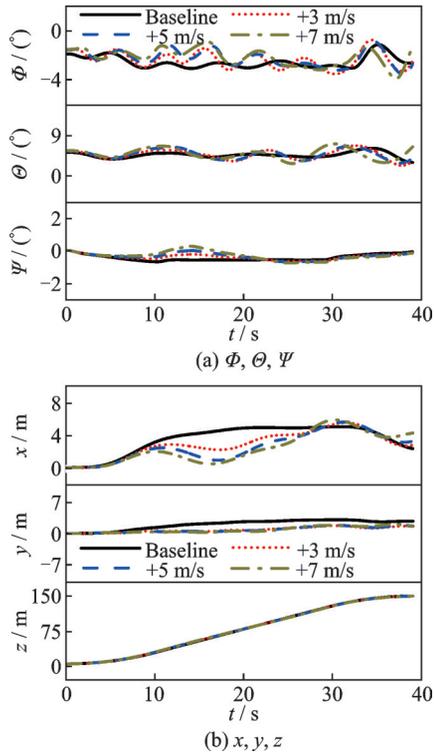


图 14 不同强度的上洗垂直切变对直升机姿态和位移的影响  
Fig.14 Effects of vertical shear of upwash with different intensities on helicopter attitude and displacement

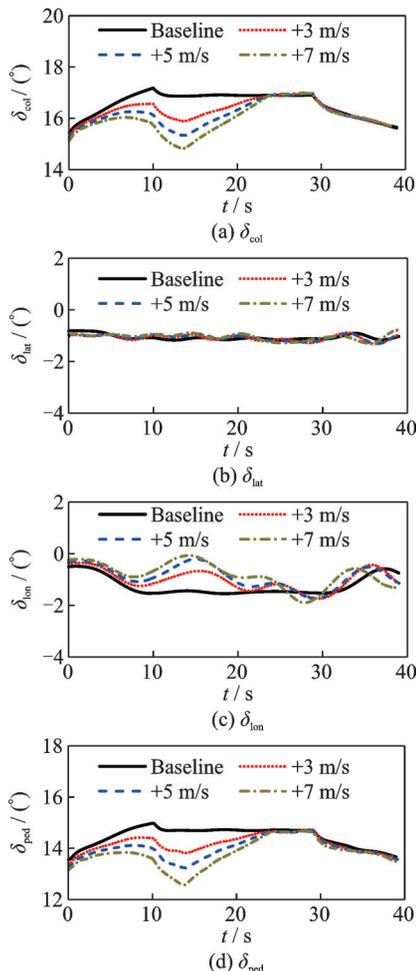


图 15 不同强度的上洗垂直切变对直升机操纵响应的影响  
Fig.15 Effects of vertical shear of upwash with different intensities on helicopter control response

机操纵响应的影响。可以看到,垂向风垂直切变对总距、纵向周期变距和脚蹬影响较为显著,相反,不引起横向周期变距的显著变化,这也体现在对横向位置的影响中。

当直升机穿越存在上洗梯度变化的风场起飞时,相比于无风干扰而言,旋翼下方吹来的气流增加了桨叶有效气动迎角,引起拉力增升。对于后重心的直升机而言,旋翼拉力的增加致使直升机有抬头的趋势,引起纵向位置的偏移,此时,总距杆量需求降低,如图 15(a)所示。同时,向前推部分驾驶杆使桨盘前倾以平衡增升的旋翼拉力在水平方向的分量,如图 15(c)所示。对驾驶杆和总距的协同操纵帮助直升机回到预定的轨迹,但是也可以看到,当上洗的强度为“严重”时,需要更为激进的操纵以保持直升机姿态。不受侧风影响情况下,脚蹬操纵协同总距发生对应变化。

2.2.2 不同强度下洗垂直切变

图 16 给出了不同强度的下洗垂直切变对直升机姿态和位移的影响。结果显示,与上洗相比,下洗引起的直升机俯仰姿态变化幅度更大,且当强度为“强烈”时即出现振荡发散现象。穿越风切变场初期,滚转姿态波动较小,然而在经历“强烈”下洗的风场后,直升机滚转姿态也开始振荡。由于下洗条件下姿态控制相较于上洗更为困难,直升机偏离预定飞行轨迹的程度也就更大。

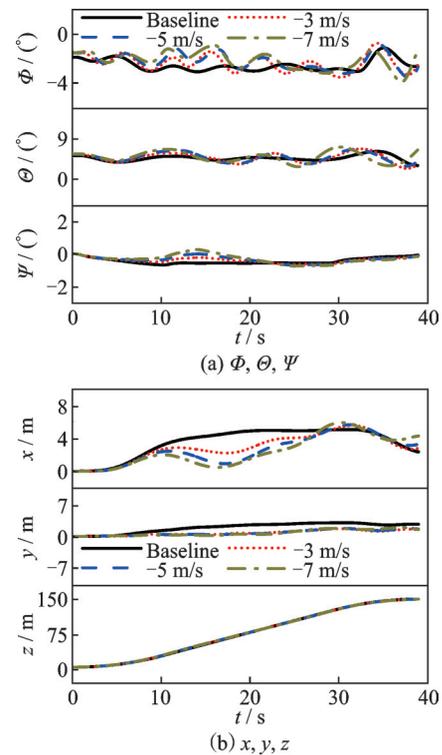


图 16 不同强度的下洗垂直切变对直升机姿态和位移的影响  
Fig.16 Effects of vertical shear of downwash with different intensities on helicopter attitude and displacement

图 17 给出了不同强度的下洗垂直切变对直升机操纵响应的影响。可以看到,下洗引起操纵变化的形式与上洗类似,但是幅度更大。直升机垂直起飞时,受到的相对来流垂直于旋翼桨盘,与下洗叠加后,显著减小了桨叶的有效气动迎角,引起旋翼拉力骤降。旋翼拉力的减少致使直升机有低头的趋势,引起纵向位置的偏移,同时又导致总距杆量需求迅速增加,如图 17(a)所示。当下洗强度为“严重”时,驾驶员需要增加最大 16.5% 的总距杆量操纵,与之协同的脚蹬操纵量最大,也增加了 15.1%,这显然增加了驾驶员的工作负荷。对纵向周期变距的影响与上洗恰好相反,但是变化幅度增加。同时,下洗垂直切变引起直升机横向位置的偏移,相比于上洗,这增加了部分向左压驾驶杆的操纵,并伴有振荡的趋势。

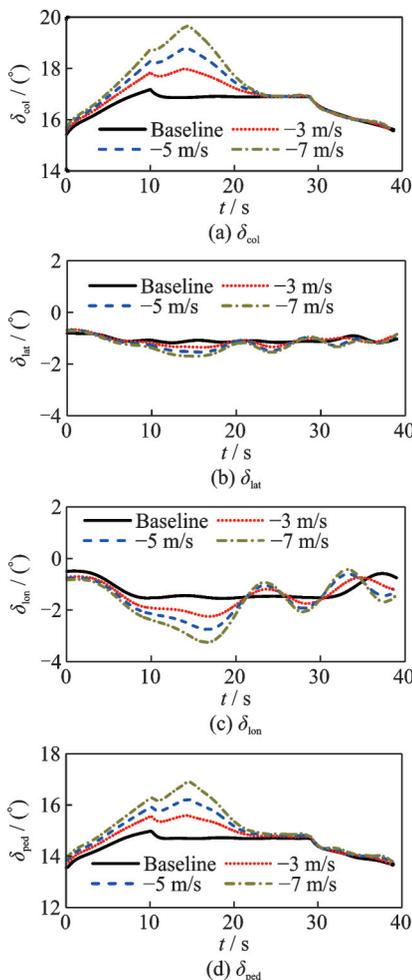


图 17 不同强度的下洗垂直切变对直升机操纵响应的影响

Fig.17 Effects of vertical shear of downwash with different intensities on helicopter control response

因此,即使是“中等”强度的下洗也能够引起直升机姿态和位移的明显变化,并导致驾驶员频繁操纵以保持直升机姿态,防止偏离飞行轨迹。可以认为,下洗垂直切变对大型直升机的起飞安全威胁较大。

### 3 结 论

(1) 建立了低空尺度不同强度和方向的水平风垂直切变以及不同强度的上洗和下洗垂直切变的工程化模型,基于耦合风干扰的直升机飞行动力学模型,系统分析不同低空风切变工况对直升机飞行特性的影响。结果表明,使用的模型能够精确地模拟大型直升机在遭遇低空风切变时的响应特性,并能有效预测和评估不同工况风切变对直升机起飞过程的影响。

(2) 对于水平风垂直切变强度“严重”的情况,直升机滚转和俯仰姿态出现振荡,并引起纵向位置偏移。“强烈”强度时,不同风向的水平风垂直切变主要引起横、纵向周期变距的变化。当风切变为正侧风( $90^\circ$ )时,纵、横向周期变距振荡发散,直升机也难以跟踪预定的飞行轨迹。

(3) 对于垂向风垂直切变情况,下洗引起俯仰姿态变化幅度大于上洗,当强度为“强烈”时,直升机滚转姿态亦开始振荡。为应对这些由下洗引起的姿态变化,驾驶员的工作负荷加重。在遭遇“严重”强度的下洗垂直切变时,驾驶员最大需增加 16.5% 的总距杆量,以弥补旋翼拉力的损失。同时,为保持航向,脚蹬操纵量需增加 15.1%。

(4) 本文基于显模型跟踪设计的控制系统在面对恶劣风切变条件(如大风向角的水平风垂直切变或下洗垂直切变)时,存在鲁棒性不足和姿态控制精度低等问题。通过改进飞行控制系统控制律降低风切变对直升机的影响,提升大型直升机在复杂气象条件下的飞行安全性,是下一步需要开展的研究内容。

#### 参考文献:

- [1] 普劳蒂. 直升机性能及稳定性和操纵性[M]. 高正, 译. 北京: 航空工业出版社, 1990.  
PROUTY K W. Helicopter performance, stability and control[M]. Translated by GAO Zheng. Beijing: Aviation Industry Press, 1990.
- [2] SU Y, CAO Y, YUAN K. Helicopter stability and control in the presence of windshear[J]. Aircraft Engineering and Aerospace Technology, 2007, 79(2): 170-176.
- [3] FROST W, BOWLES R L. Wind shear terms in the equations of aircraft motion[J]. Journal of Aircraft, 1984, 21(11): 866-872.
- [4] BOWLES R L. Windshear detection and avoidance: Airborne systems survey[C]//Proceedings of the 29th IEEE Conference on Decision and Control. Honolulu, HI, USA: IEEE, 1990: 708-736.

- [5] DOGAN A, KABAMBA P T. Escaping microburst with turbulence: Altitude, dive, and pitch guidance strategies[J]. *Journal of Aircraft*, 2000, 37(3): 417-426.
- [6] LIU T, DAI Y, HONG G. Dynamic response simulation of helicopter in variable wind field[C]//Proceedings of the AIAA Modeling and Simulation Technologies Conference. Kissimmee, Florida: AIAA, 2015.
- [7] GRANDE N, TIERNEY S, HORN J F, et al. Safe autorotation through wind shear via backward reachable sets[J]. *Journal of the American Helicopter Society*, 2016, 61(2): 1-11.
- [8] THEDIN R, KINZEL M P, HORN J F, et al. Coupled simulations of atmospheric turbulence-modified ship airwakes and helicopter flight dynamics[J]. *Journal of Aircraft*, 2019, 56(2): 812-824.
- [9] THEDIN R, MURMAN S M, HORN J F, et al. Effects of atmospheric turbulence unsteadiness on ship airwakes and helicopter dynamics[J]. *Journal of Aircraft*, 2020, 57(3): 534-546.
- [10] 洪冠新, 庞健. 风切变场中直升机前飞状态动态响应[J]. *北京航空航天大学学报*, 2005, 31(5): 524-528.  
HONG Guanxin, PANG Jian. Helicopter dynamic response to wind shear in forward flight[J]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2005, 31(5): 524-528.
- [11] 王子健, 曲志刚, 周思羽. 着舰过程中风切变对PIO的影响[J]. *南京航空航天大学学报*, 2017, 49(S): 119-124.  
WANG Zijian, QU Zhigang, ZHOU Siyu. Effect of wind shear on PIO during landing[J]. *Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics*, 2017, 49(S): 119-124.
- [12] 赵燕勤, 陈仁良. 低空风切变系统建模及其对直升机飞行安全威胁定性分析[J]. *航空学报*, 2020, 41(7): 123413.  
ZHAO Yanqin, CHEN Renliang. Systemically modeling of low altitude windshear and its qualitative threat analysis to helicopter flight safety[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2020, 41(7): 123413.
- [13] HIGGINS C R, KUPCIS E A. Aerospace technology-windshear FAA-Boeing windshear training aid program[C]//Proceedings of the International Pacific Air and Space Technology Conference and Exposition. [S. l.]: SAE, 1987.
- [14] PITT D M, PETERS D A. Theoretical prediction of dynamic-inflow derivatives[J]. *Vertica*, 1981, 5(1): 21-34.
- [15] HOWLETT J J. UH-60A Black Hawk engineering simulation program: Volume I: Mathematical model: NASA-CR-166309[R]. Washington, D C, USA: NASA, 1981.
- [16] 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.
- [17] JI H, CHEN R, LI P. Rotor-state feedback control to alleviate pilot workload for helicopter shipboard operations[J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2017, 40(12): 3088-3099.
- [18] 叶毅, 陈仁良. 舰艏流场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.
- [19] BAILEY F J. A simplified theoretical method of determining the characteristics of a lifting rotor in forward flight: NACA TR-716[R]. Washington, D C, USA: US Government Printing Office, 1941.
- [20] BALLIN M G. Validation of a real-time engineering simulation of the UH-60A helicopter: NASA TM-88360[R]. Washington, D C, USA: NASA, 1987.
- [21] MCRUER D T. Mathematical models of human pilot behavior: AGARDograph AG-188[R]. Neuilly-sur-Seine, France: AGARD, 1973.
- [22] HESS R A, ZEYADA Y, HEFFLEY R K. Modeling and simulation for helicopter task analysis[J]. *Journal of the American Helicopter Society*, 2002, 47(4): 243-252.
- [23] TISCHLER M B. Digital control of highly augmented combat rotorcraft: NASA TM-88346[R]. CA, USA: NASA Ames Research Center Moffett Field, 1987.
- [24] TISCHLER M B, FLETCHER J W, MORRIS P M, et al. Flying quality analysis and flight evaluation of a highly augmented combat rotorcraft[J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 1991, 14(5): 954-963.
- [25] SHAMPINE L F, GORDON M K. Computer solution of ordinary differential equations—The initial value problem[M]. San Francisco, California, USA: W. H. Freeman & Co., 1976.