

## 无人直升机前飞段抗侧风的控制技术研究

万顺飞, 祖家奎, 刘世隆  
(南京航空航天大学自动化学院, 南京 210016)

**摘要:** 前飞段飞行能力是无人直升机进行超视距飞行的基础,而侧风是影响无人直升机前飞段飞行安全的一个重要因素,因此前飞段的抗侧风策略制约着无人直升机的超视距飞行能力。目前,无人机主流的两种前飞抗侧风策略是侧滑法和侧航法。侧滑法是通过飞机的滚转来抵抗侧风对飞机产生的侧力,飞行中一直存在侧滑角;侧航法则是将航向偏转至空速方向来消除侧风产生的侧滑,实现无侧滑的飞行。从这两种方案着手,设计了4种前飞段抗侧风方案,并进行了对比分析,来分别满足不同的工程需求。

**关键词:** 无人直升机; 飞行控制; 前飞段; 抗侧风; 侧滑法; 侧航法

**中图分类号:** V249 **文献标志码:** A **文章编号:** 1671-637X(2016)11-0013-05

## A Scheme of Crosswind Resisting for Unmanned Helicopters in Forward Flight Phase

WAN Shun-fei, ZU Jia-kui, LIU Shi-long

(College of Automation Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

**Abstract:** The flight ability in the forward flight phase is the basis of the over-the-horizon flight of unmanned helicopter, and crosswind is the most important factor affecting the helicopter safety in forward flight phase. Therefore, the strategy of resisting lateral wind in the forward flight phase restricts the ability of the over-the-horizon flight of unmanned helicopter. At present, the main strategies of UAVs are the side-slipping method and the crabbed method. Side-slipping method resists the lateral force on the plane by crosswind through plane rolling. Using this method the unmanned helicopter flies with the sideslip. Crabbed method eliminates the sideslip through turning the heading to airspeed direction. The unmanned helicopter flies without the sideslip with this method. Four schemes are designed for crosswind resisting according to the two strategies, and comparison and analysis are carried out for meeting different engineering requirements respectively.

**Key words:** unmanned helicopter; flight control; forward flight phase; crosswind resisting; side-slipping method; crabbed method

### 0 引言

无人直升机作为一种可以垂直起降、悬停、左右飞和前后飞的特殊飞行器,是当前无人机领域的研究热点之一。然而常规气动布局的无人直升机在飞行过程中极易受到风的扰动,直接影响飞行的性能和安全。风一般是由常值风和紊流叠加而成,其中,常值风是指

风向风速大小相对不变的风场;紊流是指风速风向大小变化急剧的不稳定风场<sup>[1]</sup>,主要影响无人直升机的短周期运动,如姿态、角速率等。由飞行控制原理可知,内环增稳控制能够提高短周期运动阻尼<sup>[2]</sup>,那么内环增稳控制即可迅速消除紊流影响;而常值风场幅值较大,会对无人机产生一个恒定大小的力,会影响无人机的长周期运动,如位置、速度等,通常采用外环控制和通道解耦的综合方法改善飞行性能和提高飞行安全。无人直升机抗侧风控制主要是为了解决侧向风对飞机速度、位置、姿态及航向的影响,即本文是以常值风为主要研究对象<sup>[3]</sup>。

当前,无人直升机前飞抗侧风的两种方法有:侧滑

收稿日期:2015-09-08

修回日期:2015-11-12

基金项目:南京航空航天大学基本科研业务费专项科研资助项目(NS2013031)

作者简介:万顺飞(1991—),男,江苏泰州人,硕士生,研究方向为无人直升机飞控技术。

法和侧航法<sup>[4]</sup>。侧滑法是在保持航向的条件下通过无人直升机的滚转产生侧力从而消除侧风的影响；侧航法则是在滚转水平的条件下通过无人直升机机体航向转向空速方向来消除侧风影响，实现“迎风无侧风”飞行。这两种抗侧风的方法在无人直升机实际工程中均有应用需求，其中，侧滑法主要用在定向飞行、目标锁定、定点攻击等场合，侧航法主要用在巡航、长航时安全飞行等场合<sup>[5]</sup>。

本文针对某无人直升机的飞行需求，在分析其前飞段常规控制律及其抗风不足的基础上，提出了宽轨迹策略和侧向零地速保持相结合的侧滑法改进方案，以及基于机体侧向加速度的侧航法改进方案，改进的前飞抗侧风控制方法均进行了对比仿真验证，取得了较好的控制效果，满足了该无人直升机前飞抗侧风的技术需求。

## 1 常规控制及其抗侧风分析

为了达到无人直升机前飞抗侧风的控制效果，需要多通道的协同配合控制。本文首先介绍某无人直升机4个通道的控制律方案，并通过无侧风扰动和有侧风扰动下的控制效果对比，分析常规控制存在的不足，提出改进思路。

某无人直升机各通道的常规控制方案如下<sup>[6-7]</sup>。

1) 俯仰通道。俯仰通道内环采用的是俯仰角和俯仰角速率的增稳，外环采用的是空速保持控制，其控制律表达式为

$$\begin{cases} \delta_{ele} = \delta_{trim} + \delta_{inner} + \delta_{outer} \\ \delta_{inner} = -K_e^p \cdot (\theta_{trim} - \theta) + K_e^v \cdot q \\ \delta_{outer} = K_v^y \cdot (V_{vg} - V_x) + I_e V_x \cdot \int (V_{vg} - V_x) dt \\ V_{vg} = V_{xcmd} \end{cases} \quad (1)$$

式中： $\delta_{ele}$ 为俯仰通道控制律输出变距量； $\delta_{trim}$ 为配平变距； $\delta_{inner}$ 为内环增稳输出变距量； $\delta_{outer}$ 为外环速度控制输出变距量； $\theta_{trim}$ 为俯仰姿态角配平量； $V_{vg}$ 为 $x$ 轴向速度给定值，即速度指令； $K$ 为比例系数； $I$ 为积分系数。

2) 滚转通道。滚转通道与俯仰通道相似，内环采用的是滚转角和滚转角速率的增稳，外环是侧向位置偏差保持控制，其控制律表达式为

$$\begin{cases} \delta_{roll} = \delta_{trim} + \delta_{inner} + \delta_{outer} \\ \delta_{inner} = K_a^p \cdot (\phi_{trim} - \phi) - K_a^v \cdot p \\ \delta_{outer} = K_v^y \cdot (V_{yg} - V_y) + I_a V_y \cdot \int (V_{yg} - V_y) dt \\ V_{yg} = -K_a^y \cdot Y \end{cases} \quad (2)$$

式中： $\delta_{roll}$ 为滚转通道控制律输出变距量； $\delta_{trim}$ 、 $\delta_{inner}$ 、 $\delta_{outer}$ 含义与式(1)相同； $\phi_{trim}$ 为滚转姿态角配平量； $Y$ 为垂直

于航线方向上的侧向位置偏差； $V_y$ 指垂直于航线方向上的侧向速度； $V_{yg}$ 为 $y$ 轴向速度给定值，是由侧向位置偏差 $Y$ 计算得到的。

3) 尾桨通道。尾桨通道采用的航向保持控制，其控制律表达式为

$$\begin{cases} \delta_{rud} = \delta_{trim} - K_r^R \cdot (R_g - R) - I_r R \cdot \int (R_g - R) dt \\ R_g = K_r^y \cdot (\psi_{cmd} - \psi) \end{cases} \quad (3)$$

式中： $\delta_{rud}$ 为尾桨通道控制律输出变距量； $\delta_{trim}$ 为配平变距； $R_g$ 为偏航角速率的给定值，由偏航角 $\psi$ 计算而来。

4) 总距通道。总距通道采用的高度保持控制，其控制率表达式为

$$\begin{cases} \delta_{col} = \delta_{trim} + K_c^V \cdot (V_{zg} - V_z) + I_c V_z \cdot \int (V_{zg} - V_z) dt \\ V_{zg} = -K_c^H \cdot H \end{cases} \quad (4)$$

式中： $\delta_{col}$ 为总距通道控制律输出变距量； $\delta_{trim}$ 为配平变距； $V_{zg}$ 为升降速度给定值，由高度 $H$ 计算而来。

为了验证常规控制的抗侧风性能，本文进行了Matlab仿真。该仿真过程是飞机以30 m/s的稳定前飞速度飞行的状态下，第50 s时在机体左方90°方向加入10 m/s的侧风，记录飞机的侧向偏差 $dY$ 和侧滑角 $\beta$ 数据。

由图1可看出，基本策略的抗侧风存在很大的弊端，平衡侧风的侧力以后飞机会带着较大侧滑飞行，影响尾桨的操纵性能<sup>[6]</sup>。尤其是在飞机拉回航线的过程中，侧滑角 $\beta$ 会变得更大，这是因为飞机左向飞行速度也会产生侧滑，这样叠加了侧风产生的侧滑后，侧滑角会超调，严重影响飞机安全。

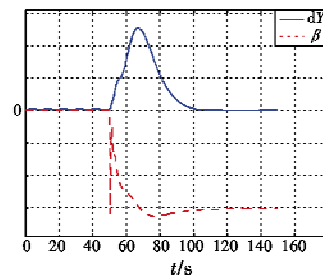


图1 基本策略仿真示意图

Fig.1 Simulation diagram of basic scheme

结合滚转通道的控制律和图2进行分析，当有侧风时，无人机会被吹离航线，此时产生侧向偏差，由控制律可知，侧向偏差产生一个侧向速度指令，将飞机拉回航线。飞机重新回到航线时，此过程中侧向速度的积分值会使得无人机滚转一定的角度，桨盘升力会产生一个侧向的分力来平衡侧风产生的侧力。由以上分析可知，基本控制策略的抗侧风采用的是侧滑法方案。

常规控制方案抗侧风的分析结果为：1) 抗侧风飞行过程中飞机一直有侧滑；2) 飞机被吹离航线后再拉

回航线的过程中存在一个更大的侧滑。

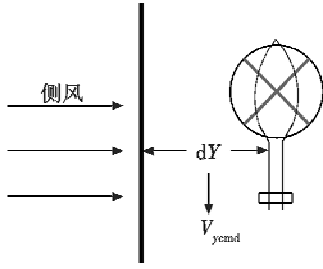


图 2 基本策略抗侧风示意图

Fig. 2 Schematic of crosswind resisting

## 2 侧滑法改进方案

### 2.1 侧向零速度保持方案

由上文常规策略的抗侧风仿真分析可知,在飞机拉回航线的过程中,由于侧向速度的存在,飞机会产生侧滑角超调。如果飞机被风吹离航线后,不强行飞回原来航线,只将侧向速度  $V_y$  降到 0 m/s,这样就不存在侧滑角超调的问题。此时,无人直升机的滚转通道控制就可以去除侧向位置偏差保持控制,变成侧向零速度保持控制,其滚转通道控制律表达式为

$$\begin{cases} \delta_{\text{ail}} = \delta_{\text{trim}} + \delta_{\text{inner}} + \delta_{\text{outer}} \\ \delta_{\text{inner}} = K_a^{\varphi} \cdot (\varphi_{\text{trim}} - \varphi) - K_a^p \cdot p \\ \delta_{\text{outer}} = K_a^{V_y} \cdot (V_{y\text{e}} - V_y) + I_a^{V_y} \cdot \int (V_{y\text{e}} - V_y) dt \\ V_{y\text{e}} = 0 \end{cases} \quad (5)$$

式中,  $V_{y\text{e}}$  不再是由侧向位置偏差  $Y$  计算而来,而是直接置为 0 m/s。

为了验证侧向零速度保持的抗侧风性能,进行了与上文一样的 Matlab 仿真实验。

图 3 是侧向零速度保持方案与常规控制方案的仿真结果对比图,可见侧向零速度保持方案的侧向偏差  $dY$  不再保持为 0 m,当侧向速度为 0 m/s 后,侧向位置偏差  $dY$  就保持在这个固定值,而且侧向零速度保持方案的侧滑角  $\beta$  也不再超调,变得平滑了。

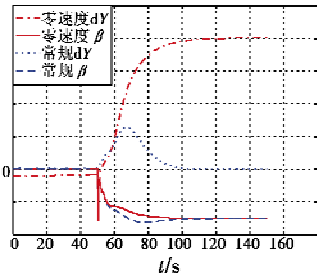


图 3 仿真结果对比图

Fig. 3 Simulation result of two schemes

侧向零速度保持方案的分析结果为:1) 抗侧风飞行过程中飞机依然有侧滑;2) 飞机被吹离航线后不再拉回航线,侧滑角曲线过渡平滑,不存在侧滑超调;3)

风很大时侧向位置偏差  $dY$  会很大。

### 2.2 宽轨迹方案

虽然侧向零速度保持方案能够解决飞机拉回航线过程中的侧滑角超调问题,但是有风时飞机的侧向位置偏差很大,会偏离航线很远,这就很难满足航线约束的要求。因此本文设计了一种宽轨迹方案,既能解决飞机拉回航线过程中的侧滑角超调,又能让飞机不偏离航线太远。

宽轨迹法的基本思路是当无风或者风不是很大的情况下,飞机采用侧向零速度保持方案,各通道控制律跟零侧向速度保持方案一致。当侧向风很大,飞机被风吹离航线很远时,采用协调转弯,给出滚转角指令  $\varphi_{\text{cmd}}$  和航向角偏转指令  $d\lambda$ ,使飞机航向偏转,向着靠近航线的方向飞行,此时滚转通道和航向通道的控制律表达式为

$$\begin{cases} \delta_{\text{ail}} = \delta_{\text{trim}} + \delta_{\text{inner}} + \delta_{\text{outer}} \\ \delta_{\text{inner}} = K_a^{\varphi} \cdot (\varphi_{\text{trim}} + \varphi_{\text{cmd}} - \varphi) - K_a^p \cdot p \\ \delta_{\text{outer}} = K_a^{V_y} \cdot (V_{y\text{e}} - V_y) + I_a^{V_y} \cdot \int (V_{y\text{e}} - V_y) dt \\ V_{y\text{e}} = 0 \end{cases} \quad (6)$$

$$\begin{cases} \delta_{\text{rud}} = \delta_{\text{trim}} - K_r^R \cdot (R_g - R) - I_r^R \cdot \int (R_g - R) dt \\ R_g = K_r^{\psi} \cdot (\psi_{\text{cmd}} + d\lambda - \psi) \end{cases} \quad (7)$$

式中:跟侧向零速度保持方案类似,  $V_{y\text{e}}$  也是置为 0 m/s;  $\varphi_{\text{cmd}}$  为协调转弯时的滚转角指令;  $d\lambda$  为航向角偏转指令;  $V_y$  在这里不再是垂直于航线方向上的侧向速度,而是垂直于机身的侧向速度。

宽轨迹法中航向角偏转指令  $d\lambda$  的表达式为

$$d\lambda = (k_1 \cdot dY + k_2 \cdot d\psi) \cdot k_3 \quad (8)$$

宽轨迹法的核心思想是对  $d\lambda$  进行继电器环节控制,如图 4 所示,当  $d\lambda$  大于其外界  $\lambda_m$ ,即飞机相对航线的侧向位置偏差  $dY$  大于外界  $Y_m$ ,此时飞机航向朝航线偏转  $d\lambda$  角度,飞机逐渐靠近航线,侧向位置偏差  $dY$  减小,  $d\lambda$  的值由于航向的偏转 ( $d\psi$  变成负值) 和  $dY$  的减小而减小;反之,当  $d\lambda$  小于其内界  $\lambda_n$ ,即侧向位置偏差  $dY$  小于内界  $Y_n$ ,飞机航向再次偏转至航线航向。这样就能保证飞机的侧向位置偏差处于  $-Y_m \sim Y_m$  内,不会偏离航线太远,而且在飞机飞回航线过程中,由于航向的偏转,侧滑角不会发生超调。

正常情况下,侧向位置偏差  $dY$  的外界  $Y_m$  是一个固定的值,因为初始时飞机航向为航线航向,航向角偏差  $d\psi$  为  $0^\circ$ ,侧向位置偏差  $dY$  的外界  $Y_m$  就等于  $\lambda_m / (k_1 \cdot k_3)$ 。侧向位置偏差  $dY$  的内界  $Y_n$  则是一个不确定的值,由式(9)可知,它还与航向角偏差  $d\psi$  相关。内界  $Y_n$  的大小其实就是飞机航向角偏差  $d\psi$  降到  $0^\circ$  的过程中侧向位置偏差的变化量。因此,  $dY$  与  $d\psi$  的比例关系要恰

当,即  $k_1$  与  $k_2$  的大小要恰当,当  $d\lambda$  满足内界  $\lambda_n$  要求时,飞机能够精确平滑地过渡到航线上。

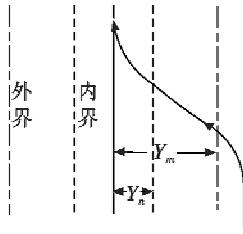


图4 宽轨迹法示意图

Fig. 4 Schematic of wide flight path scheme

图5是飞机进入内界后平滑过渡到航线的示意图,由此可知,  $dY$  与  $d\psi$  的关系式为

$$dY = R - R \cdot \cos \frac{d\psi}{2\pi} \quad (9)$$

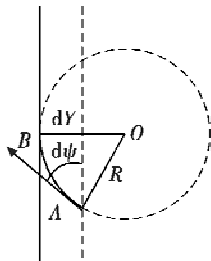


图5 末端平滑过渡示意图

Fig. 5 Schematic of smooth transition at the end

本文中  $d\psi$  一般在  $12^\circ$  附近,小角度转弯时曲率半径  $R$  一般在  $600\text{ m}$  左右,因此这时  $dY$  与  $d\psi$  的关系式近似为

$$\frac{k_2}{k_1} = \frac{dY}{d\psi} = 1.1 \quad (10)$$

由以上分析,  $k_1$  和  $k_2$  的大小只要满足上式的比例关系即可,  $k_3$  的作用是将侧向位置偏差  $dY$  和航向角偏差  $d\psi$  的大小转换为合适的航向角偏差指令  $d\lambda$ 。

进行同样的 Matlab 仿真,图6为宽轨迹法与常规控制方案的仿真对比示意图。

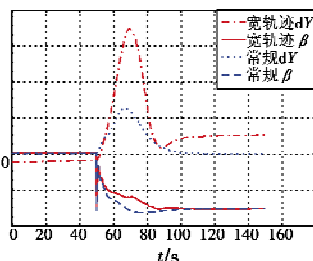


图6 宽轨迹法仿真示意图

Fig. 6 Simulation result of wide flight path scheme

从仿真图中可看出,飞机远离航线后会被拉回,且在拉回过程中,侧滑角不会发生超调,基本满足要求。

宽轨迹法的分析结果为:1) 抗侧风飞行过程中飞机依然有侧滑;2) 侧向偏差被限制在一固定范围之

内;3) 风很大时飞机会被拉回航线,在这个过程中,由于航向的偏转侧滑会很小。

### 3 侧航法改进方案

固定翼飞机一般采用航向开环控制来实现侧航法抗侧风,这主要是因为固定翼飞机航向的静稳定性很强。当有侧风时,由于航向的静稳定性,飞机机头会自动向空速方向转动,从而实现达到侧航法抗侧风的目的。但对于直升机来说,其前飞速度一般不会太大,所以其航向的静稳定性没有固定翼那么强。那么无人直升机侧航法方案的实现直接采用航向开环控制显然不合适。

因此,无人直升机侧航法是通过引入侧滑角的反馈来实现的,根据侧滑角的反馈产生一个航向角偏差指令,实现航向偏转抵消侧滑。但是侧滑角传感器价格昂贵,小型无人直升机很少有配置这样的传感器,所以航向通道无法直接使用侧滑角反馈。机体轴系的侧向加速度  $a_{y_b}$  与侧滑角  $\beta$  有如下关系<sup>[7-8]</sup>

$$ma_{y_b} = ma_0 + C_\beta \left( \frac{1}{2} \rho V^2 \right) S \beta \quad (11)$$

式中,  $a_0$  为飞机无风环境下稳定飞行时机体轴系侧向加速度的值,  $ma_0$  其实就是飞机稳定飞行时的平衡侧力,平衡直升机尾桨引起的侧力。在风速一定的情况下,侧滑角  $\beta$  与  $a_{y_b} - a_0$  成正比关系,因此本文用  $a_{y_b} - a_0$  近似反映侧滑角  $\beta$  的大小<sup>[9]</sup>。

在得到近似侧滑角反馈后,本文利用其解算一个航向角偏差指令控制航向偏转。因此需要对侧滑角反馈进行积分,由积分量产生一个航向角偏差前馈配平指令,并引入到航向通道控制。此时航向控制律算式为

$$\begin{cases} \delta_{cmd} = \delta_{trim} - K_r^R \cdot (R_g - R) - I_r^R \cdot \int (R_g - R) dt \\ R_g = K_r^\psi \cdot (\psi_{cmd} + d\psi - \psi) \\ d\psi = - [K_r^{a_y} \cdot (a_{y_b} - a_0) + I_r^{a_y} \cdot \int (a_{y_b} - a_0) dt] \end{cases} \quad (12)$$

式中:积分项  $I_r^{a_y} \cdot \int (a_{y_b} - a_0) dt$  就是计算前馈配平航向角偏差指令;而比例项  $K_r^{a_y} \cdot (a_{y_b} - a_0)$  则提高侧滑角反馈的响应速率。

基于机体侧向加速度侧航法方案的滚转通道控制律跟常规控制方案的滚转通道控制律一样,也是侧向位置保持控制,故滚转通道的控制律表达式一致。

为了验证侧航法改进方案,进行同样的仿真实验。图7分别是本文侧航法改进方案和常规控制方案的侧向偏差、侧滑角和航向角的仿真对比示意图。

由图7可知,引入侧滑角反馈的侧航法方案在遇到侧风后能够消除侧滑,基本满足抗侧风的需求。

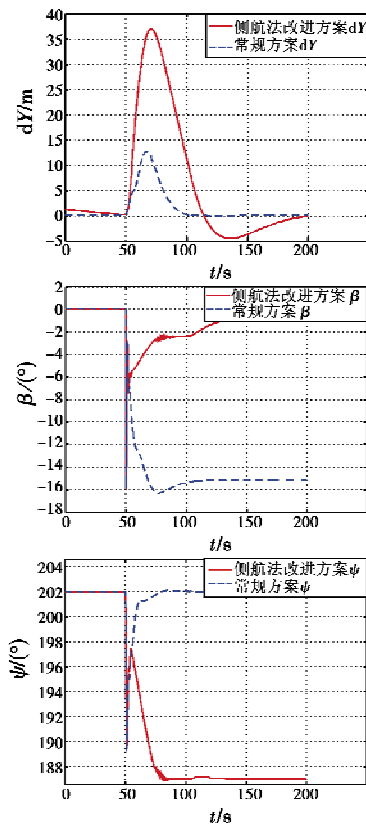


图 7 仿真对比示意图

Fig. 7 Simulation result of two schemes

侧滑法改进方案的分析结果为：1) 抗侧风飞行过程中飞机没有侧滑，是更为安全的飞行方案；2) 侧向位置偏差被控制在 0 m 附近，满足了航线约束要求。

#### 4 结束语

本文从侧滑法和侧航法这两种最常见的抗侧风策略着手，具体设计了常规控制方案、侧向零速度保持、宽轨迹法这三种侧滑法抗侧风方案和基于机体侧向加速度的侧航法改进方案。这些抗侧风方案各有优缺点，也有各自的应用领域：常规控制方案在抗侧风过程中侧滑角最大，但该方案能精确地沿着航线飞行；零侧向速度保持方案抗侧风过程中侧滑角相对较小，但其侧向位置偏差会很大；宽轨迹法适用于航线约束较小的飞行任务，侧滑角较小，侧向位置偏差也不是很大；基于机体侧向加速度的侧航法改进方案是真正意义上能消除侧滑的方案，但该方案中机体侧向加速度的配平值会随着油量的变化而变化，很难找到一个绝对的配平值，因此该方案还需继续改进。

#### 参考文献

- [1] 朱上翔. 大气扰动及其对飞行的影响[J]. 航空学报, 1985, 6(2):148-156. (ZHU S X. Review of progress in the study of atmospheric disturbance and its effect on flight [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 1985, 6(2):148-156.)
- [2] 郭天豪, 侯中喜, 王鹏, 等. 静不稳定无人机控制系统增稳评估[J]. 华中科技大学学报: 自然科学版, 2013, 41(s1):459-462. (GUO T H, HOU Z X, WANG P, et al. Stability evaluation of static instable UAVs with control systems[J]. Journal of Huazhong University of Science and Technology: Natural Science Edition, 2013, 41(s1):459-462.)
- [3] BILAL A A, FARID K. Flight control of a small helicopter in unknown wind conditions[C]//The 49th IEEE Conference on Decision and Control, Atlanta, 2010:72-78.
- [4] 杨一栋. 飞机抗侧风着陆系统[J]. 航空学报, 1988, 9(7):393-397. (YANG Y D. Counteracting sidewind control system for aircraft landing[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 1988, 9(7):393-397.)
- [5] 叶新明, 姜长生, 吴庆亮. 武装直升机对地攻击阶段作战效能评估[J]. 电光与控制, 2009, 16(5):5-8, 22. (YE X M, JIANG C S, WU Q X. Evaluation of combat effectiveness for armed helicopter during the final stage of air-to-ground attack [J]. Electronics Optics & Control, 2009, 16(5):5-8, 22.)
- [6] GUOWEI C, CHEN B M, TONG H L. Unmanned rotorcraft systems[M]. London:Springer, 2011.
- [7] 张明廉. 飞行控制系统[M]. 北京:航空工业出版社, 1994. (ZHANG M L. Flight control system[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 1994.)
- [8] 杨一栋. 直升机飞行控制[M]. 北京:国防工业出版社, 2007. (YANG Y D. Helicopter flight control[M]. Beijing:National Defense Industry Press, 2007.)
- [9] 尹亮亮. 无人直升机飞行控制若干关键技术研究[D]. 南京:南京航空航天大学, 2012. (YIN L L. Research on several key technologies for unmanned helicopter flight control[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2012.)

本刊国内邮发代号为 36-693 欢迎订阅