

文章编号 1004-924X(2014)06-1507-10

无人机滑跑线性化建模与增益调节纠偏控制

段 镇^{1,2*}, 高九州¹, 贾宏光¹, 陈 娟¹

(1. 中国科学院 长春光学精密机械与物理研究所, 吉林 长春 130033;

2. 中国科学院大学, 北京 100039)

摘要: 由于无人机的三轮滑跑阶段是整个飞行过程最容易出问题的环节, 本文对前三点式无人机地面滑跑进行建模并研究了前轮转向纠偏控制方法。首先, 分析了无人机三轮滑跑阶段的受力情况; 考虑发动机扭矩、推力偏心及停机角对模型的影响, 建立了无人机地面三轮滑跑非线性数学模型; 然后, 利用小扰动原理在合理简化的前提下将非线性模型线性化, 分别推导了前轮转角为输入, 偏航角速度、偏航角、侧偏距为输出的传递函数, 设计了三回路增益调节前轮转向纠偏控制律; 最后, 通过滑跑试验进行了验证。试验结果表明: 在初始航向偏差为 3° , 初始侧向位置偏差为 0.2 m 的情况下, 无人机由静止滑行至速度为 32 m/s 过程中的最大侧偏距为 0.3 m, 最大偏航角为 4.5° , 并且对不大于 4.6 m/s 的侧风干扰有较好的抑制作用, 对跑道路况、轮胎侧偏刚度及轮胎弹性等不确定因素的影响有较好的鲁棒性。该设计已成功应用于某无人机。

关键词: 无人机; 滑跑建模; 模型线性化; 前轮转向纠偏; 增益调节控制; 滑跑试验

中图分类号: V249.1; TP391 **文献标识码:** A **doi:** 10.3788/OPE.20142206.1507

Linearized modeling and gain scheduling control for UAV taxiing

DUAN Zhen^{1,2*}, GAO Jiu-zhou¹, JIA Hong-guang¹, CHEN Juan¹

(1. Changchun Institute of Optics, Fine Mechanics and Physics,
Chinese Academy of Sciences, Changchun 130033, China;

2. University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100039, China)

* Corresponding author, E-mail: duanzhen@126.com

Abstract: As the three wheel taxiing stage of an Unmanned Aerial Vehicle (UAV) is the most vulnerable in whole flight process, this paper explores linear modeling and a gain scheduling control method of nose wheel steering turning for a tricycle-undercarriage UAV in taxiing on the ground. The force of three wheel taxiing of the UAV was analyzed, and its nonlinear mathematical model was established considering the effect of engine torque, thrust misalignment and ground angles. Then, the nonlinear model was linearized using small perturbation theory under reasonable assumptions, and the transfer function was deduced by using the nose wheel steering angle as a input and the yaw rate, yaw angle, and lateral deviation as outputs. The three gain scheduling control law through nose wheel steering turning was designed. Finally, the method was verified through a field taxiing test. The result shows that the most lateral position deviation is 0.3 m and the most yaw deviation is 4.5° under an initial yaw

收稿日期: 2013-12-11; 修订日期: 2014-01-27.

基金项目: 中国科学院三期知识创新工程资助项目 (No. YYYJ-1122)

deviation of 3° and a lateral position deviation of 0.2 m during the process of taxiing from rest to the speed of 32 m/s. Moreover, the crosswind disturbance of not more than 4.6 m/s was inhibited. The control law designed by using the method above is robustness to the uncertain factors of the runway, tire cornering stiffness and tire deflection and has been applied to a practical UAV successfully.

Key words: Unmanned Aerial Vehicle(UAV); taxiing modeling; model linearization; nose wheel steering turning; gain scheduling control; field taxiing test

1 引言

随着无人机的任务要求和自身功能的日趋复杂,无人机的体积和重量在不断增加,越来越多的无人机采用滑跑起降来代替以往的火箭发射、伞降回收等方式。而地面滑跑是无人机安全起降过程的一个重要阶段,无人机在三轮滑跑阶段是整个飞行过程最容易出问题的环节,因此,建立无人机地面滑跑阶段的数学模型,并对模型展开分析,进一步深入研究滑跑阶段的控制律,对实现安全稳定的自主起降有着重要意义。无人机三轮地面滑跑时,除了受到地面效应的影响外,还由于速度变化较大,空气动力特性变化也较大;另外,还要考虑起落架受到地面的作用力,及它们之间的耦合^[1-3]。文献[4]建立了无人机地面滑跑非线性模型,但未考虑发动机扭矩、推力偏心及停机角对滑跑运动的影响。

滑跑纠偏的目的是使无人机在地面滑跑中相对跑道中心线的侧偏距保持在允许的范围内,防止出现由于跑道路况、侧风干扰、受力不对称等因素使无人机发生冲出跑道的情况。国内一些科研人员已经对无人机三轮滑跑控制问题进行了相关研究,但大多是纵向控制的研究,对滑跑纠偏控制的研究不足^[3-6]。统计数据表明,滑跑段是事故高发段,一个重要原因就是纠偏控制出现问题^[7]。文献[8]采用神经网络方法设计了纠偏控制律,但选择合适的适应度函数较为困难,且控制参数对模型的精准度要求较高,文献[9]采用模糊控制方法设计了滑跑航向纠偏控制律,但实际滑跑控制的模糊控制规则较难获得。

增益调节是自适应控制方案的一种,是在研制飞机飞行控制系统时提出的^[10-12]。主要问题是寻求与过程动力学特性密切有关的辅助变量,用

来改变控制参数。通过调度变量的应用,降低参数变化对控制过程的影响。增益调节控制的另一个显著特点是可补偿被控系统的非线性特性,增益调节引入非线性变换,变换后系统与运行条件无关^[13]。由于其计算简单,基本对运算实时性没有影响,因此被广泛应用于现代飞行控制系统中。

本文基于某样例无人机的风洞试验数据,在考虑发动机扭矩、推力偏心及初始停机角的情况下研究了样例无人机三轮滑跑阶段建模及模型线性化方法,提出了偏航角速度和偏航角回路采用定参数控制而侧偏距回路采用增益调节变参数控制的自主滑跑三回路纠偏控制方案,给出了可工程化应用的滑跑纠偏控制律,并在滑跑试验中取得了良好效果。

2 三轮滑跑模型的建立

研究对象为某固定翼无人机,前三点式固定起落架,动力系统为活塞螺旋桨发动机,三轮滑跑阶段采用前轮转向进行纠偏控制。与空中飞行模型相比,无人机地面滑跑时除了受空气动力外,还受到地面支持力和地面摩擦力的影响,地面摩擦力又分为滚动摩擦和侧向力。

2.1 重力

在地面坐标系中重力表达式为:

$$\mathbf{G} = [0 \quad 0 \quad mg]^T. \quad (1)$$

重力作用线过重心,对重心产生的力矩为 0。

2.2 发动机推力

在机体坐标系中发动机推力和推力矩分别为:

$$\mathbf{T} = [T \cos \phi_p \quad 0 \quad -T \sin \phi_p]^T, \quad (2)$$

$$\mathbf{M}_T = [T_{or} \cos \phi_p \quad -T \Delta \quad T_{or} \sin \phi_p]^T, \quad (3)$$

其中: ϕ_p 为发动机安装角, Δ 为质心到发动机推力线距离, T_{or} 为发动机扭转力矩。

2.3 气动力

在速度坐标系中,气动力表达式为:

$$\mathbf{R} = [-D \quad C \quad -L]^T, \quad (4)$$

在机体坐标系中,气动力矩表达式为:

$$\mathbf{M}_R = [\bar{L} \quad \bar{M} \quad \bar{N}]^T, \quad (5)$$

其中: $-D, C, -L$ 分别为阻力、侧力和升力, $\bar{L}, \bar{M}, \bar{N}$ 分别为滚转力矩、俯仰力矩和偏航力矩。

2.4 地面支持力

在地面坐标系中,地面作用在无人机上的支持力为:

$$\mathbf{P} = [0 \quad 0 \quad P]^T = [0 \quad 0 \quad -P_n - P_{ml} - P_{mr}]^T, \quad (6)$$

其中: P_n 为前轮对地面的压力; P_{ml} 为左主轮对地面的压力; P_{mr} 为右主轮对地面压力。地面对无人机总支持力为:

$$P = -(P_n + P_{ml} + P_{mr}) = -[mg - T \sin(\phi_p + \bar{\theta}) - L], \quad (7)$$

其中: $\bar{\theta}$ 为停机角。

求取无人机三轮地面支持力通常有两种方法:一种是根据机轮的机械特性求解;另一种是根据运动方程的已知条件求解。文献[5]采用了第一种方法求解,但需分别得到各起落架支柱和轮胎的压缩量和压缩速度,一般根据经验公式求出,但可能带来较大的误差^[4,14]。本文在第一种方法的基础上,通过升降舵偏转来保持前后轮压力比为定值的方法求取三轮支持力。

不考虑发动机扭矩对左右主轮支持力的影响,则可认为在滑跑过程中左右主轮受地面支持力相等,随着滑跑速度的增大,地面对三轮的支持力逐渐变小,且由于抬头力矩逐渐增大,前轮所受地面支持力减小更快。为了保证前轮纠偏的控制效率,在滑跑过程中,采用纵向控制即升降舵偏转产生低头力矩的方式来保持前后轮压力比 i 为定值,即 $P_{ml} = P_{mr} = iP_n$ 。

考虑发动机扭矩、气动滚转力矩及地面摩擦力对左右主轮支持力的影响时,无人机地面滑跑受力如图1所示。

由图1可知,发动机扭转力矩 T_{or} 对左右主轮支持力的影响 ΔP 为:

$$\Delta P = \frac{T_{or} \cos \phi_p + \bar{L} + M_{fx}}{b_w \cos \theta}, \quad (8)$$

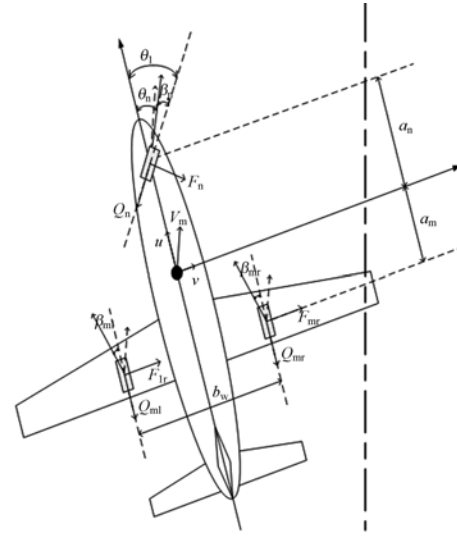


图1 无人机地面滑跑受力示意图

Fig. 1 Force of ground taxiing

此时两主轮所受支持力分别为:

$$P_{pmr} = P_{mr} + \Delta P, \quad (9)$$

$$P_{pml} = P_{ml} - \Delta P. \quad (10)$$

在机体坐标系中,地面支持力引起的力矩为:

$$\mathbf{M}_P = \begin{bmatrix} (P_{pml} - P_{pmr}) \cos \theta \cdot a_m / 2 \\ P_n \cdot a_n - (P_{pml} + P_{pmr}) \cdot a_m \\ (P_{pml} - P_{pmr}) \sin \theta \cdot a_m / 2 \end{bmatrix}. \quad (11)$$

2.5 侧向力及摩擦阻力

轮胎学研究试验表明,对于弹性轮胎,地面侧向力作用点在转动轮胎前进方向的后侧,因此弹性轮胎在该力作用下,相对机轮有 β_x 的扭角,称为侧偏角,侧偏角定义为无人机机轮中心线与机轮速度的夹角。侧向力 F 与侧偏角 β_x 的关系是一个非线性超越函数,其参数确定十分复杂,但当侧偏角 β_x 较小时 ($\beta_x < 5^\circ$),可以认为机轮侧向力与侧偏角 β_x 存在着线性关系^[10]:

$$F = K_\beta \tan \beta = K_\beta \beta, \quad (12)$$

其中: K_β 为侧偏刚度。

根据图1,可推导出3个侧偏角大小分别为:

$$\beta_{ml} = \arctan\left(\frac{r \cdot a_m - v}{u \cos \theta + r \cdot b_w / 2}\right), \quad (13)$$

$$\beta_{mr} = \arctan\left(\frac{r \cdot a_m - v}{u \cos \theta - r \cdot b_w / 2}\right), \quad (14)$$

$$\beta_n = \theta_l - \arctan\left(\frac{v + r \cdot a_n}{u \cos \theta}\right), \quad (15)$$

其中: θ_l 为改变航向的控制输入角。

故地面作用于轮胎的侧向力为:

$$\mathbf{F} = \begin{bmatrix} F_n \\ F_{ml} \\ F_{mr} \end{bmatrix} = K_\beta \cdot \beta_x = \begin{bmatrix} K_\beta \cdot \beta_n \\ K_\beta \cdot \beta_{ml} \\ K_\beta \cdot \beta_{mr} \end{bmatrix}. \quad (16)$$

当主轮未刹车,机轮在地面做纯滚动运动时,滚动摩擦阻力 Q 与地面支持力 P 的关系为:

$$\mathbf{Q} = \begin{bmatrix} Q_n \\ Q_{ml} \\ Q_{mr} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \mu P_n \\ \mu P_{pml} \\ \mu P_{pmr} \end{bmatrix}, \quad (17)$$

其中: μ 为机轮与跑道面的滚动摩擦系数。

综上所述,无人机地面滑跑阶段,在稳定坐标系中,地面对无人机的作用力(轴向摩擦力和侧向力)为:

$$\mathbf{f} = \begin{bmatrix} f_x \\ f_y \\ f_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -F_n \sin \theta_l - Q_n \cos \theta_l - Q_{ml} - Q_{mr} \\ F_n \cos \theta_l - Q_n \sin \theta_l + F_{ml} + F_{mr} \\ 0 \end{bmatrix}. \quad (18)$$

在机体坐标系中, $\mathbf{f}$ 引起的力矩为:

$$\mathbf{M}_f = \begin{bmatrix} (Q_n \sin \theta_l - F_n \cos \theta_l - F_{ml} - F_{mr}) \cdot h \cdot \cos \bar{\theta} - [(F_{ml} + F_{mr}) a_m + (F_n \cos \theta_l - Q_n \sin \theta_l) \cdot a_n] \cdot \sin \bar{\theta} - (Q_{mr} - Q_{ml}) \sin \bar{\theta} \cdot b_w / 2 \\ (-F_n \sin \theta_l - Q_n \cos \theta_l - Q_{ml} - Q_{mr}) \cdot h \\ [- (F_{ml} + F_{mr}) a_m + (F_n \cos \theta_l - Q_n \sin \theta_l) \cdot a_n] \cdot \cos \bar{\theta} + (Q_n \sin \theta_l - F_n \cos \theta_l - F_{ml} - F_{mr}) \cdot h \cdot \sin \bar{\theta} + (Q_{mr} - Q_{ml}) \cos \bar{\theta} \cdot b_w / 2 \end{bmatrix}. \quad (19)$$

综合以上各力,无人机地面滑跑机体坐标系的合力和合力矩分别为:

$$\mathbf{F} = \mathbf{M}_{ig} \mathbf{G} + \mathbf{M}_{fa} \mathbf{R} + \mathbf{T} + \mathbf{M}_{fg} \mathbf{P} + \mathbf{M}_{fs} \mathbf{f}, \quad (20)$$

$$\mathbf{M} = \mathbf{M}_R + \mathbf{M}_T + \mathbf{M}_P + \mathbf{M}_f$$

其中: $\mathbf{M}_{ig}$ 、 $\mathbf{M}_{fa}$ 、 $\mathbf{M}_{fs}$ 分别为地面系、速度系、稳定系

到机体系的坐标转换矩阵。

2.6 地面滑跑非线性模型

根据牛顿第二定律及几何关系^[15],考虑发动机安装角及停机角影响下的无人机地面滑跑的动力学方程如式(21)所示。

$$\begin{cases} \dot{u} = rv - qw + \frac{-mg \sin \theta + T \cos \phi_p - D \cos \alpha \cos \beta + C \cos \alpha \sin \beta + L \sin \alpha - P \sin \theta + f_x \cos \alpha}{m} \\ \dot{v} = pw - ru + \frac{mg \cos \theta \sin \phi + D \sin \beta + C \cos \beta + P \cos \theta \sin \phi + f_y}{m} \\ \dot{w} = qu - pv + \frac{mg \cos \theta \cos \phi - T \sin \phi_p - D \sin \alpha \cos \beta + C \sin \alpha \sin \beta - L \cos \alpha + P \cos \theta \cos \phi + f_x \sin \alpha}{m} \\ \dot{p} = (c_1 r + c_2 p) q + c_3 [\bar{L} + (Q_n \sin \theta_l - F_n \cos \theta_l - F_{ml} - F_{mr}) \cdot h \cdot \cos \bar{\theta}] + c_4 \{ \bar{N} + [- (F_{ml} + F_{mr}) a_m + (F_n \cos \theta_l - Q_n \sin \theta_l) \cdot a_n] \cdot \cos \bar{\theta} \} \\ \dot{q} = c_5 pr - c_6 (p^2 - r^2) + c_7 [-T \Delta + \bar{M} + P_n \cdot a_n - (P_{ml} + P_{mr}) \cdot a_m - (F_n \sin \theta_l + Q_n \cos \theta_l + Q_{ml} + Q_{mr}) \cdot h] \\ \dot{r} = (c_8 p - c_2 r) q + c_4 [\bar{L} + (Q_n \sin \theta_l - F_n \cos \theta_l - F_{ml} - F_{mr}) \cdot h \cdot \cos \bar{\theta}] + c_9 \{ \bar{N} + [- (F_{ml} + F_{mr}) a_m + (F_n \cos \theta_l - Q_n \sin \theta_l) \cdot a_n] \cdot \cos \bar{\theta} \} \\ \dot{\phi} = p + \tan \theta (q \sin \phi + r \cos \phi) \\ \dot{\theta} = q \cos \phi - r \sin \phi \\ \dot{\psi} = \frac{1}{\cos \theta} (q \sin \phi + r \cos \phi) \\ \dot{P}_x = u \cos \psi \cos \theta + v (\cos \psi \sin \theta \sin \phi - \sin \psi \cos \phi) + w (\cos \psi \sin \theta \cos \phi + \sin \psi \sin \phi) \\ \dot{P}_y = u \sin \psi \cos \theta + v (\sin \psi \sin \theta \sin \phi + \cos \psi \cos \phi) + w (\sin \psi \sin \theta \cos \phi - \cos \psi \sin \phi) \\ \dot{H} = u \sin \theta - w \cos \theta \sin \phi - w \cos \theta \cos \phi \end{cases}. \quad (21)$$

3 模型线性化

无人机地面滑跑时,忽略轮胎弹性及气动力

等量导致轮胎压缩量变化对无人机姿态的影响,即在滑跑过程中滚转角及滚转角速率 $\phi = \dot{\phi} = 0$,俯仰角速率及俯仰角加速度 $q = \dot{q} = 0$,则俯仰角及迎角满足 $\theta = \alpha = \text{常值}$ (停机角),且根据几何关

系可知, $\dot{u}$ 、 $\dot{v}$ 、 $\dot{w}$ 可由 $\dot{V}_m = \frac{u\dot{u} + v\dot{v} + w\dot{w}}{V_m}$ 、 $\dot{\alpha} =$

$\frac{u\dot{w} - w\dot{u}}{u^2 + w^2}$ 、 $\dot{\beta} = \frac{\dot{v}V_m - v\dot{V}_m}{V_m^2 \cos \beta}$ 表示, 由此, 将方程组 (21) 简化为:

$$\begin{cases} \dot{V}_m = \frac{u\dot{u} + v\dot{v} + w\dot{w}}{V_m} \\ \dot{\beta} = \frac{\dot{v}V_m - v\dot{V}_m}{V_m^2 \cos \beta} \\ \dot{r} = c_9 \{ \bar{N} + [-(F_{ml} + F_{mr})a_m + (F_n \cos \theta_l - Q_n \sin \theta_l) \cdot a_n] \cdot \cos \theta \} \\ \dot{\phi} = \frac{r}{\cos \theta} \\ \dot{P}_x = u \cos \phi \cos \theta - v \sin \phi \\ \dot{P}_y = u \sin \phi \cos \theta + w \cos \phi \end{cases} \quad (22)$$

经典控制方法和许多现代控制理论的应用多

是基于线性模型的, 而实际无人机地面滑跑的模式由于受到地面对起落架的支持力、地面对轮胎的侧向力及摩擦阻力、地面效应对气动的影响, 非线性耦合较为严重, 文献[8-9]研究了基于非线性模型的控制律设计方法, 但不适于工程应用, 且不知控制系统稳定裕量, 而在滑跑过程中地面摩擦系数及轮胎特性又是时变的, 无法预知系统在扰动下的响应是否满足滑跑指标要求, 因此研究一种具有相对较高精度的非线性模型线性化方法对于许多成熟的现代控制方法的应用显得尤为重要。

由方程组(22)可知, 由于 P_x 、 P_y 方程相对独立, 偏航角又可以由偏航角速度的积分表示, 方程组(22)中实际有 3 个独立的状态变量, 因此选择速度、侧滑角和偏航角速度为状态变量, 得到系统状态方程如式(23)所示:

$$\begin{cases} \dot{V}_m = \frac{T \cos \phi_p \cos \alpha}{m} \cos \beta - \frac{D \cos^2 \alpha}{m} \cos^2 \beta + \frac{C \cos^2 \alpha}{2m} \sin 2\beta + \frac{L \sin 2\alpha}{2m} \cos \beta - \frac{P \sin \theta \cos \alpha}{m} \cos \beta + \\ \frac{f_x \cos^2 \alpha}{m} \cos \beta - \frac{D}{m} \sin^2 \beta - \frac{C}{2m} \sin 2\beta - \frac{f_y}{m} \sin \beta - \frac{T \sin \phi_p \sin \alpha}{m} \cos \beta - \frac{D \sin^2 \alpha}{m} \cos^2 \beta + \frac{C \sin^2 \alpha}{2m} \sin 2\beta - \\ \frac{L \sin 2\alpha}{2m} \cos \beta + \frac{P \cos \theta \sin \alpha}{m} \cos \beta + \frac{f_x \sin^2 \alpha}{m} \cos \beta \\ \dot{\beta} = r \cos \alpha - \frac{D}{mV_m} \tan \beta - \frac{C}{mV_m} - \frac{f_y}{mV_m \cos \beta} + \frac{mg \sin \theta \cos \alpha}{mV_m} \sin \beta - \frac{T \cos \phi_p \cos \alpha}{mV_m} \sin \beta + \frac{D \cos^2 \alpha}{2mV_m} \sin 2\beta - \\ \frac{C \cos^2 \alpha}{mV_m} \sin^2 \beta - \frac{L \sin 2\alpha}{2mV_m} \sin \beta + \frac{P \sin \theta \cos \alpha}{mV_m} \sin \beta - \frac{f_x \cos^2 \alpha}{mV_m} \sin \beta + \frac{D}{mV_m \cos \beta} \sin^3 \beta + \frac{C}{mV_m} \sin^2 \beta + \\ \frac{f_y}{mV_m \cos \beta} \sin^2 \beta + \frac{T \sin \phi_p \sin \alpha}{mV_m} \sin \beta + \frac{D \sin^2 \alpha}{2mV_m} \sin 2\beta - \frac{C \sin^2 \alpha}{mV_m} \sin^2 \beta + \frac{L \sin 2\alpha}{2mV_m} \sin \beta - \frac{P \cos \theta \sin \alpha}{mV_m} \sin \beta - \\ \frac{f_x \sin^2 \alpha}{mV_m} \sin \beta \\ \dot{r} = c_9 [\bar{N} - (F_{ml} + F_{mr})a_m \cos \theta + (F_n \cos \theta_l - Q_n \sin \theta_l) \cdot a_n \cos \theta] \end{cases} \quad (23)$$

采用小扰动原理将方程组(23)线性化。选择基准运动为无人机沿跑道中心线做定常无侧滑直线运动, 实际运动看作在基准运动基础上的小扰动运动, 由于滑跑过程中速度是实时变化的, 线性化后应该在不同基准速度下对线性化结果进行验证。选择 $\mathbf{x} = [V_m \quad \beta \quad r]^T$ 为状态变量, $\mathbf{u} = \theta_l$ 为输入变量, 根据小扰动线性化原理, 并将基准状态 $\beta=0$ 、 $r=0$ 、 $V=V_m$ 带入式(23), 忽略泰勒展开后的二阶以上小量, 得到无人机地面滑跑侧向纠偏运动的线性化方程组如式(24)所示:

$$\begin{bmatrix} \dot{V}_m \\ \dot{\beta} \\ \dot{r} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} a_{11} & a_{12} & a_{13} \\ a_{21} & a_{22} & a_{23} \\ a_{31} & a_{32} & a_{33} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} V_m \\ \beta \\ r \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} b_1 \\ b_2 \\ b_3 \end{bmatrix} \theta_l, \quad (24)$$

其中:

$$\begin{aligned} a_{11} &= (T^{(V_m)} \cos(\phi_p + \alpha) - D^{(V_m)} + f_x^{(V_m)})/m \\ a_{12} &= (f_x^{(\beta)} - f_y)/m \\ a_{13} &= f_x^{(r)}/m \\ a_{21} &= (-C^{(V_m)} V_m + C - f_y^{(V_m)} + f_y)/mV_m^2 \\ a_{22} &= -(C^{(\beta)} + f_y^{(\beta)} + mg \sin \theta \cos \alpha + T \cos(\phi_p + \alpha) + f_x)/mV_m \\ a_{23} &= \cos \alpha - f_y^{(r)}/mV_m \end{aligned}$$

$$a_{31} = c_9 [\bar{N}^{(V_m)} - (F_{ml}^{(V_m)} + F_{mr}^{(V_m)}) a_m \cos \theta + F_n^{(V_m)} a_n \cos \theta]$$

$$a_{32} = c_9 [\bar{N}^{(\beta)} - (F_{ml}^{(\beta)} + F_{mr}^{(\beta)}) a_m \cos \theta + F_n^{(\beta)} a_n \cos \theta]$$

$$a_{32} = c_9 [\bar{N}^{(r)} - (F_{ml}^{(r)} + F_{mr}^{(r)}) a_m \cos \theta + F_n^{(r)} a_n \cos \theta]$$

$$b_1 = -D^{(\delta_r)} / m$$

$$b_2 = -C^{(\delta_r)} / mV$$

$$b_3 = c_9 \bar{N}^{(\delta_r)}$$

将式(24)进行拉氏变换,得到前轮转角为输入,偏航角速度为输出的传递函数如式(25)所示:

$$\frac{r}{\theta_l} = \frac{b_3 s^2 + (a_{31} b_1 + a_{32} b_2 - a_{11} b_3 - a_{22} b_3) s + a_{31} a_{12} b_2 - a_{31} b_{22} b_1 + a_{32} a_{11} b_2 + a_{11} a_{22} b_3 - a_{12} a_{21} b_3}{s^3 + (a_{11} + a_{22} + a_{33}) s^2 + (a_{11} a_{22} - a_{12} a_{21} + a_{33} a_{22} + a_{33} a_{11} - a_{23} a_{32} - a_{13} a_{31}) s + a_{33} a_{21} a_{12} - a_{11} a_{22} a_{33} - a_{12} a_{23} a_{31} + a_{13} a_{22} a_{31} + a_{23} a_{11} a_{32} - a_{32} a_{21} a_{13}}, \quad (25)$$

因为 $s\psi \cos \theta = r$,

故前轮转角为输入,偏航角为输出的传递函数为:

$$\frac{\psi}{\theta_l} = \frac{b_3 s^2 + (a_{31} b_1 + a_{32} b_2 - a_{11} b_3 - a_{22} b_3) s + a_{31} a_{12} b_2 - a_{31} b_{22} b_1 + a_{32} a_{11} b_2 + a_{11} a_{22} b_3 - a_{12} a_{21} b_3}{s^4 + (a_{11} + a_{22} + a_{33}) s^3 + (a_{11} a_{22} - a_{12} a_{21} + a_{33} a_{22} - a_{33} a_{11} - a_{23} a_{32} - a_{13} a_{31}) s^2 + (a_{33} a_{21} a_{12} - a_{11} a_{22} a_{33} - a_{12} a_{23} a_{31} + a_{13} a_{22} a_{31} + a_{23} a_{11} a_{32} - a_{32} a_{21} a_{13}) s}, \quad (26)$$

又因为:

$$\dot{P}_y = u \sin \phi \cos \theta + w \cos \phi \approx \psi V_m$$

所以前轮转角为输入,侧偏距为输出的传递函数如式(27)所示:

$$\frac{P_y}{\theta_l} = \frac{b_3 s^2 + (a_{31} b_1 + a_{32} b_2 - a_{11} b_3 - a_{22} b_3) s + a_{31} a_{12} b_2 - a_{31} b_{22} b_1 + a_{32} a_{11} b_2 + a_{11} a_{22} b_3 - a_{12} a_{21} b_3}{s^5 + (a_{11} + a_{22} + a_{33}) s^4 + (a_{11} a_{22} - a_{12} a_{21} + a_{33} a_{22} - a_{33} a_{11} - a_{23} a_{32} - a_{13} a_{31}) s^3 + (a_{33} a_{21} a_{12} - a_{11} a_{22} a_{33} - a_{12} a_{23} a_{31} + a_{13} a_{22} a_{31} + a_{23} a_{11} a_{32} - a_{32} a_{21} a_{13}) s^2}, \quad (27)$$

4 控制律设计

4.1 纵向控制律设计

纵向控制采用升降舵偏转产生低头力矩的方式来保持前后轮压力比为定值,选择合适的压力比(可选为静止时压力比),无人机三轮滑跑过程中竖直方向受力及俯仰方向力矩平衡,根据图 1,得到纵向控制的迭代方程如式(28)所示:

$$\begin{cases} P_n + P_{ml} + P_{mr} = [mg - T \sin(\phi_p + \bar{\theta}) - L] \\ P_{ml} = P_{mr} = iP_n \\ P_n \cdot a_n - 2iP_n \cdot a_m - \mu(P_n + P_{ml} + P_{mr}) \cdot h + \\ (C_m + C_{mde} \cdot \delta_e) \bar{q} S b_{\Delta} - T \Delta = 0 \end{cases}, \quad (28)$$

根据式(28)可求出不同速度下的纵向控制律, $\delta_e = f(V_m)$, 式(28)可用非线性方程组迭代方法求解。

4.2 横侧向控制律设计

选取地面滑跑时不同速度,得到不同速度下前轮转角为输入,偏航角速度为输出的传递函数,对于样例无人机,分别求出 5、10、15、20、25、30、

35、40 m/s 共 8 个不同速度下的传递函数,其开环零、极点分布如图 2 所示。

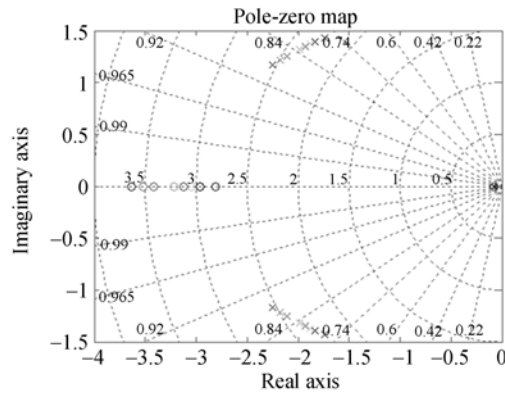


图 2 不同速度下偏航角速率回路开环零、极点分布图

Fig. 2 Zeros and poles of yaw speed open-loop with different velocities

由图 2 可以看出,每一个速度下,系统除有一对可以抵消的稳定的零极点外,对于不同的滑跑速度,偏航角速度回路传递函数的零极点差异很小,但由式(27)可知,侧偏距回路的传递函数由于与速度相关,系统开环增益随速度的增大而增大,

因此,对于偏航角和偏航角速度回路采用定参数控制,而侧偏距回路采用增益调节变参数控制,自主滑跑侧向纠偏控制原理如图3所示。

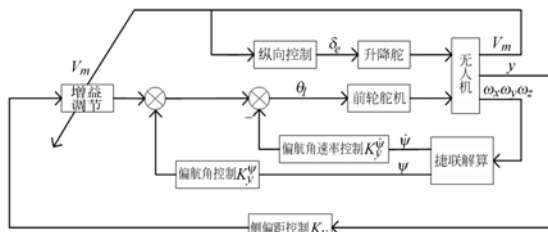


图 3 自主滑跑侧向纠偏控制原理图

Fig. 3 Schematic of lateral deviation correction control

控制律设计的目的是使无人机的滑跑纠偏控制具有要求的动态性能和静态性能，样例无人机的具体要求为：

- (1) 侧偏距回路响应时间小于 2 s, 超调量小于 10%;
- (2) 相位稳定裕度大于等于 60° , 幅值裕度不小于 8 db;
- (3) 为防止飞机侧翻, 前轮偏角为 $-3 \sim 3^\circ$;
- (4) 在最大侧风 5 m/s 情况下, 侧偏距不大于 3 m。

采用侧偏距为主反馈信号,引入偏航角和偏航角速度来改善纠偏控制系统动态性能的控制结构。控制律形式为:

$$\theta_1 = K_v y + K_v^\phi \psi - K_v^{\dot{\psi}} \dot{\psi} . \quad (29)$$

以速度 20 m/s 时的运动状态为基准状态, 由于偏航角速度和偏航角回路主要作用是改善系统动态性能, 则 $K_y^{\dot{\psi}}$ 、 K_y^{ψ} 的选择依据是使偏航角速度回路和偏航角回路具有最佳阻尼比, 即使阻尼比在 0.7 附近, $K_y^{\dot{\psi}}$ 、 K_y^{ψ} 取值变大, 能增加相应回路阻尼, 增强系统稳定性, 但会降低系统响应速度, 而 $K_y^{\dot{\psi}}$ 、 K_y^{ψ} 变小, 会提高系统响应速度, 但会使系统阻尼特性变差, 响应出现振荡。 K_y 的选择则需满足系统相位裕度和幅值裕度要求, K_y 取值变大, 能加快响应速度, 但系统稳定性变坏, K_y 取值变小, 幅值裕度和相位裕度变大, 但响应速度减小。根据指标要求确定基准状态各回路控制参数为:

$$K_{y0}=0.093\ 2 \quad K_y^\psi=7.72 \quad K_y^{\dot{\psi}}=0.62 \ . \quad (30)$$

侧偏距回路开环增益在整个滑跑过程中变化

较大,通过变增益设计将系统动态特性稳定在基准状态,变增益控制律为:

$$K_v = f(V_m) = K_{v0} V_{m0} / V_m, \quad (31)$$

其中: $K_{\dot{y}}$ 为偏航角速度回路控制参数, K_y 为偏航角回路控制参数, $K_{\dot{y}}$ 为速度为 V_m 时侧偏距回路控制参数, K_0 为基准状态侧偏距回路控制参数。

基准状态系统阶跃响应和开环频率特性分别如图 4、图 5 所示,无人机在初始侧偏距为 0.2 m, 5 m/s 常值侧风作用下变增益控制和常规 PID 控制的侧偏距和前轮偏角仿真结果如图 6、图 7 所示。

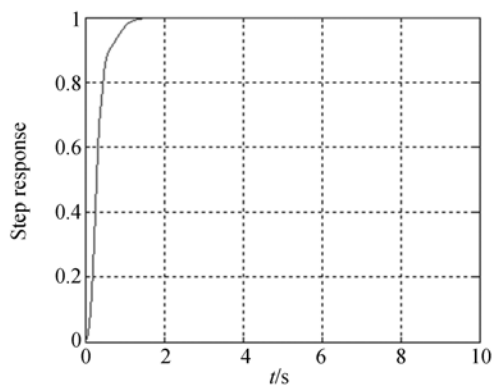


图 4 纠偏控制阶跃响应

Fig. 4 Step response of lateral deviation correction control

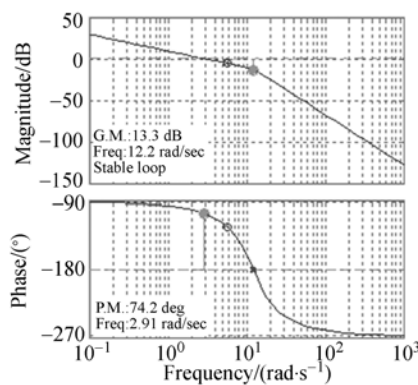


图 5 侧偏距回路开环频率特性

Fig. 5 Open-loop frequency characteristics of lateral deviation

由仿真结果可知,系统响应时间为 0.9 s,无超调,相位稳定裕度 74.2° ,幅值裕度 13.3 db,满足指标要求。

对于初始侧偏距为 0.2 m, 5 m/s 常值侧风作用下, 常规 PID 控制最大侧偏距为 0.3 m, 稳态

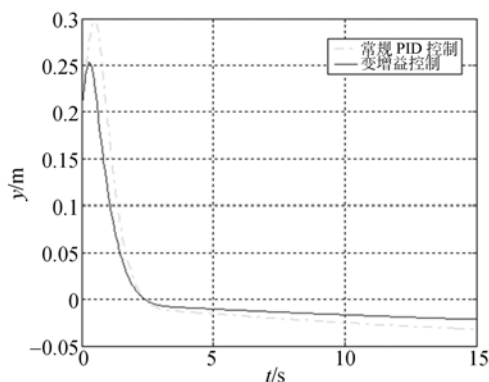


图 6 自主滑跑侧偏距仿真结果

Fig. 6 Simulation result of lateral deviation

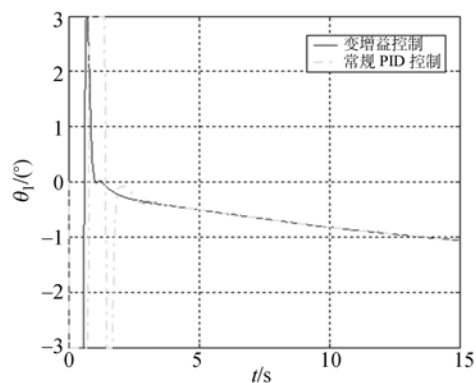


图 7 自主滑跑前轮转角仿真结果

Fig. 7 Simulation results of nose wheel steering angles

侧偏距为 0.03 m, 而变增益控制控制最大侧偏距为 0.25 m, 稳态侧偏距为 0.02 m, 均满足指标要求, 但变增益控制下的动态和稳态响应均优于常规 PID 控制, 且常规 PID 控制下由于低速时开环增益较小, 使前轮偏角振荡次数多于变增益控制。

5 滑跑试验

基于以上建模、传函推导及滑跑纠偏控制律设计, 完成了样例无人机的外场滑跑试验验证。实验条件为: 普通民用机场跑道, 试验过程实测侧向风速 3.4~4.6 m/s, 初始航向偏差 3°, 初始侧向位置偏差 0.2 m。滑跑试验中, 无人机开始滑行时执行自主滑跑控制程序, 通过设计的控制律及预设滑跑航线自动调整侧偏距, 使无人机保持在跑道中心线上, 为防止飞机速度过大导致飞机离地, 滑跑最大速度限定为 32 m/s (抬前轮速度), 速度达到限定速度由地面站关闭发动机, 滑跑距离、速度、偏航角、侧偏距、前轮偏角试验结果

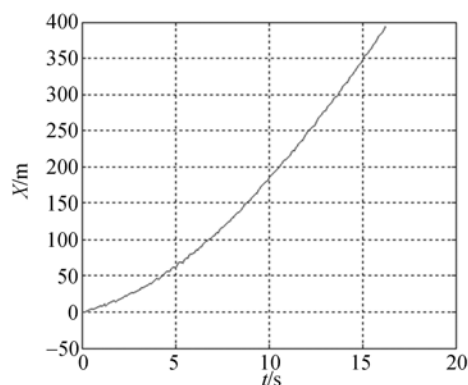


图 8 滑跑距离试验结果

Fig. 8 Test results of distances in field taxiing

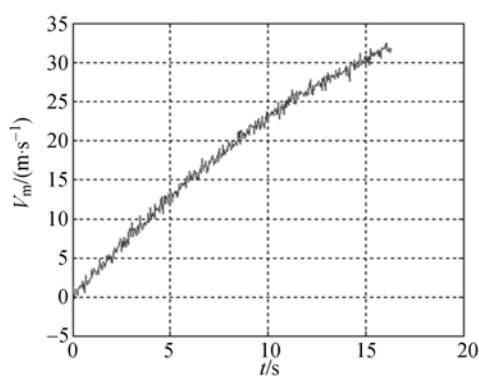


图 9 速度滑跑试验结果

Fig. 9 Test results of velocities in field taxiing

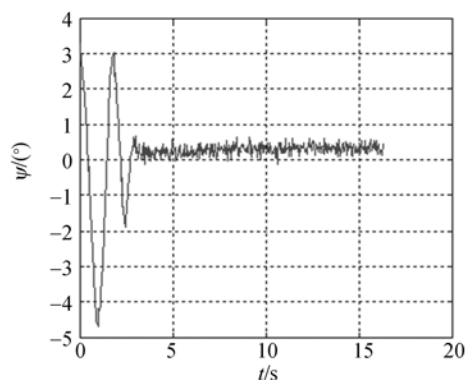


图 10 偏航角滑跑试验结果

Fig. 10 Test results of yaws in field taxiing

如图 8~12 所示。

试验结果表明: 样例无人机从启动加速至抬前轮速度大约需要 16 s, 滑跑距离约 400 m, 整个滑跑过程中的最大侧偏距为 0.3 m, 最大偏航角为 4.5°, 为抑制侧风及发动机扭矩干扰, 滑跑进入稳态后大约存在 0.4° 的偏航角, 前轮转角保持

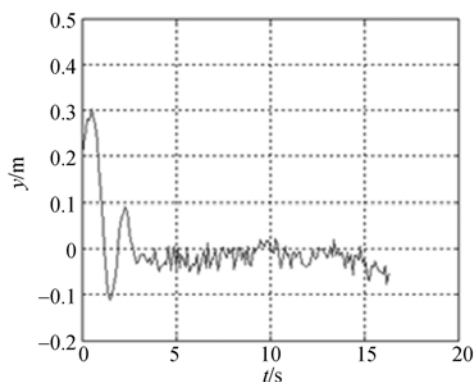


图 11 侧偏距滑跑试验结果

Fig. 11 Test results of lateral deviations in field taxiing

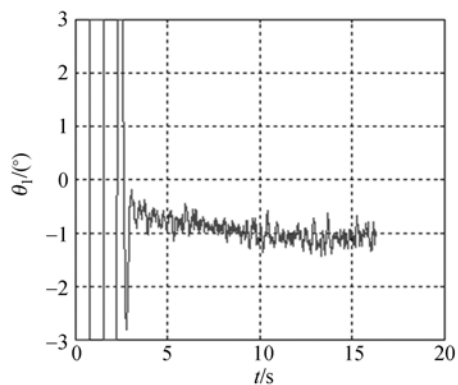


图 12 前轮转角滑跑试验结果

Fig. 12 Test results of nose wheel steering angles in field taxiing

参考文献:

- [1] 王鹏,周洲. 飞翼无人机着陆滑跑建模和控制仿真研究[J]. 系统仿真学报, 2011, 23(1): 118-122.
WANG P, ZHOU ZH. Study of modeling and control simulation for flying-wing UAV in ground motion during landing [J]. *Journal of System Simulation*, 2011, 23(1): 118-122. (in Chinese)
- [2] DENISON N A. *Design of Automated Carrier Landing of an Unmanned Combat Aerial Vehicle Using Dynamic Inversion* [D]. Thesis: Department of the Air Force Air University, 2007.
- [3] VOLKAN K. *Design of an Autonomous Landing Control Algorithm for a Fixed Wing UAV* [D]. Ankara: Middle East Technical University, 2007.
- [4] 段松云. 无人机起飞/着陆阶段建模和飞行动力学仿真系统设计[D]. 北京, 清华大学, 2004.
DUAN S Y. *Modeling of a Unmanned Aerial Vehicle during Take-off/Landing and Flight Dynamics Simulation* [D]. Beijing: Tsinghua University, 2004. (in Chinese)
- [5] 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 M. *Research on Some Key Technologies of Aircraft Ground Dynamics* [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2009. (in Chinese)
- [6] 张华亮,周洲. 飞翼无人机地面滑跑建模与航向控制[J]. 系统仿真学报, 2008, 20(24): 6759-6762.
ZHANG H L, ZHOU ZH. Modeling and direction-controlling for flying-wing UAV in ground motion [J]. *Journal of System Simulation*, 2008, 20(24): 6759-6762. (in Chinese)
- [7] SAUSSIE D, AKHRIF O, SAYDY L. Robust and scheduled flight control with handling quality requirements Saussie [C]. *Guidance Navigation and Control Conference, California, AIAA*, 2005, 2: 1488-1495.

在 -1° 左右,滑跑试验的最大侧偏距比仿真大 0.05 m ,是由于试验中传感器存在噪声、实际风场方向的变化和滚动摩擦系数的不确定性所致,试验中前轮偏角振荡次数比仿真多2次,是由于侧偏刚度 K_β 的不确定性、跑道平整度的随机性及信号传输延时造成的,总体而言,滑跑试验结果与仿真结果较为吻合,满足指标要求。

6 结 论

本文针对前三点式轮式起降无人机,在考虑发动机扭矩、推力偏心及初始停机角的情况下建立了全量非线性模型;提出选择速度、侧滑角、偏航角速度为状态变量的方式给出了滑跑非线性模型的线性化方法及地面滑跑侧向运动的传递函数,采用前轮转向纠偏控制方案,设计了地面滑跑三回路增益调节控制律,通过滑跑试验验证了上述方法的正确性。试验结果表明:在初始航向偏差 3° ,初始侧向位置偏差 0.2 m 情况下,无人机由静止滑行至速度为 32 m/s 过程中,最大侧偏距为 0.3 m ,最大偏航角为 4.5° ,对 $3.5\sim 4.6\text{ m/s}$ 侧风干扰有较好的抑制作用,说明所采用三轮滑跑建模与控制方法的正确性,且鲁棒性较好,易于工程实现,能够满足无人机地面滑跑时的各项指标要求,为自主起飞奠定了基础。

- [8] 王勇, 王英勋. 无人机滑跑纠偏控制[J]. 航空学报, 2008, 29(增刊).
- WANG Y, WANG Y X. Lateral deviation correction control for UAV taxiing [J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2008, 29. (in Chinese)
- [9] 袁朝辉, 王恽, 杨芳. 飞机地面滑跑方向的模糊控制系统仿真研究[J]. 计算机仿真, 2011, 28(2): 76-79.
- YUAN ZH H, WANG Y, YANG F. Application of new fuzzy control in air planes' integrated ground directional control system [J]. *Journal of System Simulation*, 2011, 28(2): 76-79. (in Chinese)
- [10] 许江涛, 崔乃刚, 吕世良. 协调增益调度的重复使用助推器姿态控制设计[J]. 光学 精密工程, 2010, 18(12): 2590-2596.
- XU J T, CUI N G, LV SH L. Design of coordinated gain scheduled attitude controller for reusable booster vehicle [J]. *Opt. Precision Eng.*, 2010, 18(12): 2590-2596. (in Chinese)
- [11] KARL J A, BJORN W. *Adaptive control* [M]. N. Y.: Mineola, 2008.
- [12] 李迪, 陈向坚, 续志军. 增益自适应滑模控制器在微型飞行器飞行姿态控制中的应用[J]. 光学 精密工程, 2013, 21(5): 1183-1191.
- LI D, CHEN X J, XU ZH J. Gain adaptive sliding mode controller used for flight attitude control of MAV [J]. *Opt. Precision Eng.*, 2013, 21(5): 1183-1191. (in Chinese)
- [13] 张跃, 储海荣. 增益调度自动驾驶仪结构特点与变轨迹飞行控制[J]. 光学 精密工程, 2012, 20(7): 1595-1602.
- ZHANG Y, CHU H R. Structural characteristics of gain scheduling autopilot for transfer trajectory control [J]. *Opt. Precision Eng.*, 2012, 20(7): 1595-1602. (in Chinese)
- [14] LI B, JIAO Z X, WANG S P. Research on modeling and simulation of aircraft taxiing rectification [C]. *IEEE Conference on Robotics, Automation and Mechatronics*. USA: IEEE, 2006: 1-5.
- [15] 吴森堂, 费玉华. 飞行控制系统 [M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2005.
- WU S T, FEI Y H. *Flight Control System* [M]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics Press, 2005.

作者简介:



段 镇(1982—),男,辽宁本溪人,博士研究生,助理研究员,2005年、2008年于西北工业大学分别获得学士、硕士学位,主要从事飞行控制方面的研究。E-mail: duanzhen@126.com

导师简介:



陈 娟(1964—),女,吉林长春人,教授,研究员,博士生导师,主要从事光电跟踪及伺服控制技术方面的研究。E-mail: chenjun@ciomp.ac.cn

(版权所有 未经许可 不得转载)