

低空风切变下基于NDI-PID的飞机进近控制律设计

符 鹏，周 鑫，袁锁中

(南京航空航天大学自动化学院,南京 210016)

摘要:针对飞机在进近过程中遭遇低空风切变后的轨迹控制问题,通过建立较真实的风切变工程化模型和飞机非线性数学模型,应用奇异摄动理论对飞机状态变量进行时标划分,采用非线性动态逆方法设计了快、慢状态子系统的控制律以及外回路制导系统的控制律;并引入PID控制,补偿由风切变和其他外界因素引起的飞机气动参数摄动带来的系统逆误差,从而消除系统稳态误差,实现对飞机进近轨迹的有效保持;最后进行了数值仿真验证,结果表明,采用动态逆与PID相结合的控制方法,能使系统具有较好的动态特性和鲁棒性,能有效抵抗一定强度的风切变干扰。

关键词:飞机进近;控制律;低空风切变;非线性动态逆;鲁棒性

中图分类号:V249.122^{+.5} 文献标志码:A 文章编号:1671-637X(2016)11-0033-07

NDI-PID Based Control Law Design for Aircraft Approaching in Low-Altitude Windshear

FU Peng, ZHOU Xin, YUAN Suo-zhong

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

Abstract: The trajectory control of aircraft when encountering low-altitude windshear in approaching is studied. A realistic engineering model of windshear and a nonlinear mathematical model of aircraft are established. Singular perturbation theory is applied to divide the dynamic system into several simple subsystems, and the Nonlinear Dynamic Inversion (NDI) method is employed for designing the control law for slow-state/fast-state subsystem and guidance system of outside loop. PID control method is also adopted for compensating the system inversion error arising from the perturbation of aircraft aerodynamic parameters caused by windshear and other exterior factors, which effectively eliminates steady state error of the system and keep effective control to the flight path of aircraft approaching. Finally, the simulation results indicate that the proposed NDI-PID controller has good dynamic characteristics and robustness, which can effectively resist the windshear interference with certain strength.

Key words: aircraft approaching; control law; low-altitude windshear; nonlinear dynamic inversion; robustness

0 引言

低空风切变会对飞机的飞行安全产生严重威胁,主要造成飞行轨迹严重偏离预定轨迹,飞行高度急剧损失等,大部分风切变飞行事故都发生在飞机进近着陆阶段^[1]。因此,在飞机可控的前提下,设计一种控制性能好、精度高的飞机自动进近控制器显得尤为重要。

目前,国内外关于飞机穿越风切变的控制研究主

要有两个方向:一是在低空风切变强度不足以使飞机失控情况下,控制飞机维持既定航迹和飞行高度,尽可能保持飞机的安全性和舒适性;另一个研究方向是飞机在穿越风切变时的改出控制。第一种研究方向如文献[2]针对低空风切变下运输机空投,采用模糊控制方法设计了大气扰动补偿控制器;文献[3]基于逆系统设计方法,并引入神经网络补偿,设计了复杂大气条件下飞机自动着陆控制律;文献[4]研究了基于推力引导的风切变中轨迹控制;文献[5]基于低空风切变对飞行安全的影响,提出了一种通过改变油门和俯仰姿态来控制低空风切变中轨迹的方法;文献[6]采用增益平滑的线性二次型最优控制对飞机在风切变中的

收稿日期:2015-10-26 修回日期:2015-11-30

基金项目:国家自然科学基金(61273050);航空科学基金(20121352026)

作者简介:符 鹏(1991—),男,湖南益阳人,硕士生,研究方向为飞行控制。

轨迹和空速保持。第二种研究方向如文献[7-8]提出基于最优控制方法的纵向改出风切变;文献[9]基于动态逆控制方法,研究了风切变下飞机起飞轨迹的纵向和横向改出。本文研究飞机在低空风切变下进近时的轨迹控制问题,属于第一种研究方向。

风切变下飞机运动模型具有高度非线性和不稳定性,传统的小扰动线性化方法不再适用。为此,拟采用能消除被控对象的非线性且快速性较好的非线性动态逆(Nonlinear Dynamic Inversion,NDI)控制方法进行控制律设计,同时引入PID控制,补偿由风切变扰动引起气动参数摄动带来的系统逆误差,提高系统的鲁棒性。

1 低空风切变下客机的数学模型

1.1 低空风切变工程化模型

微下冲气流是最危险的低空风切变形式,由于涡环的诱导速度场与微下冲气流很相似,本文利用涡环和Rankine复核涡原理构造微下冲气流模型作为低空风切变工程化模型^[10]。在以跑道入口为原点、进近方向为 $+x_R$ 轴的跑道坐标系 $Oxyz_R$ 中,布置相对于地面对称、大小相同、强度分别为 Γ 和 $-\Gamma$ 的主涡环和镜像涡环,如图1所示。

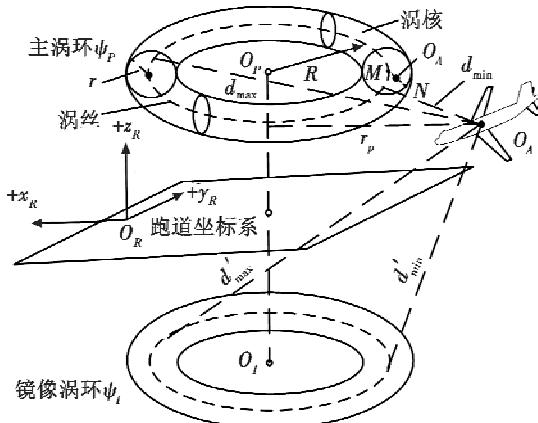


图1 涡环法建模

Fig. 1 Vortex ring model

主涡环中心为 O_p ,涡环半径为 R ,涡核半径为 r ,主涡环的流线方程为

$$\psi_p = \frac{\Gamma}{2\pi} (d_{\max} + d_{\min}) F(k) \quad (1)$$

式中:涡环强度 $\Gamma = 2RW_{z0}$, W_{z0} 为涡环中心垂直速率; d_{\max}, d_{\min} 分别为空间中点 O_A 到主涡环的最大和最小距离; $F(k)$ 为椭圆积分函数,其表达式为

$$F(k) \approx \frac{0.788k^2}{0.25 + 0.75\sqrt{1-k^2}} \quad (2)$$

式中, $k = (d_{\max} - d_{\min}) / (d_{\max} + d_{\min})$ 。从而主涡环对点 O_A 的诱导速度为

$$\begin{cases} V_x^P = \frac{x_A - x_p}{r_p^2} \cdot \frac{\partial \psi_p}{\partial z_R} \\ V_y^P = \frac{y_A - y_p}{r_p^2} \cdot \frac{\partial \psi_p}{\partial z_R} \\ V_z^P = -\frac{1}{r_p} \cdot \frac{\partial \psi_p}{\partial r_p} \end{cases} \quad (3)$$

式中, r_p 为点 O_A 到涡环中心轴的距离。类似地,可得镜像涡环的流线方程和对点 O_A 的诱导速度 V_x^I, V_y^I 和 V_z^I ,最终两涡环在点 O_A 的合成诱导速度为

$$\begin{pmatrix} W_x \\ W_y \\ W_z \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} V_x^P \\ V_y^P \\ V_z^P \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} V_x^I \\ V_y^I \\ V_z^I \end{pmatrix} \quad (4)$$

对于涡环中心轴线上的点,若按式(3)求解,诱导速度趋于无穷大,显然不符合微下击暴流实际情况,因此取

$$\begin{cases} W_x = W_y = 0 \\ W_z = \frac{W_{z0}}{[1 + ((z_A - z_p)/R)^2]^{1.5}} \end{cases} \quad (5)$$

对于涡丝上的点同样会存在诱导速度无穷大的问题,而自然界中此处风速应衰减为0。本文引入Rankine复核涡,涡核中心到涡核半径处的流速将呈线性关系^[10]。先通过式(4)求得点 N 处的矢量风速 W_N ,涡核内点的风速为

$$W = |MO_A| \cdot W_N / \tau \quad (6)$$

设置模型的基本参数为:涡环中心 $O_p = (-3000, 250, 600)$,单位为m,涡环半径 $R = 600$ m,涡核半径 $r = 450$ m。本文主要通过改变涡环中心垂直速率 W_{z0} 来获得强度不同的微下冲气流风场模型,取 $W_{z0} = 15$ m/s,仿真可得如图2所示的风切变水平和垂直剖面的风矢量图。

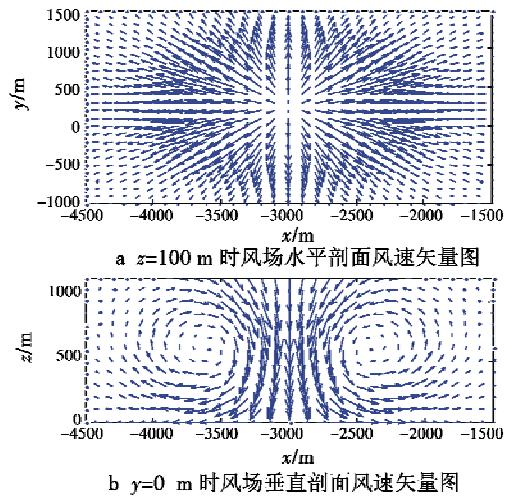


图2 微下冲气流风场矢量示意图

Fig. 2 Wind vectors in micro-downburst

1.2 客机数学模型

本文采用波音707-320B客机的数学模型,客机的外形参数和气动导数源于文献[11]。在机体坐标系下,建立六自由度非线性数学模型,即力方程组

$$\begin{cases} \dot{V}_{kx} = X/m - g \sin \theta - (qV_{ky} - rV_{kz}) \\ \dot{V}_{ky} = Y/m + g \sin \phi \cos \theta - (rV_{kx} - pV_{kz}) \\ \dot{V}_{kz} = Z/m + g \cos \phi \cos \theta - (pV_{ky} - qV_{kx}) \end{cases} \quad (7)$$

运动方程组

$$\begin{cases} \dot{\phi} = p + (r \cos \phi + q \sin \phi) \tan \theta \\ \dot{\theta} = q \cos \phi - r \sin \phi \\ \dot{\psi} = (r \cos \phi + q \sin \phi) / \cos \theta \end{cases} \quad (8)$$

力矩方程组

$$\begin{cases} \dot{p} = (I_y - I_z)rq/I_x + L/I_x \\ \dot{q} = (I_z - I_x)pr/I_y + M/I_y \\ \dot{r} = (I_x - I_y)pq/I_z + N/I_z \end{cases} \quad (9)$$

导航方程组

$$\begin{cases} \dot{x}_g = V_{kx} \cos \theta \cos \psi + V_{ky} (\sin \phi \sin \theta \cos \psi - \cos \phi \sin \psi) + V_{kz} (\sin \phi \sin \psi + \cos \phi \sin \theta \cos \psi) \\ \dot{y}_g = V_{kx} \cos \theta \sin \psi + V_{ky} (\cos \phi \cos \psi + \sin \phi \sin \theta \sin \psi) + V_{kz} (\cos \phi \sin \theta \sin \psi - \sin \phi \cos \psi) \\ \dot{h} = V_{kx} \sin \theta - V_{ky} \sin \phi \cos \theta - V_{kz} \cos \phi \cos \theta \end{cases} \quad (10)$$

式中: V_{kx}, V_{ky}, V_{kz} 分别为飞机航迹速度 V_k 在机体坐标系 x, y, z 轴上的分量; p, q, r 分别为滚转角速率、俯仰角速率、偏航角速率; ϕ, θ, ψ 分别为滚转角、俯仰角、偏航角; x_g, y_g, z_g 分别为飞机质心在跑道坐标系中的位置; X, Y, Z 分别为飞机轴向、侧向、法向的作用力; I_x, I_y, I_z 分别为飞机对机体轴系3个坐标轴的惯性矩; L, M, N 分别为飞机的滚转、俯仰、偏航力矩; m 为飞机的质量; g 为重力加速度。依据式(10),飞机航迹倾斜角 μ 和航迹方位角 χ 可分别表示为

$$\begin{cases} \mu = \arcsin(\dot{h}/V_k) \\ \chi = \arctan(\dot{y}_g/\dot{x}_g) \end{cases} \quad (11)$$

由于受低空风切变的影响,飞机的空速 V_a 、迎角 α 、侧滑角 β 时刻发生改变,可表示为

$$\begin{cases} V_a = V_k - W \\ \alpha = \arctan(V_{az}/V_{ax}) \\ \beta = \arcsin(V_{ay}/V_a) \end{cases} \quad (12)$$

式中: W 为风速; V_{ax}, V_{ay}, V_{az} 分别为空速在机体坐标系 x, y, z 轴上的分量。

另外,对大型飞机计算与角速度变化相关的气动导数时,应考虑风梯度对其影响^[12],即

$$\begin{cases} p_a = p - \partial W_z / \partial y \\ q_a = q + \partial W_z / \partial x \\ r_a = r - \partial W_y / \partial x + \partial W_x / \partial y \end{cases} \quad (13)$$

式中, p_a, q_a, r_a 分别为飞机相对受扰动空气的旋转角速,则飞机所受的阻力、侧力、升力为

$$\begin{cases} F_L = \bar{q}SC_L(\alpha, \dot{\alpha}, q_a, Ma, \delta_e) \\ F_Y = \bar{q}SC_Y(\beta, p_a, r_a, \delta_a, \delta_r) \\ F_D = \bar{q}SC_D(\alpha, \delta_e) \end{cases} \quad (14)$$

转换到机体坐标系下得到轴向、侧向、法向力分别为

$$\begin{cases} X = -F_D \cos \alpha \cos \beta - F_Y \cos \alpha \sin \beta + F_L \sin \alpha + T \\ Y = -F_D \sin \beta + F_Y \cos \beta \\ Z = -F_D \sin \alpha \cos \beta - F_Y \sin \alpha \sin \beta - F_L \cos \alpha \end{cases} \quad (15)$$

飞机在机体坐标系下的力矩为

$$\begin{cases} L = \bar{q}SbC_l(\beta, p_a, r_a, \delta_a, \delta_r) \\ M = \bar{q}ScC_m(\alpha, \dot{\alpha}, q_a, Ma, \delta_e) + Tz_f \\ N = \bar{q}SbC_n(\beta, p_a, r_a, \delta_a, \delta_r) \end{cases} \quad (16)$$

式中: C_L, C_Y, C_D 分别为飞机升力、侧力、阻力系数; C_l, C_m, C_n 分别为飞机滚转、俯仰、偏航力矩系数; $\delta_e, \delta_a, \delta_r$ 分别为升降舵偏角、副翼偏角、方向舵偏角; \bar{q} 为动压; Ma 为马赫数; b, c 分别为翼展和平均气动弦长; S 为机翼参考面积; z_f 为推心距; T 为飞机推力。本文采用一个时间常数为1 s,用1 s延迟的一阶惯性环节来近似描述客机的发动机特征,即

$$G_T(s) = \frac{T(s)}{\delta_T(s)} = \frac{T_{\max}}{S+1} \cdot e^{-s} \quad (17)$$

式中: T_{\max} 为最大推力; δ_T 为油门开度。

1.3 风切变危险因子

风切变危险因子常用来衡量风切变严重程度,其表达式为^[12]

$$F = \frac{(\dot{W}_x \cos \gamma \cos \chi + \dot{W}_y \cos \gamma \sin \chi + \dot{W}_z \sin \gamma)}{g} - \frac{W_z}{V_a} \quad (18)$$

式(18)表明, F 因子不仅依赖于飞机在风切变场中的空间位置,而且依赖于飞机的状态变量。当 $F > 0$ 时,风切变引起飞机能量降低,性能下降,反之则相反。

2 飞机进近阶段的控制律设计

针对风切变下飞机进近的控制问题,在控制空速不变和无侧滑角的前提下,采用控制俯仰角和滚转角消除轨迹偏差的控制方案。由于飞机控制输入量与状态量数目不等,不满足直接应用动态逆的条件,但是飞机的状态量具有明显的多时标特性,根据奇异摄动理论^[13],可将系统划分为多条回路:由角速度状态量 p, q, r 组成的快回路;由气流姿态角状态量 ϕ, θ, β 组成

的慢回路;状态量 V 为单独一条回路,控制油门通道;由状态量纵向偏差 d_l 和横向偏差 d_y 组成的制导外回

路。快回路和慢回路层层叠加组成姿态内回路,并与制导外回路叠加组成整个控制系统,如图 3 所示。

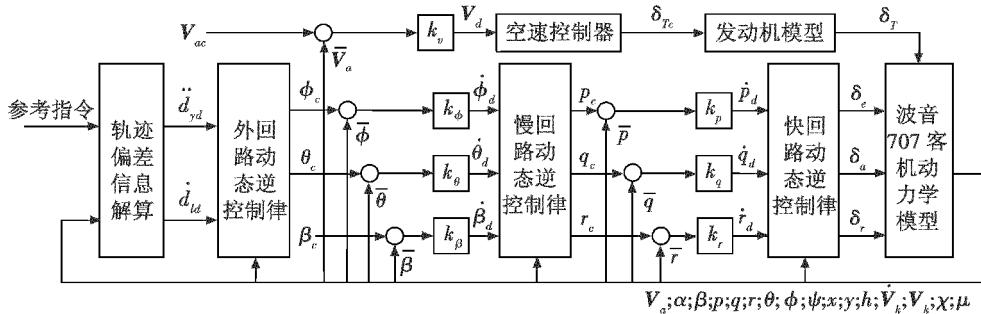


图 3 飞机进近时的 NDI 控制系统结构图

Fig. 3 The structure of NDI controller in aircraft approaching stage

2.1 内回路控制器设计

2.1.1 快回路控制器设计

快回路对应的飞机运动方程可表示为

$$(\dot{p} \quad \dot{q} \quad \dot{r})^T = f_1(x_1) + g_1(x_1)u_1 \quad (19)$$

式中: $x_1 = (V_a \quad \alpha \quad \beta \quad p \quad q \quad r)^T$; $u_1 = (\delta_e \quad \delta_a \quad \delta_r)^T$ 。

经推导有

$$f_1(x_1) = \begin{cases} \frac{(I_y - I_z)qr}{I_x} + \frac{\bar{q}Sb}{I_x} [C_{l\beta}\beta + (C_{lp}p + C_{lr}r)\frac{b}{2V}] \\ \frac{(I_z - I_x)pr}{I_y} + \frac{1}{I_y} \{ \bar{q}Sc [C_{m0} + C_{m\alpha}\alpha + (C_{mq}q + C_{m\dot{\alpha}}\dot{\alpha})\frac{c}{2V} + C_{mMa}Ma] + Tz_f \} \\ \frac{(I_x - I_y)pq}{I_z} + \frac{\bar{q}Sb}{I_z} [C_{n\beta}\beta + (C_{np}p + C_{nr}r)\frac{b}{2V}] \end{cases} \quad (20)$$

控制分布矩阵

$$g_1(x_1) = \begin{pmatrix} 0 & \frac{\bar{q}SbC_{l\beta}}{I_x} & \frac{\bar{q}SbC_{l\beta}}{I_x} \\ \frac{\bar{q}ScC_{m\dot{\alpha}}}{I_y} & 0 & 0 \\ 0 & \frac{\bar{q}SbC_{n\beta}}{I_z} & \frac{\bar{q}SbC_{n\beta}}{I_z} \end{pmatrix} \circ \quad (21)$$

快回路设计的目的是对状态 p, q, r 进行线性化解耦控制,设内回路的闭环期望动态为

$$\begin{pmatrix} \dot{p}_d \\ \dot{q}_d \\ \dot{r}_d \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} k_p(p_e - p) \\ k_q(q_e - q) \\ k_r(r_e - r) \end{pmatrix} \quad (22)$$

式中: $\dot{p}_d, \dot{q}_d, \dot{r}_d$ 为期望角加速度; p_e, q_e, r_e 为慢回路控制器产生的指令信号,为快变量的稳态值; k_p, k_q, k_r 为快回路带宽,大小均取 5 rad/s。

结合波音 707 客机的气动参数和式(21)可知, $C_{l\beta} \cdot$

$C_{n\beta} \neq C_{l\beta} C_{n\alpha}$,故矩阵 $g_1(x_1)$ 可逆,快回路控制律表达式为

$$(\delta_e \quad \delta_a \quad \delta_r)^T = g_1^{-1}(x_1)[(\dot{p}_d \quad \dot{q}_d \quad \dot{r}_d)^T - f_1(x_1)] \quad (23)$$

2.1.2 慢回路控制器设计

慢回路在快回路的外层,由 ϕ, θ, β 组成,其输入为外层制导系统产生的指令信号 ϕ_c, θ_c 以及控制无侧滑的指令信号 $\beta_c = 0$ 。输出为快回路的输入信号,即期望角速率 p_c, q_c, r_c 。

由于舵面偏转主要产生力矩,产生的力比较小,所以可将其忽略。慢回路对应的飞机运动方程可表示为

$$(\dot{\phi} \quad \dot{\theta} \quad \dot{\beta})^T = f_2(x_2) + g_2(x_2)u_2 \quad (24)$$

式中: $x_2 = (V_a \quad \alpha \quad \beta \quad \phi \quad \theta)^T$; $u_2 = (p \quad q \quad r)^T$ 。经推导有

$$f_2(x_2) = \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ (\bar{q}SC_{y\beta}\beta - T\cos\alpha\sin\beta)/(mV_a) + g \cdot \\ (\cos\alpha\sin\beta\sin\theta + \cos\beta\sin\phi \cdot \\ \cos\theta - \sin\alpha\sin\beta\cos\phi\cos\theta)/V_a \end{pmatrix} \quad (25)$$

控制分布矩阵

$$g_2(x_2) = \begin{pmatrix} 1 & \sin\phi\tan\theta & \cos\phi\tan\theta \\ 0 & \cos\phi & -\sin\phi \\ \frac{\bar{q}SbC_{y\beta}}{(2mV_a)} + \sin\alpha & 0 & \frac{\bar{q}SbC_{y\beta}}{(2mV_a)} - \cos\alpha \end{pmatrix} \circ \quad (26)$$

为了跟踪输入的控制指令 ϕ_c, θ_c 和 β_c , 设慢回路的闭环期望动态为

$$(\dot{\phi}_d \quad \dot{\theta}_d \quad \dot{\beta}_d)^T = \begin{pmatrix} k_\phi(\phi_c - \phi) \\ k_\theta(\theta_c - \theta) \\ k_\beta(\beta_c - \beta) \end{pmatrix} \quad (27)$$

式中: $\dot{\phi}_d, \dot{\theta}_d, \dot{\beta}_d$ 分别为期望的滚转角速率、俯仰角速

率、侧滑角速率; $k_\phi, k_\theta, k_\beta$ 为慢回路带宽, 大小均取 1 rad/s。则慢回路控制律可表示为

$$(p_e \ q_e \ r_e)^T = g_2^{-1}(x_2) \left[\begin{pmatrix} \dot{\phi}_d & \dot{\theta}_d & \dot{\beta}_d \end{pmatrix}^T - f_2(x_2) \right]。 \quad (28)$$

2.1.3 空速控制器设计

飞机速度方程可表示为

$$\dot{V}_a = (T \cos \alpha \cos \beta + F_y \sin \beta - F_d + G_{xa}) / m。 \quad (29)$$

空速控制主要通过控制油门直接影响推力, 进而控制空速 V_a 来跟踪空速指令信号 V_{ac} , 可设闭环期望动态为

$$\dot{V}_{ad} = k_{V_a} (V_{ac} - V_a) \quad (30)$$

式中, 带宽 k_{V_a} 取 0.12。忽略舵面偏转产生的直接力, 则期望的油门开度 δ_{rc} 为

$$\delta_{rc} = [mk_{V_a}(V_{ac} - V_a) + \bar{q}S(C_{D0} + C_{D\alpha}\alpha) + mg \cdot (\cos \alpha \cos \beta \sin \theta + \sin \alpha \cos \beta \cos \phi \cos \theta - \sin \beta \sin \phi \cos \theta)] / (T_{max} \cos \alpha \cos \beta)。 \quad (31)$$

2.2 外回路制导控制器设计

如图 4 所示, 在跑道坐标系 $Oxyz_R$ 中, 飞机标准下滑线迎角 $\Omega = 2.5^\circ$, 则飞机离标准下滑轨道的纵向偏差 d_l 和横向偏差 d_y 为

$$\begin{cases} d_l = x_A^R \sin \Omega + z_A^R \cos \Omega \\ d_y = y_A^R \end{cases} \quad (32)$$

对纵向偏差求导有

$$\dot{d}_l = V_k \cos \mu \cos \chi \sin \Omega + V_k \sin \mu \cos \Omega \quad (33)$$

为了消除纵向偏差, 设闭环期望动态为

$$\dot{d}_{ld} = K_l(d_{lc} - d_l) \quad (34)$$

式中: K_l 取 0.2; \dot{d}_{ld} 为期望的纵向偏差变化率; 纵向偏差指令信号 $d_{lc} = 0$ 。在侧滑角不大的情况下有 $\theta = \mu + \alpha_k$, $\alpha_k = \arctan(V_{kz}/V_{kx})$, α_k 为航迹迎角。则外回路纵向 NDI 控制律为

$$\theta_c = a \cdot \sin \left[\frac{K_l(d_{lc} - d_l) - V_k \cos \mu \cos \chi \sin \Omega}{V_k \cos \Omega} \right] + \alpha_k。 \quad (35)$$

对横向偏差求导有

$$\dot{d}_y = V_k \cos \mu \sin \chi \quad (36)$$

假设准稳态情况下 $\dot{\mu} = 0$, 对上式再求导得到 d_y 的二阶导数为

$$\ddot{d}_y = \dot{V}_k \cos \mu \sin \chi + V_k \dot{\chi} \cos \mu \cos \chi。 \quad (37)$$

由于本文采用协调转弯的形式实现对飞机进近时的横向控制, 因而有

$$\dot{\chi} \cong \dot{\psi} \cong \frac{g}{V_k} \tan \phi。 \quad (38)$$

设闭环期望动态为

$$\ddot{d}_{yd} = K_{ys}(\dot{d}_{yc} - \dot{d}_y) + K_y(d_{yc} - d_y) \quad (39)$$

式中: K_y 取 0.035; K_{ys} 取 0.32; \dot{d}_{yc} 为期望的横向偏差变

化率; d_{yc} 为期望的横向偏差, $\dot{d}_{yc} = d_{yc} = 0$ 。则外回路横向 NDI 控制律为

$$\phi_c = \arctan \left[\frac{K_{ys}(\dot{d}_{yc} - \dot{d}_y) + K_y(d_{yc} - d_y) - \dot{V}_k \cos \mu \sin \chi}{g \cos \mu \cos \chi} \right] \quad (40)$$

式中, $\dot{V}_k = (\dot{V}_{kx}V_{kx} + \dot{V}_{ky}V_{ky} + \dot{V}_{kz}V_{kz})/V_{ko}$

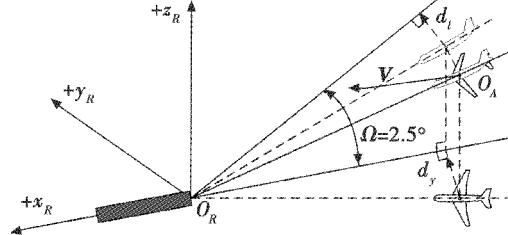


图 4 飞机轨迹偏差示意图

Fig. 4 Schematic of aircraft's trajectory deviation

2.3 NDI-PID 控制器设计

从上述动态逆控制器的设计过程中可知, 应用动态逆要求已知被控对象的数学模型精度高, 求逆过程精确, 各状态量实时值测量精确, 而且无外界干扰。然而在实际风切变环境下, 飞机马赫数的变化会造成气动导数的较小变化, 以及部分状态量测量会存在误差。在直接应用上述动态逆控制器时, 这些因素会造成系统逆误差, 从而无法抵消系统非线性特性, 致系统输出存在稳态误差。针对上述问题, 本文将外层回路动态逆控制与 PID 控制相结合, 即引入误差 $\Delta \dot{\beta} = \dot{\beta}_d - \dot{\beta}$, $\Delta \dot{\phi} = \dot{\phi}_d - \dot{\phi}$ 和 $\Delta \dot{V} = \dot{V}_d - \dot{V}$ 以及 $\Delta \dot{d}_l = \dot{d}_{ld} - \dot{d}_l$ 的比例积分控制, 结构如图 5 所示。本文中各 PI 参数选取为: $K_{p\beta} = 0.2$, $K_{i\beta} = 0.01$; $K_{p\phi} = 0.3$, $K_{i\phi} = 0.5$; $K_{pv} = 0.6$, $K_{iv} = 0.4$; $K_{pd} = 0.15$, $K_{id} = 0.02$ 。

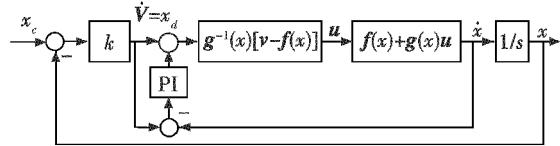


图 5 NDI-PID 控制器结构图

Fig. 5 The structure of NDI-PID controller

这样, 通过比例积分控制能够有效补偿非线性系统参数摄动带来的系统逆误差, 降低了动态逆对模型精确性的依赖, 提高了对系统模型摄动的鲁棒性能。本文将这种结合了动态逆和 PID 方法的控制器简称为 NDI-PID 控制器。

3 仿真验证

飞机初始状态如表 1 所示, 进近时遭遇如 1.1 节所述的低空风切变。

表1 飞机初始状态
Table 1 Aircraft initial states

参数	数值
$(V_{k0}, V_{y0}, V_{z0}) / (\text{m} \cdot \text{s}^{-1})$	(79.988, 0, 1.36)
$(p_0, q_0, r_0) / (\text{rad} \cdot \text{s}^{-1})$	(0, 0, 0)
$(\phi_0, \theta_0, \psi_0) / (\text{°})$	(0, -1.524, 0)
$(x_{E0}, y_{E0}, h_{E0}) / \text{m}$	(-6871.1, 0, 300)
$(\delta_{e0}, \delta_{a0}, \delta_{r0}) / (\text{°})$	(-9.987, 0, 0)
T_0 / N	146380

3.1 风切变下参数摄动时的仿真结果

在飞机气动参数摄动-20%、且涡环中心垂直速率 W_{z0} 为15 m/s的低空风切变情况下,输入指令信号:预定下滑轨道信号, $V_w = 80 \text{ m/s}$, $\beta_c = 0$,并设飞机初始侧滑角 $\beta_0 = 2^\circ$ 。对所设计的NDI控制律和NDI-PID控制律进行仿真验证,并给出了相同仿真条件下PID控制律的仿真结果,如图6所示。

由图6可知,飞机的气动参数摄动-20%,在横向控制方面,3种控制律下产生的系统稳态误差几乎都为0,对指令信号的跟踪均能取得较好的控制效果,这表明飞机本身横向稳定性较好。但在纵向控制方面,PID控制下对下滑轨道的指令信号跟踪有着较大的误差,NDI控制下的跟踪误差逐渐增加,这两种情况均使飞机轨迹偏离预定航道,被迫提前降落,可能导致飞机坠毁。此外,NDI控制器跟踪空速指令信号的效果也不够理想,存在较大的稳态误差,而NDI-PID控制器能较好地跟踪纵向轨迹指令信号和空速指令信号,稳态误差几乎为0。这主要是PID控制器中的积分回路能有效消除系统参数摄动带来的系统逆误差,从而消除系统输出的稳态误差,提高系统对模型摄动的鲁棒性能。

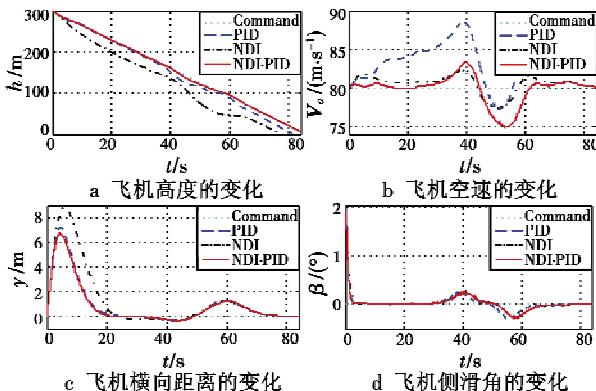


图6 参数摄动-20%时3种控制律跟踪信号对比

Fig. 6 The tracking signal of different control laws with -20% parameter perturbation

3.2 不同强度风切变下的仿真结果

在无风以及 W_{z0} 分别为15 m/s,25 m/s两种依次增强的风切变场中,飞机采用NDI-PID控制律进近时的状态参数变化如图7所示。

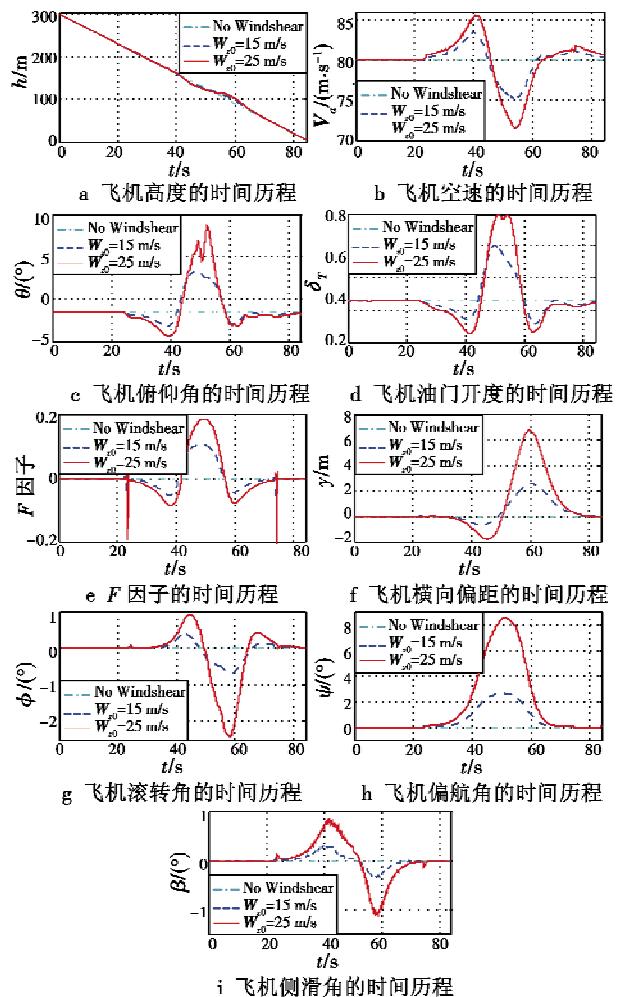


图7 风切变下飞机进近时参数变化

Fig. 7 Aircraft parameters variation when approaching in different strength low-altitude windshear

结合图2和图7,以 $W_{z0} = 15 \text{ m/s}$ 的风场为例,分析低空风切变下飞机进近的整个过程。首先,飞机遇到逐渐增大的逆风,空速增加,升力增大,飞机向上偏离预定下滑轨道,此时减小俯仰角和油门,飞机则向预定轨道飞行。接着进入风场中心区域,下冲气流逐渐增加至最大,空速迅速减小,升力急剧减小,飞机向下偏离预定航道,此时增大俯仰角和油门,使迎角和推力增大,空速减弱趋势变缓。此后顺风减小,下冲气流消失,减小俯仰角和油门,空速逐渐稳定,飞机最终稳定在预定轨道上。对于横向轨迹控制,飞机首先遇到逐渐增大的右侧气流,侧滑角增大,飞机左侧偏离航道,此时增大滚转角和偏航角,产生右侧力和减小侧滑角,使飞机向右飞行;接着右侧气流逐渐减小,侧滑角减小,飞机右侧偏离航道,此时减小滚转角和偏航角,左侧合力和侧滑角增大,飞机逐渐稳定在航道上。由上述知,当飞机空速变化或偏离航道时,相应的控制量会立即改变,使系统尽快稳定,体现出NDI-PID控制具有良好的动态特性。

依据文献[14]，对于大型喷气式客机，当在风切变场中检测到10 s(或超过10 s)内 F 因子的平均值超过0.105时，应发出告警信息，飞机立即从风场中改出。而在 W_{z0} 等于25 m/s的风场最危险的区域，飞机发动机推力达到最大，俯仰角最大增加至9°，图7e所示的 F 因子的平均值超过上述阈值，但NDI-PID控制依然可使飞机较好地维持预定的轨迹。上述表明，该控制器具备较强的鲁棒性，能够有效抵抗 W_{z0} 小于等于25 m/s的风切变干扰。

4 结论

通过飞机在低空风切变下自动进近的仿真，可以得出如下结论。

1) 将PID引入动态逆控制中能补偿系统逆误差，从而消除系统输出的稳态误差，克服参数摄动致模型不精确性的影响，从而达到提高系统控制精度和鲁棒性能的目的。

2) 基于NDI-PID自动进近控制律能使飞机抵抗一定强度的风切变干扰，维持下滑轨迹基本稳定，具有较强的鲁棒性，而且反应迅速，具备较好的动态特性。

3) 飞机穿越风切变区域的过程，实际上是飞机本身的能量与风场能量相对抗的过程。当飞机处于风场最危险的中间区域时，空速急剧减小，能量骤减，飞机性能降低。此时发动机推力迅速增加，目的是为了转化为飞机对抗风切变所需的空速和动能，遭遇的风切变强度越大，所需的发动机推力就越大，持续时间需越长。

参 考 文 献

- [1] 张洪. 低空风切变对飞行的危险性评估[J]. 飞行力学, 1992, 10(4): 1-7. (ZHANG H. Hazard estimation of low-level windshear to aircraft flight [J]. Flight Dynamics, 1992, 10(4): 1-7.)
- [2] 李智. 运输机超低空空投大气扰动补偿控制研究[D]. 南京:南京航空航天大学, 2010. (LI Z. Research on atmospheric disturbance compensating control of transport aircraft ultra-low altitude airdrop [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2010.)
- [3] 邹新生,李春文. 在复杂大气条件下的飞机自动着陆控制器设计与仿真[J]. 系统仿真学报, 2006, 18(5): 1286-1288. (ZOU X S, LI C W. Controller design and simulation of aircraft's automatic landing under complex atmospheric conditions [J]. Journal of System Simulation, 2006, 18(5): 1286-1288.)
- [4] VISSER H G. Windshear recovery using thrust vectoring[J]. Aircraft Engineering and Aerospace Technology, 1999, 71(4): 329-337.
- [5] 武虎子,耿建中. 大型飞机在风切变环境中的轨迹控制研究[J]. 科学技术与工程, 2013, 13(11): 3184-3189. (WU H Z, GENG J Z. Control of flight trajectory in windshear for large aircraft [J]. Science Technology and Engineering, 2013, 13(11): 3184-3189.)
- [6] 张冉. 低空风切变下大型飞机建模、危险探测与控制律研究[D]. 上海:上海交通大学, 2012. (ZHANG R. Research on large aircraft modeling, hazards detection and control under low-level windshear [D]. Shanghai: Shanghai Jiao Tong University, 2012.)
- [7] HINTON D A. Flight-management strategies for escape from microburst encounters, tm 4057[R]. Washington, DC: National Aeronautics and Space Administration Press, 1988.
- [8] SACHS G, GRIGAT E. Optimal 3-dimensional trajectories for microburst escape [C]//AIAA the 22nd Atmospheric Flight Mechanics Conference, 1997: 814-821.
- [9] 袁坤刚,曹义华. 风切变场中飞机起飞轨迹的纵向和横向动态逆控制[J]. 系统仿真学报, 2008, 20(21): 5787-5790. (YUAN K G, CAO Y H. Longitudinal/lateral NID control of aircraft take-off path in windshear [J]. Journal of System Simulation, 2008, 20(21): 5787-5790.)
- [10] 高振兴. 复杂大气扰动下大型飞机飞行实时仿真建模研究[D]. 南京:南京航空航天大学, 2009. (GAO Z X. Research on real-time flight simulation of large aircraft in complex atmospheric disturbance [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2009.)
- [11] 鲁道夫·布罗克豪斯. 飞行控制[M]. 金长江,译. 北京:国防工业出版社, 1999. (BROCKHAUS R. Flight control [M]. Translated by JIN C J. Beijing: National Defense Industry Press, 1999.)
- [12] 肖业伦,金长江. 大气扰动中的飞行原理[M]. 北京:国防工业出版社, 1993. (XIAO Y L, JIN C J. Flight theory of atmospheric disturbance [M]. Beijing: National Defense Industry Press, 1993.)
- [13] 徐喆垚. 无人机非线性姿态控制研究[D]. 哈尔滨:哈尔滨工业大学, 2013. (XU Z Y. Research on nonlinear attitude controller for UAV [D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2013.)
- [14] Department of Transportation Federal Aviation Administration. TSO-C117a airborne windshear warning and escape guidance system for transport airplane[S]. Washington, DC: FAA Aircraft Certification Service, 1990: 47-51.