

DOI: 10.7641/CTA.2015.40224

舰载机着舰侧回路时变风险权值矩阵线性变参数预测控制

朱齐丹, 王立鹏[†], 张 智, 闻子侠

(哈尔滨工程大学 自动化学院, 黑龙江 哈尔滨 150001)

摘要: 针对舰载机钩索阻拦阶段, 提出阻拦风险函数的概念和计算方法, 通过离线计算获得时变状态权值矩阵和时变控制输入权值矩阵. 采用时变状态权值矩阵可以实时调整各状态之间的变化关系, 而时变的控制输入权值矩阵能够调整副翼和方向舵的输入峰值, 避免出现输入饱和情况, 提高横侧向自动着舰的效率和安全性. 建立了时变的系统输出约束函数, 增加了舰载机进舰阶段控制器的可解性. 建立了基于状态偏差的舰载机横侧向着舰模型, 针对舰载机上很多状态不能直接测量的特点, 采用离线设计状态观测器的方法来估计舰载机的真实状态值, 利用线性矩阵不等式求解系统最优解, 通过舰载机自动着舰三维仿真模拟平台验证了算法的可行性.

关键词: 自动着舰; 横侧向控制; 线性变参数; 预测控制; 线性矩阵不等式

中图分类号: TP273 **文献标识码:** A

Aircraft lateral linear parameter varying model predictive control with time varying weight

ZHU Qi-dan, WANG Li-peng[†], ZHANG Zhi, WEN Zi-xia

(College of Automatic, Harbin Engineering University, Harbin Heilongjiang 150001, China)

Abstract: The concept and calculation method of arresting risk function are provided for the carrier aircraft hanging and arresting stage. Time-varying weight matrix of states and controlling inputs can be acquired by means of off-line calculation. The varied relation-ship between different states could be adjusted by employing time-varying states weight matrix in real time. At the same time, the controlling peak of aileron and rudder can be adjusted by varying controlling inputs weight matrix to avoid inputs saturation in real time. Therefore, the efficiency and safety of aircraft automatic landing could be improved. Time-varying system output constraint function is established to increase the feasibility of controller in the aircraft initial leading stage. Carrier aircraft lateral landing model is set up based on state deviations. For many states of the aircraft could not be measured directly, an off-line states observer is designed to estimate the real states of aircraft. Optimal solutions are solved by linear matrix inequalities. The simulation results verify the feasibility of the algorithm in the aircraft automatic landing three-dimensional simulation platform.

Key words: automatic landing; lateral control; linear parameter-varying; model predictive control; linear matrix inequalities

1 引言(Introduction)

舰载机着舰阻拦时刻要求横向偏心距不大于 4.6 m, 偏航角偏差不大于 3° ^[1]. 超过这个指标, 航母阻拦系统和舰载机可能会出现事故. 因此在舰载机横侧向控制中, 需要对航迹和姿态进行精确控制.

国内外的很多学者并没有将舰载机的引导过程和阻拦过程结合起来, 其中文献[2]建立了阻拦系统的模型; 文献[3]建立了阻拦绳索的波动模型; 文献[4]建立

了阻拦系统的有限元模型; 而引导阶段的研究^[5]是对舰载机纵向的航迹跟踪控制, Balas 等人采用 μ /LPV 综合方法实现舰载机着舰的横侧向控制, 但这种横侧向控制仅仅是姿态控制, 并不能实现航迹跟踪控制.

为实现舰载机在进舰引导阶段能够快速消除对中偏差而不过分要求对其姿态的约束, 以及在挂索阻拦阶段快速达到期望姿态角使偏心距和偏航角不超标的目的. 本文采取时变权值矩阵的方式, 即在进舰引

收稿日期: 2014-03-20; 录用日期: 2014-07-17.

[†]通信作者. E-mail: wanglipeng@hrbeu.edu.cn; Tel.: +86 451-82568031.

国家自然科学基金项目(61104037, 61304060), 国家国际科技合作专项基金(2013DFR10030), 中央高校基本科研业务费专项资金(HEUCF041307, HEUCFX41304), 中央高校基本科研业务费重大项目计划(HEUCFD1416)资助.

Supported by National Natural Science Foundation of China (61104037, 61304060), Program for International S&T Cooperation Projects of China (2013DFR10030), Fundamental Research Funds for the Central Universities (HEUCF041307, HEUCFX41304), Fundamental Research Funds for Central Universities Major Program (HEUCFD1416).

导阶段将对中偏差的权值设置较大,而在挂索阻拦阶段将姿态角的权值设置较大,这样可以达到上述目的.同时本文设计与进舰距离相关的时变输出约束,来避免算法不可解现象.另外,在实际情况中,舰载机的大多数状态值是不能直接测量的,这就导致预测控制状态反馈应用受限.本文建立状态观测器的线性矩阵不等式(linear matrix inequalities, LMI)形式,以此实时估计舰载机的当前状态.

2 舰载机横侧向动力学模型(Aircraft lateral dynamic model)

本文以F/A-18大黄蜂舰载机为研究对象^[6-7],假设飞机在纵向上是配平的.在大地坐标系中,舰载机横侧向动力学方程如下:

$$\begin{cases} \dot{y} = v, \\ \dot{v} = (T \cos \theta \sin \psi - D \sin \beta + Y \cos \beta)/m, \\ \dot{\varphi} = p + (q \sin \varphi + r \cos \varphi) \tan \theta, \\ \dot{\psi} = (q \sin \varphi + r \cos \varphi) / \cos \theta, \\ \dot{p} = I_{zz}l + I_{xz}n - \{I_{xz}(I_{yy} - I_{xx} - I_{zz})p + [I_{xz}^2 + I_{zz}(I_{zz} - I_{yy})]r\}q / (I_{xx}I_{zz} - I_{xz}^2), \\ \dot{r} = I_{xz}l + I_{xx}n - \{I_{xz}(I_{yy} - I_{xx} - I_{zz})r + [I_{xz}^2 + I_{xx}(I_{xx} - I_{yy})]p\}q / (I_{xx}I_{zz} - I_{xz}^2), \end{cases} \quad (1)$$

其中: y 为横侧向位移; v 为横侧向速度; β 为侧滑角; φ 为滚转角; ψ 为偏航角; p 为滚转角速度; r 为偏航角速度; I_{xx} , I_{yy} 和 I_{zz} 分别为滚转轴、俯仰轴和偏航轴的转动惯量; I_{xz} 为关于 y 轴的惯性积; D 为阻力; Y 为侧力; l 为滚转力矩; n 为偏航力矩.

舰载机横侧向受力以及力矩如下所示:

$$\begin{cases} D = \bar{q}SC_D(\alpha, \beta, \delta_{stab}), \\ Y = \bar{q}SC_Y(\alpha, \beta, \delta_{ail}, \delta_{rud}), \\ l = \bar{q}SbC_l(\alpha, \beta, \delta_{ail}, \delta_{rud}, p, r, V), \\ n = \bar{q}SbC_n(\alpha, \beta, \delta_{ail}, \delta_{rud}, p, r, V), \end{cases} \quad (2)$$

其中: δ_{ail} 为副翼舵偏角; δ_{rud} 为方向舵舵偏角; δ_{stab} 为水平尾翼舵偏角.由于舰载机纵向已配平,因此 δ_{stab} 始终保持配平值,此时舰载机横侧向动力学模型的输入量为副翼和方向舵; α 为攻角,式中其他参数含义详见参考文献[8],此处不做赘述.

在本体坐标系下,气流速度表示如下:

$$\begin{bmatrix} V_{a.xb} \\ V_{a.yb} \\ V_{a.zb} \end{bmatrix} = L_{bg} \begin{bmatrix} V_{k.xg} - V_{w.xg} \\ V_{k.yg} - V_{w.yg} \\ V_{k.zg} - V_{w.zg} \end{bmatrix}, \quad (3)$$

其中: $[V_{a.xb} \ V_{a.yb} \ V_{a.zb}]^T$ 表示本体坐标系下气流速度; $[V_{w.xg} \ V_{w.yg} \ V_{w.zg}]^T$ 和 $[V_{k.xg} \ V_{k.yg} \ V_{k.zg}]^T$ 分别表示大地坐标系下风速和舰载机速度; L_{bg} 表示由大地坐标系到本体坐标系的变换矩阵,具体形式参见文献[8].因此 α 和 β 可由下式计算:

$$\begin{cases} \alpha = \arctan(V_{a.zb}/V_{a.xb}), \\ \beta = \arcsin(V_{a.yb}/\sqrt{V_{a.xb}^2 + V_{a.yb}^2 + V_{a.zb}^2}). \end{cases} \quad (4)$$

舰载机横侧向模型的状态变量采用状态的偏差形式,即为实时状态与期望状态的差值^[9-11].设期望状态 $x_d = [y_d \ v_d \ \varphi_d \ \psi_d \ p_d \ r_d]^T$,状态偏差 e_x 的表达式如下:

$$e_x = \begin{bmatrix} e_y \\ e_v \\ e_\varphi \\ e_\psi \\ e_p \\ e_r \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} y - y_d \\ v - v_d \\ \varphi - \varphi_d \\ \psi - \psi_d \\ p - p_d \\ r - r_d \end{bmatrix}, \quad (5)$$

则系统的状态可用 $x = x_d + e_x$ 表示.将式(1)与式(5)联立可得舰载机新的横侧向动力学方程

$$\begin{cases} \dot{e}_y = e_v, \\ \dot{e}_v = [T \cos \theta \sin(e_\psi + \psi_d) - D \sin \beta + Y \cos \beta]/m, \\ \dot{e}_\varphi = (e_p + p_d) + [q \sin(e_\phi + \phi_d) + (e_r + r_d) \cos(e_\phi + \phi_d)] \tan \theta, \\ \dot{e}_\psi = [q \sin(e_\phi + \phi_d) + (e_r + r_d) \times \cos(e_\phi + \phi_d)] / \cos \theta, \\ \dot{e}_p = I_{zz}l + I_{xz}n - \{I_{xz}(I_{yy} - I_{xx} - I_{zz})(e_p + p_d) + [I_{xz}^2 + I_{zz}(I_{zz} - I_{yy})](e_r + r_d)\}q / (I_{xx}I_{zz} - I_{xz}^2), \\ \dot{e}_r = I_{xz}l + I_{xx}n - \{I_{xz}(I_{yy} - I_{xx} - I_{zz})(e_r + r_d) + [I_{xz}^2 + I_{xx}(I_{xx} - I_{yy})](e_p + p_d)\}q / (I_{xx}I_{zz} - I_{xz}^2). \end{cases} \quad (6)$$

与状态偏差的选取方法类似,系统的输入也采取偏差形式 e_u ,将式(2)-(3)(6)联立可得舰载机着舰横侧向模型,简写成下式:

$$\begin{cases} \dot{e}_x = f(e_x, e_u), \\ e_u = [e_{\delta_{rud}} \ e_{\delta_{ail}}]^T. \end{cases} \quad (7)$$

舰载机着舰过程中 α 和 β 可通过式(4)计算,则式(7)在 $e_x = 0$ 处平衡点离散线性化,如下所示:

$$\begin{cases} e_x(k+1) = f(e_x(k), e_u(k)) := \\ A(\alpha(k), \beta(k))e_x(k) + B(\alpha(k), \beta(k))e_u(k), \\ e_y(k) = Ce_x(k). \end{cases} \quad (8)$$

假设 $[A(\alpha, \beta)|B(\alpha, \beta)]$ 在一个相应的由 l 个顶点构成的凸包 Ω ^[12-13]:

$$[A(\alpha, \beta)|B(\alpha, \beta)] \in \Omega,$$

$$\Omega := C_o\{[A_1|B_1], [A_2|B_2], \dots, [A_l|B_l]\}, \quad (9)$$

式中 C_o 表示凸包.

3 风险权值的选取(Choice of risk weight)

舰载机阻拦过程出现的危险情况有3种:

- 1) 绳索断裂导致舰载机无法顺利停止在甲板上;
- 2) 阻拦系统主液压缸压力过大导致系统失灵;
- 3) 舰载机滚转过大导致机翼撞击甲板.

本文定义舰载机阻拦风险: 由于舰载机着舰挂索时阻拦系统某些状态指标超标或阻拦力使飞机姿态超限而出现的风险. 因此影响舰载机的阻拦风险变量有如下几个:

- a : 舰载机加速度;
- φ : 舰载机滚转角;
- $T_{ArrestL}$: 左绳索张力;
- $T_{ArrestR}$: 右绳索张力;
- P_{MEC} : 阻拦系统主液压缸压强.

本文建立阻拦风险函数 J_{Risk} 采用如下形式:

$$J_{Risk} = K_a \left| \frac{a}{a_{max}} \right|^2 + K_{T1} \left| \frac{T_{ArrestL}}{T_{max}} \right|^2 + K_{T2} \left| \frac{T_{ArrestR}}{T_{max}} \right|^2 + K_P \left| \frac{P_{MEC}}{P_{MECmax}} \right|^2 + K_\varphi \left| \frac{\varphi}{\varphi_{max}} \right|^2, \quad (10)$$

其中: a_{max} , T_{max} , P_{MECmax} 和 φ_{max} 分别表示各阻拦风险变量的允许最大值(左、右绳索张力允许最大值相等); K_a , K_{T1} , K_{T2} , K_P 和 K_φ 分别表示各风险变量的权值, 其物理意义为: 在舰载机阻拦过程中, 风险变量对阻拦风险的影响程度. 本文将阻拦风险的范围界定为 $0 \sim 1$, 因此这里将风险权值设置 $0 \sim 0.2$ 来使阻拦风险归一化. 由于在阻拦过程中, 绳索断裂以及机翼撞击甲板会造成机毁人亡的严重后果, 故需对 K_{T1} , K_{T2} 和 K_φ 的值选取相对较大, 对 K_a 和 K_P 的值选取相对较小. 风险变量权值取值越大, 后文中与之相匹配的舰载机状态偏差量权值也越大, 亦即: 在性能指标滚动优化过程中对该状态偏差的控制力度也越大.

阻拦过程是舰载机着舰过程的最后阶段, 因此阻拦风险函数受舰载机的横侧向状态偏差量直接影响, 但是它们之间是一种非常复杂的非线性关系, 暂无法使用精确的解析型数学表达式来表示. 本文采用阻拦有限元离线计算的方法求解阻拦风险与舰载机状态偏差量的数值关系.

有限元离线计算方法如下: 任选舰载机6个状态偏差量中的5个, 并将它们都设置为标准值0, 然后将剩余的1个状态偏差量从0逐渐增加到最大偏差值, 此时通过有限元仿真在各点之间采用多项式插值获得1条舰载机阻拦风险曲线, 依照此方法可获取其余5条阻拦风险曲线, 如图1-6所示. 风险值为1表示阻拦风险变量都达到允许最大值, 属于临界状态, 这是十分危险的, 应避免该情况发生, 所以在离线计算中, 将阻拦风险函数的峰值设置略小于1. 通过以上方法, 可以建立起阻拦风险函数与舰载机状态偏差的数值关系, 利用阻拦风险函数来构成舰载机风险状态权值矩阵 Q :

$$Q = \begin{bmatrix} Q_{ey} & & & & & \\ & Q_{ev} & & & & \\ & & Q_{e\varphi} & & & \\ & & & Q_{e\psi} & & \\ & & & & Q_{ep} & \\ & & & & & Q_{er} \end{bmatrix}, \quad (11)$$

其中: Q_{ey} , Q_{ev} , $Q_{e\varphi}$, $Q_{e\psi}$, Q_{ep} 和 Q_{er} 分别表示各状态偏差的权值. Q 矩阵的物理意义是舰载机各状态偏差在预测控制性能指标中的重视度, 权值越大意味着在最优化性能指标过程中该状态偏差的消除力度越大.

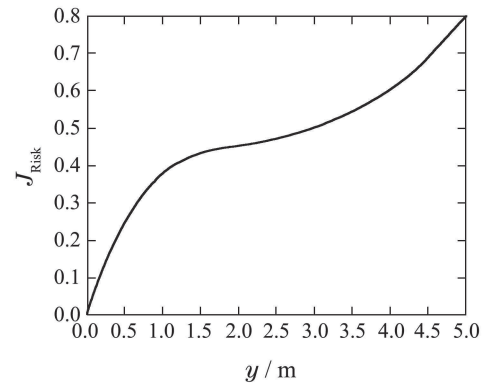


图 1 对中偏差仿真风险曲线

Fig. 1 Off-center distance risk curve

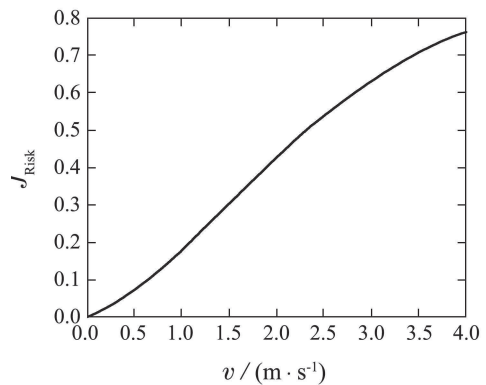


图 2 侧向速度偏差风险曲线

Fig. 2 Lateral velocity deviation risk curve

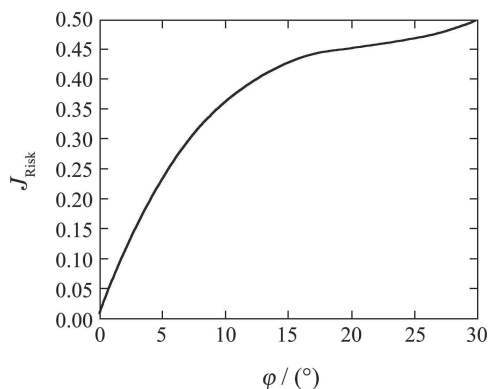


图 3 滚转偏差风险曲线

Fig. 3 Roll angle deviation risk curve

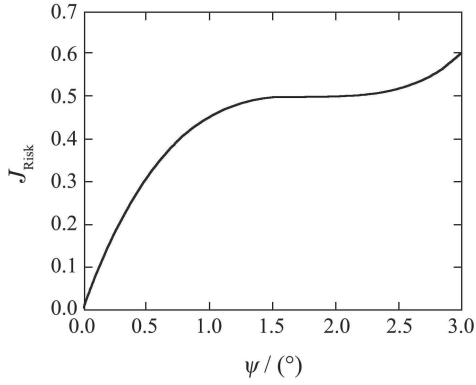


图4 偏航偏差风险曲线

Fig. 4 Yaw angle deviation risk curve

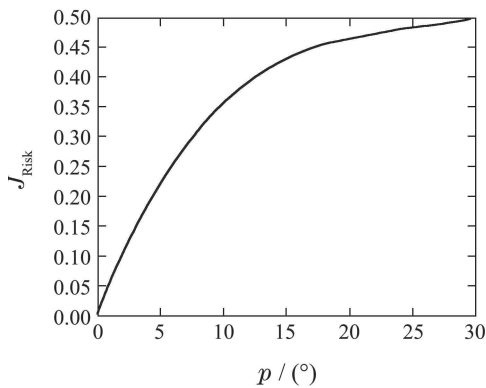


图5 滚转速度偏差风险曲线

Fig. 5 Roll rate deviation risk curve

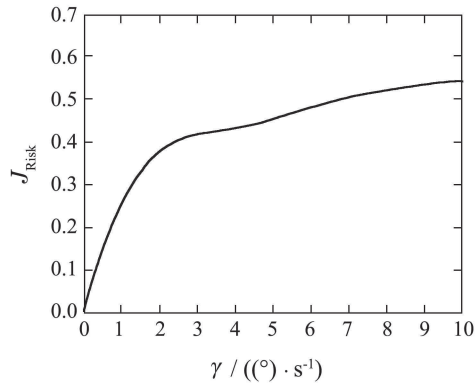


图6 偏航速度偏差风险曲线

Fig. 6 Yaw rate deviation risk curve

为增加算法的收敛速度, 本文按照舰载机进舰距离建立 Q 的权值系数矩阵 $K_M(e_{xdis})$:

$$K_M(e_{xdis}) = \begin{bmatrix} k_{ey}(e_{xdis}) & & & & \\ & k_{ev}(e_{xdis}) & & & \\ & & k_{e\varphi}(e_{xdis}) & & \\ & & & k_{e\psi}(e_{xdis}) & \\ & & & & I \\ & & & & & I \end{bmatrix} \quad (12)$$

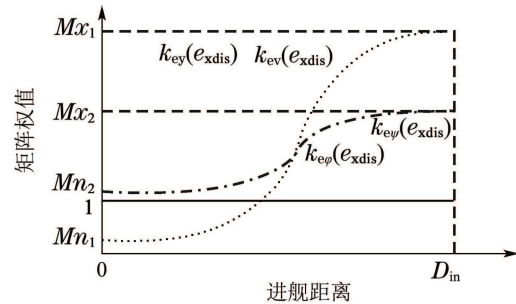
其中: e_{xdis} 表示舰载机着舰的进舰距离, $k_{ey}(e_{xdis})$, $k_{ev}(e_{xdis})$, $k_{e\varphi}(e_{xdis})$, $k_{e\psi}(e_{xdis})$ 分别表示为 Q_{ey} , Q_{ev} , $Q_{e\varphi}$ 和 $Q_{e\psi}$ 关于进舰距离 e_{xdis} 的权值. $K_M(e_{xdis})$ 矩阵实现以下两个目的: ① 在舰载机进舰距离较大时, 通过增大 Q_{ey} 和 Q_{ev} 的权值来快速消除对中偏差, 放宽对舰载机姿态的约束; ② 在舰载机着舰末端, 通过增大 $Q_{e\varphi}$ 和 $Q_{e\psi}$ 的权值来增加对舰载机姿态的控制. $K_M(e_{xdis})$ 的计算原理如图7所示. 图7中: D_{in} 表示舰载机进入下滑道时的进舰距离, $k_{ey}(e_{xdis})$, $k_{ev}(e_{xdis})$, $k_{e\varphi}(e_{xdis})$ 和 $k_{e\psi}(e_{xdis})$ 的趋势与sigmoid函数相类似, 且 $k_{ey}(e_{xdis})$ 和 $k_{ev}(e_{xdis})$ 的范围设定为 $[Mn_1, Mx_1]$, $k_{e\varphi}(e_{xdis})$ 和 $k_{e\psi}(e_{xdis})$ 的范围设定为 $[Mn_2, Mx_2]$, 前文中已将阻拦风险函数进行归一化处理, 并根据仿真调试经验, 定义 $Mx_1=3.0$, $Mx_2=2.0$, Mn_1 接近0, Mn_2 接近1. 随着舰载机的进舰距离的减小, $K_M(e_{xdis})$ 矩阵实现动态调整各状态偏差的消除速度, 并使系统的求解速度增加. 将式(11)–(12)联立, 获得预测控制性能指标中的状态项权值矩阵 $Q(e_{xdis})$:

$$Q(e_{xdis}) = K_M(e_{xdis})Q \quad (13)$$

与 $Q(e_{xdis})$ 的选取方式类似, 控制权值矩阵 $R(e_{xdis})$ 如下式所示:

$$R(e_{xdis}) = \begin{bmatrix} R_{ail}(e_{xdis}) & \\ & R_{rud}(e_{xdis}) \end{bmatrix}, \quad (14)$$

其中 $R_{ail}(e_{xdis})$ 和 $R_{rud}(e_{xdis})$ 分别表示关于控制量 e_u 中的副翼、方向舵输入权值, 权值的选取原理同图7, 因此 $Q(e_{xdis})$ 和 $R(e_{xdis})$ 都是单调递减的权值矩阵.

图7 $K_M(e_{xdis})$ 计算原理图Fig. 7 $K_M(e_{xdis})$ calculation principle diagram

4 基于状态观测器的变风险权值LPV控制 (Varying risk weight LPV based on state observer)

本文设计状态观测器形式如下:

$$\begin{aligned} \hat{e}(k+1) = & \\ & A(\alpha(k), \beta(k))\hat{e}(k) + B(\alpha(k), \beta(k)) \times \\ & e_u(k) + L_p(e_y(k) - C\hat{e}(k)), \end{aligned} \quad (15)$$

其中: $\hat{e}(k+1)$ 表示 $k+1$ 时刻的状态偏差观测值, L_p 表示状态观测器增益. 后文中将使用舰载机状态偏差

观测值 $\hat{e}(k)$ 来代替实际状态偏差 $e_x(k)$. 因此由式(8)可得下式:

$$\hat{e}(k+1+i|k) = A(\alpha(k), \beta(k))\hat{e}(k+i|k) + B(\alpha(k), \beta(k))e_u(k+i|k). \quad (16)$$

定理 1(状态观测器设计) 如果状态观测器满足下面LMI, 则其是稳定的, 并能保证观测值收敛到实际值.

$$\begin{bmatrix} \rho^2 P_e - L_p & * \\ P_e A_j - Y_e C & P_e \end{bmatrix} > 0, \quad j = 1, 2, \dots, l, \quad (17)$$

其中: P_e 为正定对称阵, $Y_e = P_e L_p$, ρ 表示观测器延迟率. “*” 表示矩阵中对称位置的转置, 后文中均采用这种表示方式. 由于该定理证明较容易, 此处省略其证明过程.

为了降低预测控制算法的保守性, 并且增加系统的计算速度, 本文将性能指标 $J_0^\infty(k)$ 分为两部分^[14]:

$$J_0^\infty(k) = J_0^1(k) + J_1^\infty(k), \quad (18)$$

$$J_0^1(k) = \hat{e}(k|k)^T Q(e_{xdis}(k))\hat{e}(k|k) + e_u(k|k)^T R(e_{xdis}(k))e_u(k|k),$$

$$J_1^\infty(k) = \sum_{i=1}^{\infty} \hat{e}(k+i|k)^T Q(e_{xdis}(k))\hat{e}(k+i|k) + e_u(k+i|k)^T R(e_{xdis}(k))e_u(k+i|k).$$

本文取如下李雅普诺夫函数:

$$V(\hat{e}(k+i|k)) = \hat{e}(k+i|k)^T P(k)\hat{e}(k+i|k), \quad i \geq 1, \quad (19)$$

并作如下假设:

$$V(\hat{e}(k+1+i|k)) - V(\hat{e}(k+i|k)) < -[\hat{e}(k+i|k)^T Q(e_{xdis}(k))\hat{e}(k+i|k) + e_u(k+i|k)^T R(e_{xdis}(k))e_u(k+i|k)], \quad i \geq 1. \quad (20)$$

将不等式(20)左、右两边从 $i=1$ 到 $i=\infty$ 加和得

$$J_1^\infty(k) < V(\hat{e}(k+1|k)) = \hat{e}(k+1|k)^T P(k)\hat{e}(k+1|k). \quad (21)$$

设 $J_0^\infty(k)$ 的上限为 $\gamma(k)$, 将式(18)和式(21)联立得下式:

$$J_0^\infty(k) < \hat{e}(k|k)^T Q(e_{xdis}(k))\hat{e}(k|k) + e_u(k|k)^T R(e_{xdis}(k))e_u(k|k) + \hat{e}(k+1|k)^T P(k)\hat{e}(k+1|k) < \gamma(k). \quad (22)$$

定理 2 (性能指标) 设无输入输出约束系统(8)的反馈控制律为 $e_u(k+i|k) = F(k)\hat{e}(k+i|k)$, $i \geq 1$, 通过求解下面LMIs, 可使性能指标 $J_0^\infty(k)$ 最小化:

$$\min_{\gamma, u(k|k), \bar{Q}(k), Y(k)} \gamma(k)x, \quad (23)$$

$$\begin{bmatrix} 1 & * & * & * \\ T(k) & \bar{Q}(k) & * & * \\ Q(e_{xdis}(k))^{0.5}\hat{e}(k|k) & 0 & \gamma(k)I & * \\ R(e_{xdis}(k))^{0.5}e_u(k|k) & 0 & 0 & \gamma(k)I \end{bmatrix} > 0, \quad (24)$$

$$\begin{bmatrix} \bar{Q}(k) & * & * & * \\ A_j \bar{Q}(k) + B_j Y(k) & \bar{Q}(k) & * & * \\ Q(e_{xdis}(k))^{0.5}\bar{Q}(k) & 0 & \gamma(k)I & * \\ R(e_{xdis}(k))^{0.5}Y(k) & 0 & 0 & \gamma(k)I \end{bmatrix} > 0, \quad (25)$$

其中: $Y(k) = F(k)\bar{Q}(k)$, $\bar{Q}(k)$ 为正定对称阵,

$$T(k) = A_j \hat{e}(k|k) + B_j e_u(k|k) + L_p(e_y(k) - C\hat{e}(k|k)), \quad j = 1, 2, \dots, l.$$

证 将式(15)代入式(21)得

$$\hat{e}(k|k)^T Q(e_{xdis}(k))\hat{e}(k|k) + e_u(k|k)^T R(e_{xdis}(k))e_u(k|k) + T(k)^T P(k)T(k) < \gamma(k). \quad (26)$$

令 $P(k) = \gamma(k)\bar{Q}(k)^{-1}$, 由Schur补引理可将式(26)转化为式(24)形式. 将反馈控制律和式(16)代入到式(20), 运用Schur补引理, 可得式(25), 鉴于本文篇幅有限, 具体转化LMIs的过程此处不做赘述.

对于输入约束, 需要满足如下LMIs^[14]:

$$|u_j(k|k)| \leq u_{j,max}, \quad (27)$$

$$\begin{bmatrix} U & Y(k) \\ * & \bar{Q}(k) \end{bmatrix} \geq 0, \quad U_{jj} < u_{j,max}^2, \quad (28)$$

其中 $j = 1, 2$.

为了增加算法求解速度以及系统可解性, 本文采用变输出约束的策略, 通过进舰距离的减小来不断严格输出约束, 输出约束 $e_{y,max}$ 形式如下:

$$e_{y,max}(k) = e_{y0} + e_{xdis}(k)k_f, \quad (29)$$

其中: e_{y0} 表示舰载机阻拦过程中各状态偏差的最大值, k_f 为常值矩阵, 用以控制输出约束随进舰距离的变化速度.

定理 3(时变输出约束) 满足式(29)的系统(8), 可通过求解下面LMIs, 使输出状态小于输出约束:

$$\begin{bmatrix} I & * \\ \mathcal{M} & (e_{y0} + e_{xdis}(k)k_f)^2 I \end{bmatrix} > 0, \quad (30)$$

$$\begin{bmatrix} \bar{Q}(k) & * \\ C(A_j \bar{Q}(k) + B_j Y(k)) & (e_{y0} + e_{xdis}(k)k_f)^2 I \end{bmatrix} > 0, \quad (31)$$

其中

$$\mathcal{M} = C(A(\alpha(k), \beta(k))e_x(k|k) + B(\alpha(k), \beta(k))e_u(k|k)), \quad j = 1, 2, \dots, l.$$

证 将系统(8)的输出分为两部分:

- 1) 当前的下一时刻输出, 即 $Y_1 = e_y(k+1|k)$;
- 2) 未来其他所有时刻输出, 即

$$Y_2^\infty = \{e_y(k+i|k), i \geq 2\}.$$

将 $Y_1 = e_y(k+1|k)$, 式(8)(29)联立得

$$\begin{aligned} & \|C(A(\alpha(k), \beta(k))e_x(k|k)) + \\ & B(A(\alpha(k), \beta(k))e_u(k|k))\|_2^2 \leq \\ & (e_{y0} + e_{xdis}(k)k_f)^2. \end{aligned} \quad (32)$$

根据Schur补引理, 上式可转化为式(30).

$$\begin{aligned} & \max_{i \geq 1} \|e_y(k+1+i)\|_2 = \\ & \max_{i \geq 1} \|C[A(\alpha(k), \beta(k)) + \\ & B(\alpha(k), \beta(k))F(k)]e_x(k+i|k)\|_2 = \\ & \max_{z \in Z} \|C[A(\alpha(k), \beta(k)) + \\ & B(\alpha(k), \beta(k))F(k)]\hat{e}(k+i|k)\|_2 = \\ & \bar{\sigma}\{C[A(\alpha(k), \beta(k)) + \\ & B(\alpha(k), \beta(k))F(k)]\bar{Q}(k)^{0.5}\}, i \geq 1, \end{aligned} \quad (33)$$

式中: $Z = \{z^T P z \leq \gamma\}$ 为舰载机横侧向控制系统的
一个不变椭圆, $\bar{\sigma}$ 为最大奇异值. 将式(29)代入式(33)
中, 并根据Schur补引理可得式(31).

定理 4 (渐进稳定性定理) 满足定理2、式(27)–
(29)的系统(8)是渐进稳定闭环系统.

证 设系统在当前时刻 k 存在可行解. $\hat{e}(k+1|k)$,
 $e_u(k+1|k)$ 和 $P(k)$ 是 $k+1$ 时刻可行解, $\hat{e}(k+1|k+1)$,
 $e_u(k+1|k+1)$ 和 $P(k+1)$ 是 $k+1$ 时刻最优解, 则有
下式成立:

$$\begin{aligned} & \hat{e}(k+1|k+1)^T Q(e_{xdis}(k+1))\hat{e}(k+1|k+1) + \\ & e_u(k+1|k+1)^T R(e_{xdis}(k+1))e_u(k+1|k+1) + \\ & \hat{e}(k+2|k+1)^T P(k+1)\hat{e}(k+2|k+1) \leq \\ & \hat{e}(k+1|k)^T Q(e_{xdis}(k+1))\hat{e}(k+1|k) + \\ & e_u(k+1|k)^T R(e_{xdis}(k+1))e_u(k+1|k) + \\ & \hat{e}(k+2|k)^T P(k)\hat{e}(k+2|k). \end{aligned} \quad (34)$$

又因为 $Q(e_{xdis})$ 和 $R(e_{xdis})$ 为单调递减的权值矩阵, 则
有下式成立:

$$\begin{aligned} & \hat{e}(k+1|k)^T Q(e_{xdis}(k+1))\hat{e}(k+1|k) + \\ & e_u(k+1|k)^T R(e_{xdis}(k+1))e_u(k+1|k) + \\ & \hat{e}(k+2|k)^T P(k)\hat{e}(k+2|k) \leq \\ & \hat{e}(k+1|k)^T Q(e_{xdis}(k))\hat{e}(k+1|k) + \\ & e_u(k+1|k)^T R(e_{xdis}(k))e_u(k+1|k) + \\ & \hat{e}(k+2|k)^T P(k)\hat{e}(k+2|k). \end{aligned} \quad (35)$$

当 $k=1$ 时, 式(20)可写成如下形式:

$$\begin{aligned} & \hat{e}(k+2|k)^T P(k)\hat{e}(k+2|k) + \\ & \hat{e}(k+1|k)^T Q(e_{xdis}(k))\hat{e}(k+1|k) + \\ & e_u(k+1|k)^T R(e_{xdis}(k))e_u(k+1|k) < \\ & \hat{e}(k+1|k)^T P(k)\hat{e}(k+1|k). \end{aligned} \quad (36)$$

式(34)–(36)联立得

$$\begin{aligned} & \hat{e}(k+1|k+1)^T Q(e_{xdis}(k+1))\hat{e}(k+1|k+1) + \\ & e_u(k+1|k+1)^T R(e_{xdis}(k+1))e_u(k+1|k+1) + \\ & \hat{e}(k+2|k+1)^T P(k+1)\hat{e}(k+2|k+1) < \\ & \hat{e}(k+1|k)^T P(k)\hat{e}(k+1|k) < \\ & \hat{e}(k|k)^T Q(e_{xdis}(k))\hat{e}(k|k) + \\ & e_u(k|k)^T R(e_{xdis}(k))e_u(k|k) + \\ & \hat{e}(k+1|k)^T P(k)\hat{e}(k+1|k). \end{aligned} \quad (37)$$

选取如下形式的李雅普诺夫函数 $\lambda(k)$:

$$\begin{aligned} \lambda(k) = & \hat{e}(k|k)^T Q(e_{xdis}(k))\hat{e}(k|k) + \\ & e_u(k|k)^T R(e_{xdis}(k))e_u(k|k) + \\ & \hat{e}(k+1|k)^T P(k)\hat{e}(k+1|k). \end{aligned} \quad (38)$$

根据式(37)可知李雅普诺夫函数满足下式:

$$\lambda(k+1) < \lambda(k). \quad (39)$$

因此, 采用时变权值的预测控制算法, 可以保证李
雅普诺夫函数单调递减, 系统是渐进稳定闭环系统.

5 仿真分析(Simulation analysis)

仿真采用 MATLAB, VC++ 6.0 和 Vega Prime 联合
开发的技术, 运用 MATLAB 鲁棒工具箱实时求解控制
器, 然后运用网络通信发送给由 VC++6.0 编写的舰载
机横侧向非线性动力学模型, 并运用 Vega Prime 软件
实现三维视景显示. 舰载机着舰仿真平台系统见图8.



图8 舰载机着舰仿真平台

Fig. 8 The aircraft landing simulator

在舰载机初始偏差相同情况下, 自定义系统输出
的输出约束分别为 100 m, 50 m, 20 m 和 5 m, 利用舰载
机自动着舰系统三维仿真平台进行验证, 结果见表1.

表 1 变输出约束仿真结果

Table 1 Output constraint varying simulation result

| 输出 约束值 / m | LMI求解 相对精度 | 目标 函数值 | 可行解 半径 |
|---------------|---------------|-----------|------------|
| 5 | — | 无解 | — |
| 20 | 6.19E - 06 | 114.02 | 1.00E + 09 |
| 50 | 6.79E - 06 | 34.51 | 1.00E + 09 |
| 100 | 6.28E - 06 | 21.22 | 1.00E + 09 |

从上表1中可以看出, 当输出约束从100 m减小到20 m过程中, 系统始终存在目标函数值, 但当输出约束为5 m时, 系统出现不可解情况. 因此从表中可以看出, 采用变输出约束的方法可增加系统可解性.

针对舰载机的着舰过程设置如下仿真工况:

- 1) 母舰航速24节, 存在4 m/s的侧风, 风向沿大地坐标系Y轴方向, 暂不考虑甲板横摇、纵摇和升沉, 舰载机初始位置距舰尾2100 m.
- 2) 舰载机初始偏差如表2所示.
- 3) 状态观测器初始值如表3所示.

表 2 仿真初始偏差值

Table 2 Simulation initial deviation

| 初始偏差名称 | 初始偏差值 |
|------------------------------------|-------|
| 对中偏差 / m | -30 |
| 侧向速度偏差 / (m · s ⁻¹) | 10 |
| 滚转角偏差 / rad | -0.5 |
| 偏航角偏差 / rad | 0.1 |
| 滚转角速率偏差 / (rad · s ⁻¹) | 0.2 |
| 偏航角速率偏差 / (rad · s ⁻¹) | 0.15 |

表 3 状态观测器初始值

Table 3 State observer initial values

| 初始观测名称 | 初始观测值 |
|------------------------------------|-------|
| 对中偏差 / m | -25 |
| 侧向速度偏差 / (m · s ⁻¹) | 10 |
| 滚转角偏差 / rad | -0.4 |
| 偏航角偏差 / rad | 0.1 |
| 滚转角速率偏差 / (rad · s ⁻¹) | 0.2 |
| 偏航角速率偏差 / (rad · s ⁻¹) | 0.2 |

针对以上仿真工况, 舰载机自动着舰横侧向仿真如图9-19所示. 舰载机横侧向轨迹如图9所示, 仿真中在舰载机距舰尾1800 m处开启横侧向自动着舰系统, 目标是下滑角为-3.5°的理想下滑道, 可实现自动着舰任务.

预测控制系统的性能指标如图10所示, 采用时变权值控制策略以及变输出约束的方法可在短时间内实现对性能指标的优化. 由于舰载机着舰甲板与航母

行进方向存在8°夹角, 并且着舰区域存在侧风, 因此舰载机需保持一定的侧滑角来补偿上述影响, 见图11.

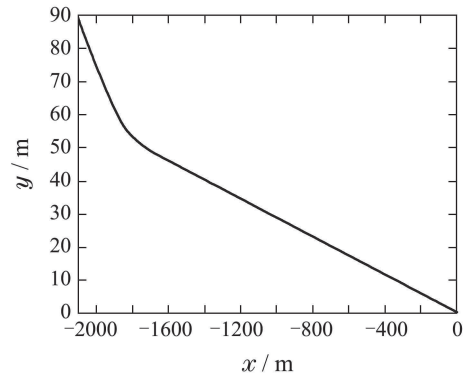


图 9 舰载机横侧向轨迹

Fig. 9 The lateral trajectory of aircraft

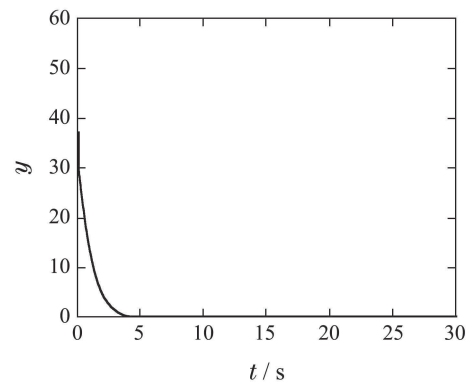


图 10 性能指标 γ

Fig. 10 The performance of γ

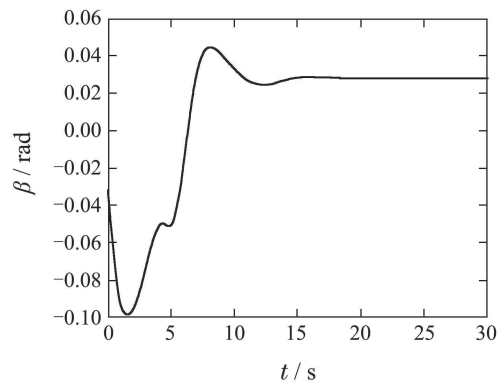


图 11 侧滑角对时间变化曲线

Fig. 11 Slip angle vs. time curve

舰载机其他状态曲线见图12-18, 从图中可以看出系统能够利用短时间即可消除状态偏差. 本文设计的状态观测器的状态估计值曲线见图13-18, 状态观测器能够较准确估计舰载机状态偏差. 图19描述的是采用时变权值矩阵和常权值矩阵舰载机控制输入曲线, 采用时变权值矩阵的方法可以明显降低系统输入的饱和现象.

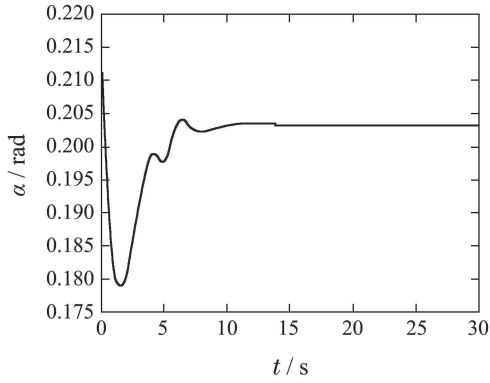


图 12 攻角对时间变化曲线

Fig. 12 Angle of attack vs. time curve

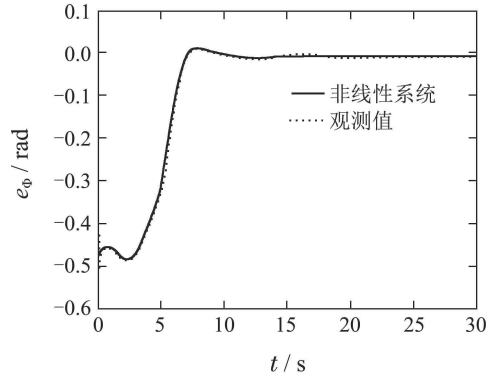


图 16 滚转角偏差对时间变化曲线

Fig. 16 Roll angle deviation vs. time curve

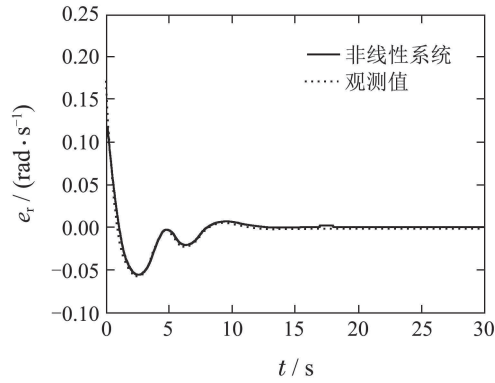


图 13 偏航速率偏差对时间变化曲线

Fig. 13 Yaw rate deviation vs. time curve

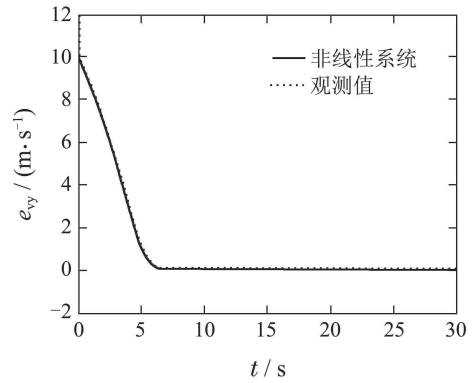


图 17 侧向速度偏差对时间变化曲线

Fig. 17 Lateral velocity deviation vs. time curve

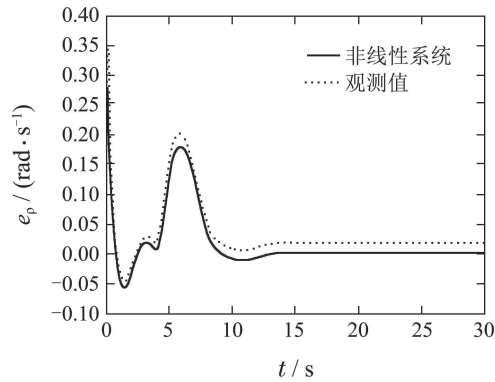


图 14 滚转角速率偏差对时间变化曲线

Fig. 14 Roll rate deviation vs. time curve

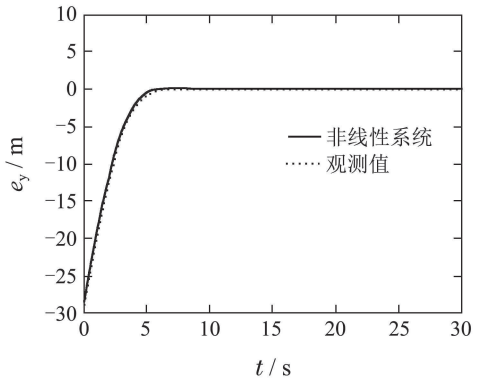


图 18 侧向位置偏差对时间变化曲线

Fig. 18 Lateral position deviation vs. time curve

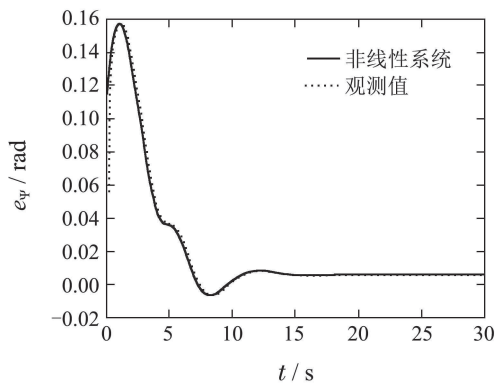


图 15 偏航角偏差对时间变化曲线

Fig. 15 Yaw angle deviation vs. time curve

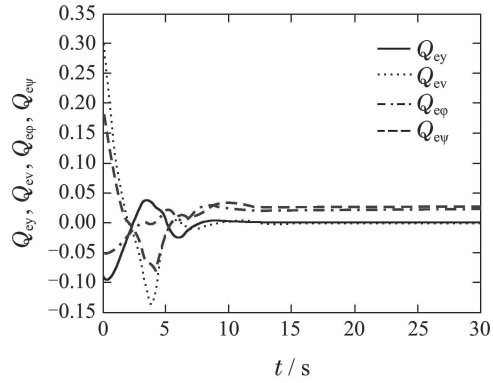


图 19 时变权值与常值权值情况下输入对比

Fig. 19 Difference between time varying and constant weight

6 结论(Conclusions)

建立了基于状态观测器的时变权值矩阵的预测控制算法, 可以实现舰载机在横侧向的自动着舰任务, 通过较短的调节时间即可消除系统的状态偏差, 本文设计的状态观测器解决了现实中不能直接测量舰载机状态的问题, 并且可保证较高精度. 采用时变状态权值和控制权值的策略, 以及变输出约束的方法, 能够保证系统稳定的同时, 增加了系统的求解速度和可解性. 但出于对舰载机着舰系统稳定性、系统求解速度以及舰载机着舰对时间要求严格的角度考虑, 本文并未对以上时变权值矩阵进行在线计算和修正, 这将成为未来需要开展的研究内容.

参考文献(References):

- [1] ANDERSON M R, CLARK C, DUNGAN G. Flight test maneuver design using a skill- and rule-based pilot model [J]. *Systems, Man and Cybernetics*, 1995, 49(6): 2682 – 2687.
- [2] 张明辉, 袁理, 洪冠新. 航空母舰液阻拦阻系统拦阻力建模与仿真 [J]. 北京航空航天大学学报, 2010, 36(1): 100 – 103. (ZHANG Minghui, YUAN Li, HONG Guanxin. Aircraft carrier hydraulic arresting gear arresting force modeling and simulation [J]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2010, 36(1): 100 – 103.)
- [3] MIKHALUK D, VOINOV I, BOROVKOV A. Finite element modeling of the arresting gear and simulation of the aircraft deck landing dynamics [C] // *European LS-DYNA Conference 2009*. Stuttgart: DYNAmore GmbH, 2009, 7: 45 – 60.
- [4] 张智, 闻子侠, 朱齐丹, 等. 舰载机阻拦过程动力学仿真 [J]. 哈尔滨工程大学学报, 2014, 35(5): 1 – 8. (ZHANG Zhi, WEN Zixia, ZHU Qidan, et al. Shipboard arresting system kinetic simulation [J]. *Journal of Harbin Engineering University*, 2014, 35(5): 1 – 8.)
- [5] FIALHO I, BALAS G, PACKARD A K, et al. Gain-scheduled lateral control of the F-14 aircraft during powered approach landing [J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2000, 23(3): 450 – 458.
- [6] CHAKRABORTY A, SEILER P, BALAS G. Applications of linear and nonlinear robustness analysis techniques to the F/A-18 flight control laws [C] // *American Institute of Aeronautics and Astronautics*. Washington, DC: AIAA, 2009, 8: 10 – 13.
- [7] CHAKRABORTY A, SEILER P, BALAS G. Susceptibility of F/A-18 flight controllers to the falling-leaf mode: Nonlinear analysis [J]. *Journal of Guidance Control and Dynamics*, 2011, 34(1): 50 – 55.
- [8] 肖业伦. 航空航天器运动的建模——飞行动力学的理论基础 [M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2003: 18 – 27. (XIAO Yelun. *Modeling the Movement of the Aircraft and Spacecraft — the Theoretical Basis of Flight Dynamics* [M]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics Press, 2003: 18 – 27.)
- [9] PEI X J, LIU Z Y, PEI R. Robust trajectory tracking controller design for mobile robots with bounded input [J]. *Acta Automatica Sinica*, 2003, 29(6): 876 – 882.
- [10] GONZALEZ R, FIACCHINI M, GUZMAN J, et al. Robust tube-based predictive control for mobile robots in off-road conditions [J]. *Robotics and Autonomous Systems*, 2011, 59(10): 711 – 726.
- [11] KLANCAR G, SKRJANC I. Tracking-error model-based predictive control for mobile robots in real time [J]. *Robotics and Autonomous Systems*, 2007, 55(6): 460 – 469.
- [12] GONZALEZ A H, ADAM E J, MARCOVECCHIO M G, et al. Stable MPC for tracking with maximal domain of attraction [J]. *Journal of Process Control*, 2011, 21(3): 573 – 584.
- [13] LIMON D, ALVARADO I, ALAMO T, et al. Robust tube-based MPC for tracking of constrained linear systems with additive disturbances [J]. *Journal of Process Control*, 2010, 20(5): 248 – 260.
- [14] LU Y H, ARKUN Y. Quasi-Min-Max MPC algorithms for LPV systems [J]. *Automatica*, 2000, 36(5): 527 – 540.

作者简介:

朱齐丹 (1963–), 男, 博士, 教授, 博士生导师, 主要研究方向为先进控制理论及应用, E-mail: zhuqidan@hrbeu.edu.cn;

王立鹏 (1985–), 男, 博士研究生, 主要研究方向为先进控制理论及应用, E-mail: wanglipeng@hrbeu.edu.cn;

张智 (1981–), 男, 博士, 讲师, 主要研究方向为先进控制理论及应用, E-mail: neverbadzz@163.com;

闻子侠 (1987–), 男, 博士研究生, 主要研究方向为先进控制理论及应用, E-mail: wenzixia@hrbeu.edu.cn.