doi:10.11887/j.cn.201603016 http://journal.nudt.edu.cn

基于通用扩张状态观测器的鲁棒飞行控制方法*

张银辉,杨华波,江振宇,张为华
(国防科技大学 航天科学与工程学院,湖南 长沙 410073)

摘 要:针对参数不确定、外界干扰与测量噪声情况下飞行控制问题,提出一种基于通用扩张状态观测器的鲁棒飞行控制方法。基于状态相关的Riccati方程控制方法对飞行器俯仰通道非线性模型进行扩展线性化;引入基于通用扩张状态观测器的控制方法,设计干扰补偿增益,实现对外界干扰的估计与补偿;通过在线解算状态相关矩阵及代数黎卡提方程,得出状态反馈增益与干扰补偿增益,实现对飞行器期望攻角的跟踪控制。与已有方法对比表明,所提方法不仅对系统模型不确定性与外界干扰具有较强的鲁棒性,而且在较大测量噪声情况下,其依然能够保证良好的跟踪控制效果,具有较强的工程应用价值。

关键词:通用扩张状态观测器;状态相关的Riccati方程;鲁棒飞行控制
中图分类号:V448 **文献标志码**:A **文章编号**:1001-2486(2016)03-094-06

Robust flight control based on generalized extended state observer

ZHANG Yinhui, *YANG Huabo*, *JIANG Zhenyu*, *ZHANG Weihua*
(College of Aerospace Science and Engineering, National University of Defense Technology, Changsha 410073, China)

Abstract: The robust flight control based on the generalized extended state observer was investigated to address the problems of parameter uncertainties, external disturbances and flight control with measurement noise. The nonlinear longitudinal dynamics were transformed into the linear-like structure state-space equations of state-dependent coefficients on the basis of the state-dependent Riccati equation control method. According to the control method based on generalized extended state observer, the disturbance compensation gain was designed to estimate and attenuate the external disturbances. Consequently, the state feedback gain and disturbance compensation gain were derived to track the desired angle of attack by solving the state-dependent coefficients and the algebraic Riccati equation on-line. Compared with other control methods, the proposed approach not only is robust with the parameter uncertainties and external disturbances, but also remains perfect in tracking performance with the measurement noise. It has high engineering application value.

Key words: generalized extended state observer; state-dependent Riccati equation; robust flight control

飞行控制系统作为飞行器的重要分系统之一,具有稳定飞行姿态、跟踪制导指令的作用。然而气动参数的不确定性,系统模型的未建模动态特性,结构安装误差、大气扰动等外界干扰的影响,使得其动力学模型具有较大不确定性、与外界干扰的强耦合非线性特性,因此对飞行控制系统的鲁棒性提出更高要求。

为确保飞行控制系统的鲁棒性,首先需要解决系统不确定性与非线性问题。姚红等[1]针对控制器参数调试较难的问题,通过多目标进化算法提高导弹姿控系统的鲁棒性;段广仁等[2]基于鲁棒参数化方法和模型参考理论,设计鲁棒自动驾驶仪,通过仿真验证其对大空域参数变化的鲁棒稳定性;李雪松等[3]采用改进隐层自适应神经网络对系统不确定性进行补偿,实现基于鲁棒轨迹线性化控制的无人机航迹跟踪系统设计;陈宇等[4]利用自适应模糊系统所具有的万能逼近特性,研究了基于自适应模糊滑模退步控制的导弹自动驾驶仪设计方法。此外,基于状态相关的Riccati方程(State-Dependent Riccati Equation, SDRE)控制方法也已广泛应用于各类飞行器的鲁棒控制系统设计领域[5-8]。相比于其他方法,SDRE控制通过引入扩展线性化方法,成功将系统非线性问题转换为线性问题,简化控制系统的设计难度,但其需要较为准确的系统模型为基础。

外界干扰的存在同样对飞行控制系统的鲁棒性产生较大影响。为实现对外界干扰的抑制与补偿,李前国等[9]基于干扰观测器实现对外界干扰的估计,并结合反演控制方法,设计了导弹鲁棒自动驾驶仪;董飞垚等[10]通过将弹体弹性、模型参

* 收稿日期:2015-01-25
基金项目:国家自然科学基金资助项目(51105368)
作者简介:张银辉(1986—),男,河北藁城人,博士研究生,E-mail:zhangyinhui_nudt@163.com;
张为华(通信作者),男,教授,博士,博士生导师,E-mail:zwh_kjs@163.com

数的不确定性和测量元件的动态特性视为复合干扰,并将其作为系统的一个扩张状态,提出了基于扩张状态观测器的导弹纵向控制系统。由于传统扩张状态观测器仅适用于具有连续积分型系统,为进一步扩展其应用范围,Li 等[11]提出一种基于通用扩张状态观测器的控制方法,通过设计干扰补偿增益,实现对系统不匹配干扰的抑制与补偿,但其仅适用于线性系统。

1　基于通用扩张状态观测器的控制

1.1　系统模型

考虑如下系统:

$$\begin{cases}\dot{\boldsymbol{x}}=\boldsymbol{A}\boldsymbol{x}+\boldsymbol{B}_{\mathrm{u}}\boldsymbol{u}+\boldsymbol{B}_{\mathrm{d}}\boldsymbol{d}\\ \boldsymbol{y}=\boldsymbol{C}\boldsymbol{x}\end{cases}\tag{1}$$

其中:$\boldsymbol{x}\in\mathbb{R}^{n\times 1}$为系统状态;$\boldsymbol{u}\in\mathbb{R}^{m\times 1}$为系统控制量;$\boldsymbol{d}\in\mathbb{R}^{p\times 1}$为系统外界干扰项;$\boldsymbol{y}\in\mathbb{R}^{q\times 1}$为系统输出;$\boldsymbol{A}\in\mathbb{R}^{n\times n}$,$\boldsymbol{B}_{\mathrm{u}}\in\mathbb{R}^{n\times m}$,$\boldsymbol{B}_{\mathrm{d}}\in\mathbb{R}^{n\times p}$,$\boldsymbol{C}\in\mathbb{R}^{q\times n}$分别为系统状态、控制量、外界干扰与输出的系数矩阵。

当 $\boldsymbol{B}_{\mathrm{u}}=\lambda\boldsymbol{B}_{\mathrm{d}},\lambda\in\mathbb{R}$ 时,称外界干扰为匹配性干扰;否则称之为非匹配性干扰。传统扩张状态观测器主要适用于含有匹配性干扰的连续积分型系统,而基于通用扩张状态观测器的控制方法,则可以实现对非匹配不确定性干扰的估计与补偿。

1.2　通用扩张状态观测器设计

首先将外界干扰扩展为系统状态,即:

$$\underline{\boldsymbol{x}}=\boldsymbol{d}\tag{2}$$

取 $\boldsymbol{h}=\dot{\boldsymbol{d}}$ 为外界干扰导数,矩阵 $\boldsymbol{E}$ 为外界干扰导数系数矩阵,则系统(1)可写为:

$$\begin{cases}\dot{\bar{\boldsymbol{x}}}=\bar{\boldsymbol{A}}\bar{\boldsymbol{x}}+\bar{\boldsymbol{B}}_{\mathrm{u}}\boldsymbol{u}+\boldsymbol{E}\boldsymbol{h}\\ \boldsymbol{y}=\bar{\boldsymbol{C}}\bar{\boldsymbol{x}}\end{cases}\tag{3}$$

其中系统状态与变量分别为:

$$\bar{\boldsymbol{x}}=\begin{bmatrix}\boldsymbol{x}\\ \underline{\boldsymbol{x}}\end{bmatrix}\tag{4}$$

系统系数矩阵为:

$$\begin{cases}\bar{\boldsymbol{A}}=\begin{bmatrix}\boldsymbol{A} & \boldsymbol{B}_{\mathrm{d}}\\ \boldsymbol{0}_{p\times n} & \boldsymbol{0}_{p\times p}\end{bmatrix}\\ \bar{\boldsymbol{B}}_{u}=\begin{bmatrix}\boldsymbol{B}_{u}\\ \boldsymbol{0}_{p\times m}\end{bmatrix}\\ \boldsymbol{E}=\begin{bmatrix}\boldsymbol{0}_{n\times 1}\\ \boldsymbol{1}_{p\times 1}\end{bmatrix}\\ \bar{\boldsymbol{C}}=[\boldsymbol{C}\quad\boldsymbol{0}_{q\times p}]\end{cases}\tag{5}$$

假设($\boldsymbol{A}$,$\boldsymbol{B}_{\mathrm{u}}$)可控,($\bar{\boldsymbol{A}}$,$\bar{\boldsymbol{C}}$)可观测。对系统(3)设计状态观测器为:

$$\begin{cases}\dot{\hat{\bar{\boldsymbol{x}}}}=\bar{\boldsymbol{A}}\hat{\bar{\boldsymbol{x}}}+\bar{\boldsymbol{B}}_{\mathrm{u}}\boldsymbol{u}+\boldsymbol{L}(\boldsymbol{y}-\hat{\boldsymbol{y}})\\ \hat{\boldsymbol{y}}=\bar{\boldsymbol{C}}\hat{\bar{\boldsymbol{x}}}\end{cases}\tag{6}$$

其中,$\hat{\bar{\boldsymbol{x}}}^{\mathrm{T}}=[\hat{\boldsymbol{x}}\quad\hat{\boldsymbol{d}}]$分别为系统状态与外界干扰的估计值,$\boldsymbol{L}\in\mathbb{R}^{(n+p)\times q}$为需要设计的观测增益系数。

由此可知观测器估计误差 $\boldsymbol{e}=\bar{\boldsymbol{x}}-\hat{\bar{\boldsymbol{x}}}$的动态方程为:

$$\dot{\boldsymbol{e}}=\bar{\boldsymbol{A}}_{\mathrm{e}}\boldsymbol{e}+\boldsymbol{E}\boldsymbol{h}\tag{7}$$

其中,$\bar{\boldsymbol{A}}_{\mathrm{e}}=\bar{\boldsymbol{A}}-\boldsymbol{L}\bar{\boldsymbol{C}}$ 为估计误差动态方程系数矩阵。

定理[12]　假设对于系统(6)所设计的增益系数 $\boldsymbol{L}$ 使得 $\bar{\boldsymbol{A}}_{\mathrm{e}}$ 为 Hurwitz 矩阵,则对于任意有界 $\boldsymbol{h}$,状态观测器的估计误差 $\boldsymbol{e}$ 亦为有界的。

由定理可知,当系统(1)外界干扰的导数 $\boldsymbol{h}=\dot{\boldsymbol{d}}$为有界时,通过合理设计增益系数 $\boldsymbol{L}$,可使得状态观测器(6)对系统状态与外界干扰的估计误差亦为有界的。特别地,当外界干扰为常数,即 $\boldsymbol{h}=\dot{\boldsymbol{d}}=\boldsymbol{0}$ 时,可使得状态观测器对系数状态与外界干扰的估计误差为渐近稳定的。

1.3　综合控制律设计

设计综合控制律为:

$$\boldsymbol{u}=\boldsymbol{K}_{\mathrm{x}}\boldsymbol{x}+\boldsymbol{K}_{\mathrm{d}}\hat{\boldsymbol{d}}\tag{8}$$

其中,$\boldsymbol{K}_{\mathrm{x}}$ 为系统状态反馈控制增益,$\boldsymbol{K}_{\mathrm{d}}$ 为外界干扰补偿增益,取为:

$$\boldsymbol{K}_{\mathrm{d}}=-[\boldsymbol{C}(\boldsymbol{A}+\boldsymbol{B}_{\mathrm{u}}\boldsymbol{K}_{\mathrm{x}})^{-1}\boldsymbol{B}_{\mathrm{u}}]^{-1}\boldsymbol{C}(\boldsymbol{A}+\boldsymbol{B}_{\mathrm{u}}\boldsymbol{K}_{\mathrm{x}})^{-1}\boldsymbol{B}_{\mathrm{d}}\tag{9}$$

则将控制律代入系统方程,有

$$\dot{\boldsymbol{x}}=(\boldsymbol{A}+\boldsymbol{B}_{\mathrm{u}}\boldsymbol{K}_{\mathrm{x}})\boldsymbol{x}+\boldsymbol{B}_{\mathrm{d}}\boldsymbol{e}_{\mathrm{d}}\tag{10}$$

其中,$\boldsymbol{e}_{\mathrm{d}}=\boldsymbol{d}-\hat{\boldsymbol{d}}$ 为外界干扰估计误差。

则由定理可知,通过合理设计系统反馈控制增益 $\boldsymbol{K}_{\mathrm{x}}$,使得 $\boldsymbol{A}+\boldsymbol{B}_{\mathrm{u}}\boldsymbol{K}_{\mathrm{x}}$ 为 Hurwitz 矩阵,则当外界干扰估计误差 $\boldsymbol{e}_{\mathrm{d}}$ 有界时,系统状态 $\boldsymbol{x}$ 也是有界的。

综上可知,对于系统(1),取观测器(6)与综合控制律(8),则当外界干扰的导数 $h=\dot{d}$ 为有界时,通过合理设计增益系数 $\boldsymbol{L}$ 与反馈控制增益 $\boldsymbol{K}_{\mathrm{x}}$,可使得状态观测器(6)对系统状态与外界干扰的估计误差为有界,同时也可保证系统状态 $\boldsymbol{x}$ 也是有界的。特别地,当外界干扰为常数,即 $\boldsymbol{h}=\dot{\boldsymbol{d}}=\boldsymbol{0}$ 时,可使得状态观测器对系统状态与外界干扰的估计误差为渐近稳定的,且系统状态 $\boldsymbol{x}$ 也为渐近稳定的。

2　鲁棒姿态控制律设计

2.1 飞行器俯仰通道动力学模型

参考文献[13 – 14],导弹俯仰通道动力学模

型为：

$$\begin{cases}\dot{\alpha}=(1+\Delta f_1)f_1(\alpha)+q+(1+\Delta b_1)b_1(\alpha)\delta+\Delta d_1\\ \dot{q}=(1+\Delta f_2)f_2(\alpha)+(1+\Delta b_2)b_2\delta+\Delta d_2\\ \dot{\delta}=(-\delta+u)/[(1+\Delta\tau)\tau]+\Delta d_3\end{cases}\tag{11}$$

其中：α 为攻角；q 为俯仰角速率；δ 为实际俯仰舵偏角；u 为俯仰舵偏角控制指令；τ 为舵伺服系统时间常数；$f_1(\alpha)$，$b_1(\alpha)$，$f_2(\alpha)$ 与 b_2 为导弹俯仰通道动力学模型中已知项，即：

$$\begin{cases}f_1(\alpha)=\dfrac{180QS}{\pi mV}\left[a_n\alpha^3+b_n|\alpha|\alpha+c_n\left(2-\dfrac{M}{3}\right)\alpha\right]\cos(\alpha)\\ b_1(\alpha)=\dfrac{180QS}{\pi mV}d_n\cos(\alpha)\\ f_2(\alpha)=\dfrac{180QSd}{\pi I_{yy}}\left[a_m\alpha^3+b_m|\alpha|\alpha+c_m\left(-7+\dfrac{8M}{3}\right)\alpha\right]\\ b_2=\dfrac{180QSd}{\pi I_{yy}}d_m\\ Q=\dfrac{1}{2}\rho V^2\end{cases}\tag{12}$$

式中：m 为导弹质量；V 为飞行速度；M 为飞行马赫数；Q 为动压；S 与 d 分别为气动参考面积与参考长度；I_{yy} 为转动惯量；a_n，b_n，c_n，d_n，a_m，b_m，c_m 与 d_m 为气动系数。

取马赫数为 3，飞行高度为 6096 m 作为导弹飞行特征点，则式(11)与式(12)中的系数如表 1 所示。

表 1　飞行器模型系数

Tab. 1　Coefficients of the flight vehicle model

系数	值	单位
a_n	0.000 103	$(°)^{-3}$
b_n	−0.009 45	$(°)^{-2}$
c_n	−0.17	$(°)^{-1}$
d_n	−0.034	$(°)^{-1}$
a_m	0.000 215	$(°)^{-3}$
b_m	−0.019 5	$(°)^{-2}$
c_m	0.051	$(°)^{-1}$
d_m	−0.206	$(°)^{-1}$
S	0.040 87	m^2
d	0.229	m
τ	0.1	s
g	9.8	m/s^2
m	4410	kg
V	947.6	m/s
I_{yy}	247.44	kg/m^2
ρ	0.654	kg/m^3

考虑到导弹模型中各参数不确定性与外界干扰的影响，分别取 Δf_1，Δb_1，Δf_2，Δb_2 与 $\Delta\tau$ 作为气动系数与舵伺服系统时间常数的偏差项，同时取 Δd_1，Δd_2 与 Δd_3 作为由于建模误差、风干扰、结构安装误差、舵伺服系统未知特性等引起的干扰项。

2.2　扩展线性化

由于导弹俯仰通道动力学模型为非线性形式，为便于设计通用扩张状态观测器，基于 SDRE 控制方法，首先将式(11)进行扩展线性化，即取飞行器俯仰通道动力学模型为：

$$\begin{cases}\dot{\boldsymbol{x}}=\boldsymbol{A}(\boldsymbol{x})\boldsymbol{x}+\boldsymbol{B}_{\mathrm{u}}\boldsymbol{u}+\boldsymbol{B}_{\mathrm{d}}\boldsymbol{d}\\ \boldsymbol{y}=\boldsymbol{C}\boldsymbol{x}\end{cases}\tag{13}$$

其中，$\boldsymbol{x}=[\alpha\quad q\quad \delta]^{\mathrm{T}}$ 为系统状态，$\boldsymbol{y}$ 为系统输出，$\boldsymbol{B}_{\mathrm{u}}=[0\quad 0\quad 1/\tau]^{\mathrm{T}}$，$\boldsymbol{B}_d=\boldsymbol{I}_{3\times3}$，$\boldsymbol{C}\in\mathbb{R}^{3\times3}$ 均为常值系数矩阵，$\boldsymbol{d}=[d_1\quad d_2\quad d_3]^{\mathrm{T}}$ 为由模型参数不确定与外界干扰综合影响得到的总干扰，即有：

$$\begin{cases}d_1=\Delta f_1\cdot f_1(\alpha)+\Delta b_1\cdot b_1(\alpha)\delta+\Delta d_1\\ d_2=\Delta f_2\cdot f_2(\alpha)+\Delta b_2\cdot b_2\delta+\Delta d_2\\ d_3=(-\delta+u)/[(1+\Delta\tau)\tau]-(-\delta+u)/\tau+\Delta d_3\end{cases}\tag{14}$$

由于系统总干扰不可测，依据 1.2 节的通用扩张状态观测器对总干扰进行估计，得到总干扰估计值 $\hat{\boldsymbol{d}}$。

式(13)中 $\boldsymbol{A}(\boldsymbol{x})$ 为状态相关矩阵，可写为：

$$\boldsymbol{A}(\boldsymbol{x})=\begin{bmatrix}f_{1\alpha}(\alpha) & 1 & b_1(\alpha)\\ f_{2\alpha}(\alpha) & 0 & b_2\\ 0 & 0 & -1/\tau\end{bmatrix}\tag{15}$$

其中

$$\begin{cases}f_1(\alpha)=f_{1\alpha}(\alpha)\cdot\alpha\\ f_2(\alpha)=f_{2\alpha}(\alpha)\cdot\alpha\\ f_{1\alpha}(\alpha)=\dfrac{180QS}{\pi mV}\left[a_n\alpha^2+b_n|\alpha|+c_n\left(2-\dfrac{M}{3}\right)\right]\cos(\alpha)\\ f_{2\alpha}(\alpha)=\dfrac{180QSd}{\pi I_{yy}}\left[a_m\alpha^2+b_m|\alpha|+c_m\left(-7+\dfrac{8M}{3}\right)\right]\end{cases}\tag{16}$$

由此可知，对导弹模型进行扩展线性化，并不同于常规泰勒展开式的近似线性化，而是仅对模型结构形式进行线性化，得到具有线性形式的系统模型，因此这种线性化方式并未降低模型精度。

2.3　综合控制律设计

基于通用扩张状态观测器的控制方法主要用于实现对系统状态的稳定调节，为此需要将系统状态空间模型改写为跟踪误差形式。取期望攻角

指令为 α_c,将状态 $\boldsymbol{x}$ 改写为 $\tilde{\boldsymbol{x}}=[\alpha-\alpha_c \quad q \quad \delta]^{\mathrm{T}}$,则得系统状态空间模型为:

$$\begin{cases}\dot{\tilde{\boldsymbol{x}}}=\boldsymbol{A}(\boldsymbol{x})\tilde{\boldsymbol{x}}+\boldsymbol{B}_{\mathrm{u}}\boldsymbol{u}+\boldsymbol{B}_{\mathrm{d}}\boldsymbol{d}+\bar{\boldsymbol{A}}(\boldsymbol{x})\alpha_c-\dot{\alpha}_c\\ \tilde{\boldsymbol{y}}=\boldsymbol{C}\tilde{\boldsymbol{x}}\end{cases} \tag{17}$$

其中

$$\bar{\boldsymbol{A}}(\boldsymbol{x})=\begin{bmatrix}f_{1\alpha}(\alpha)\\ f_{2\alpha}(\alpha)\\ 0\end{bmatrix} \tag{18}$$

考虑到系统总干扰 $\boldsymbol{d}$ 与 $\bar{\boldsymbol{A}}(\boldsymbol{x})\alpha_c-\dot{\alpha}_c$ 项的影响,取控制指令为:

$$u=u_c+u_{\mathrm{d}}=\boldsymbol{K}_{\mathrm{x}}\tilde{\boldsymbol{x}}+\boldsymbol{K}_{\mathrm{d}}[\hat{\boldsymbol{d}}+\bar{\boldsymbol{A}}(\boldsymbol{x})\alpha_c-\dot{\alpha}_c] \tag{19}$$

其中,$\boldsymbol{K}_{\mathrm{x}}$ 为状态反馈增益,$\boldsymbol{K}_{\mathrm{d}}$ 为干扰补偿增益。

由式(9)可知 $\boldsymbol{K}_{\mathrm{d}}$ 为系统状态系数矩阵与状态反馈增益的表达式,为此首先需要求解状态反馈系数 $\boldsymbol{K}_{\mathrm{x}}$。

考虑到系统系数矩阵为状态相关矩阵,需要在线求解状态反馈系数,因此引入 SDRE 控制方法,忽略外界干扰的影响,考虑系统方程为:

$$\dot{\tilde{\boldsymbol{x}}}=\boldsymbol{A}(\boldsymbol{x})\tilde{\boldsymbol{x}}+\boldsymbol{B}_{\mathrm{u}}\boldsymbol{u}_c \tag{20}$$

取二次型性能指标为:

$$J(u_c)=\int_0^{\infty}(\tilde{\boldsymbol{x}}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{Q}\tilde{\boldsymbol{x}}+ru_c^2)\,\mathrm{d}t \tag{21}$$

其中,加权矩阵 $\boldsymbol{Q}\in\mathbb{R}^{3\times3}$ 为正半定对称阵,$r>0$ 为任意常数。

根据 SDRE 控制方法,得出使性能指标 J 最小的最优控制指令 u_c 为:

$$u_c=\boldsymbol{K}_{\mathrm{x}}\tilde{\boldsymbol{x}},\boldsymbol{K}_{\mathrm{x}}=-\frac{1}{r}\boldsymbol{B}_{\mathrm{u}}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{P} \tag{22}$$

其中 $\boldsymbol{P}$ 为如下代数黎卡提方程的唯一正定对称解阵:

$$\boldsymbol{P}\boldsymbol{A}(\boldsymbol{x})+\boldsymbol{A}^{\mathrm{T}}(\boldsymbol{x})\boldsymbol{P}-\frac{1}{r}\boldsymbol{P}\boldsymbol{B}_{\mathrm{u}}\boldsymbol{B}_{\mathrm{u}}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{P}+\boldsymbol{Q}=\boldsymbol{0} \tag{23}$$

由此,在每个控制周期,需要在线求解状态相关矩阵 $\boldsymbol{A}(\boldsymbol{x})$,并将其看作常数矩阵,通过求解式(23)代数黎卡提方程,即可实时得到系统状态增益与干扰补偿增益,给出控制指令,从而实现导弹对期望攻角的跟踪控制。

3　仿真结果对比分析

为验证所提方法在导弹姿态控制中高精度跟踪与强鲁棒性能,本文对改进 SDRE 姿态跟踪控制律、基于扩张状态观测器的姿态控制律与基于通用扩张状态观测器的鲁棒姿态控制方法进行对比验证。

3.1　控制方法

为实现对姿态跟踪,参照 2.3 节方法,假设系统模型精确已知,即总干扰 $d=0$,得出改进 SDRE 姿态控制律为:

$$u=u_c+u_{\mathrm{d}}=\boldsymbol{K}_{\mathrm{x}}\tilde{\boldsymbol{x}}+\boldsymbol{K}_{\mathrm{d}}[\bar{\boldsymbol{A}}(x)\alpha_c-\dot{\alpha}_c] \tag{24}$$

其中 $\boldsymbol{K}_{\mathrm{x}}$ 与 $\boldsymbol{K}_{\mathrm{d}}$ 可由 2.3 节得出。

作为对比,针对本文算法,文献[13]设计了一种基于扩张状态观测器的控制方法,通过对系统攻角进行连续微分,得出具有连续积分型的系统模型,从而应用基于扩张状态观测器的控制方法,实现对期望攻角的跟踪。

3.2　仿真条件设置

设计期望攻角为:

$$\alpha_c=\begin{cases}15 & t<2\ \mathrm{s}\\ -10, & t<4\ \mathrm{s}\\ 0, & t<6\ \mathrm{s}\\ 10\sin(2\pi ft), & t\geqslant6\ \mathrm{s}\end{cases} \tag{25}$$

其中,$f=1/3$ Hz 为期望正弦信号的频率。

选定控制周期为 0.01 s,对于本文所提方法,取式(21)二次型性能指标中 $\boldsymbol{Q}=\mathrm{diag}[200 \quad 4 \quad 1]$,$r=40$。在每个控制周期中,采用 Schur 解法对代数黎卡提方程进行求解,得出状态反馈系数 $\boldsymbol{K}_{\mathrm{x}}$ 与干扰补偿系数 $\boldsymbol{K}_{\mathrm{d}}$;为确保通用扩张状态观测器收敛,取 $\boldsymbol{C}=\boldsymbol{I}_{3\times3}$,即假设系统状态完全可测,设计观测增益系数为:

$$\boldsymbol{L}=\begin{bmatrix}40 & 0 & 0\\ 0 & 60 & 0\\ 0 & 0 & 80\\ 400 & 0 & 0\\ 0 & 900 & 0\\ 0 & 0 & 1600\end{bmatrix} \tag{26}$$

改进 SDRE 控制方法的各控制参数与本文所提方法各参数一致。由于基于扩张状态观测器的控制采用动态逆控制,设计动态逆控制带宽为10 Hz,取线性扩张状态观测器的观测带宽为 100 Hz。

仿真时,考虑到导弹俯仰通道参数不确定以及外界干扰的影响。取气动系数不确定性为 30%,舵伺服系统时间常数偏差为 10%,攻角与俯仰角速率通道外界总干扰分别为 0.068 6 (°)/s 与 232 (°)/s^2,也即外界干扰力与干扰力矩分别为 5000 N 与 1000 Nm,取舵偏角通道外界干扰为 1 (°)/s。考虑到导弹舵伺服系统的实际特性,取其最大偏转角为 ±20 °,最大偏转角速率为 ±250 (°)/s,因此对控制指令进行 ±20 °饱和限值。取攻角与舵偏角测量噪声均为均值,即零;方差为 0.1 °的高斯白噪声;取俯仰角速率测量噪声

为均值,即零;方差为 1 °的高斯白噪声。

3.3 仿真结果分析

本文算例采用 MATLAB/Simulink 进行编程仿真,选用 CPU 为 Intel Pentium(R) Dual-Core E6600@ 3.06 GHz,内存为 2 GB,操作系统为 Windows XP 的微机实现,仿真结果如图 1 ~ 5 所示。其中 ESOBC,ISDRE 与 GESOBRC 分别表示基于扩张状态观测器的控制、改进 SDRE 控制以及基于通用扩张状态观测器的鲁棒控制。

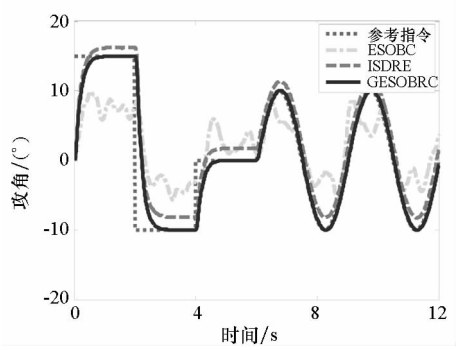


图 1 攻角

Fig. 1 Angle of attack

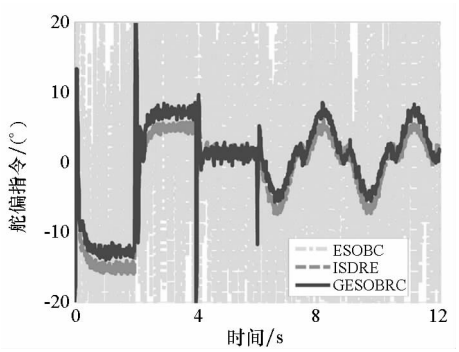


图 2 控制指令

Fig. 2 Control command

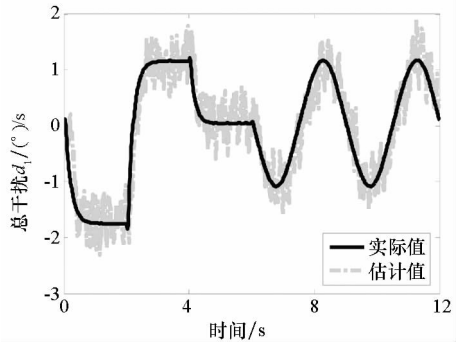


图 3 总干扰 d_1

Fig. 3 Lumped disturbance d_1

从图中可以看出,当系统存在不确定性与外界干扰时,改进的 SDRE 控制方法由于没有考虑总干扰的影响,尽管其能保证攻角处于稳定状态,但与期望攻角存在一个常值偏差。基于扩张状态观测器的控制,由于系统测量噪声的存在,使得测量攻角在连续微分后出现较大振荡,从而导致控制指令发散,降低攻角跟踪性能。而本文所提出的基于通用扩张状态观测器的鲁棒姿态控制方法不仅可以有效克服系统不确定性与外界干扰的影响,而且在较大测量噪声情况下,依然能确保其准确地跟踪期望攻角。此外,由图 3 ~ 5 可以看出,通用扩张状态观测器对系统总干扰的估计精度较高,从而确保控制器能够有效地实现对外界干扰的补偿与抑制。通过对本文所提方法计算周期进行统计,其控制律最大计算周期为 1.3 ms,远小于其控制周期,从而确保本文所提方法计算的实时性问题。

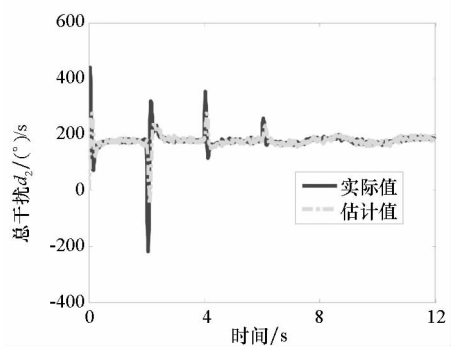


图 4 总干扰 d_2

Fig. 4 Lumped disturbance d_2

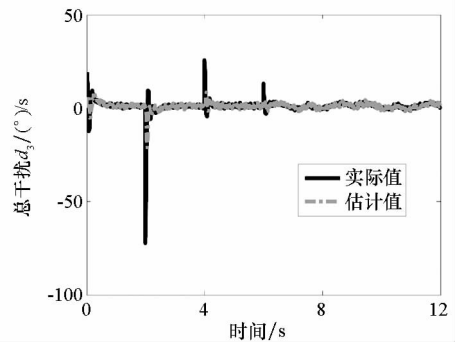


图 5 总干扰 d_3

Fig. 5 Lumped disturbance d_3

4 结论

针对导弹俯仰通道动力学模型中参数不确定性、外界干扰与存在测量噪声的情况,以状态相关矩阵建立具有线性状态空间形式的线性模型,引入基于通用扩张状态观测器的控制方法,实现对总干扰的估计与补偿。同时针对状态反馈增益的设计问题,提出一种改进的 SDRE 姿态跟踪控制方法。通过对比,验证了该方法不仅能够实现对模型不确定性与外界干扰的强鲁棒性,而且在较大测量噪声情况下能够实时准确地跟踪期望攻

角,控制指令变化平缓,具有较强的工程应用价值。

参考文献(References)

[1] 姚红, 周伯昭. 基于多目标进化算法的导弹鲁棒姿控系统设计研究[J]. 宇航学报, 2006, 27(z1): 11 – 14.
YAO Hong, ZHOU Bozhao. Research on design of robust attitude control system of missile based on multiobjective evolutionary algorithm[J]. Journal of Astronautics, 2006, 27(z1): 11 – 14. (in Chinese)

[2] 段广仁, 谭峰, 梁冰. 高速再入飞行器的鲁棒自动驾驶仪设计[J]. 系统工程与电子技术, 2007, 29(11): 1908 – 1911.
DUAN Guangren, TAN Feng, LIANG Bing. Robust autopilot design of high-speed reentry aircrafts[J]. Systems Engineering and Electronics, 2007, 29(11): 1908 – 1911. (in Chinese)

[3] 李雪松, 李颖晖, 李霞, 等. 无人机鲁棒轨迹线性化控制航迹跟踪设计[J]. 系统工程与电子技术, 2012, 34(4): 767 – 772.
LI Xuesong, LI Yinghui, LI Xia, et al. Robust trajectory linearization control design for unmanned aerial vehicle path following[J]. Systems Engineering and Electronics, 2012, 34(4): 767 – 772. (in Chinese)

[4] 陈宇, 董朝阳, 王青, 等. 基于自适应模糊滑模退步控制的直接力/气动力复合控制导弹自动驾驶仪设计[J]. 航空学报, 2007, 28(z1): 141 – 145.
CHEN Yu, DONG Chaoyang, WNAG Qing, et al. Reaction-jet and aerodynamics compound control missile autopilot design based on adaptive fuzzy sliding mode control via backstepping[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2007, 28(z1): 141 – 145. (in Chinese)

[5] Çimen T. Survey of state-dependent Riccati equation in nonlinear optimal feedback control synthesis[J]. Journal of Guidance Control and Dynamics, 2012, 35(4): 1025 – 1047.

[6] Mracek C P, Cloutier J R. Full envelope missile longitudinal autopilot design using the state-dependent Riccati equation method[C]//Proceedings of AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference, AIAA 1997 – 3767, 1997.

[7] Vaddi S, Menon P K, Ohlmeyer E J. Numerical state-dependent Riccati equation approach for missile integrated guidance control[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2009, 32(2): 699 – 703.

[8] Bogdanov A, Wan E. State-dependent Riccati equation control for small autonomous helicopters[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2007, 30(1): 47 – 60.

[9] 李前国, 姜长生, 张春雨. 基于干扰观测器的导弹自动驾驶仪的反演设计[J]. 电光与控制, 2007, 14(5): 130 – 135.
LI Qianguo, JIANG Changsheng, ZHANG Chunyu. Enhanced back-stepping control for missile autopilot based on nonlinear disturbance observer[J]. Electronics Optics & Control, 2007, 14(5): 130 – 135. (in Chinese)

[10] 董飞垚, 雷虎民, 邵雷, 等. 基于扩张状态观测器的导弹纵向控制系统设计[J]. 系统工程与电子技术, 2012, 34(1): 125 – 128.
DONG Feiyao, LEI Humin, SHAO Lei, et al. Design of control system for missile longitudinal plane based on extended state observer[J]. Systems Engineering and Electronics, 2012, 34(1): 125 – 128. (in Chinese)

[11] Li S H, Yang J, Chen W H, et al. Generalized extended state observer based control for systems with mismatched uncertainties[J]. IEEE Transactions on Industrial Electronics, 2012, 59(12): 4792 – 4802.

[12] Gao Z. Active disturbance rejection control: a paradigm shift in feedback control system design[C]//Proceedings of American Control Conference, 2006: 2399 – 2405.

[13] Godbole A A, Libin T R, Talole S E. Extended state observer-based robust pitch autopilot design for tactical missiles[J]//Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers Part G: Journal of Aerospace Engineering, 2012, 226(12): 1482 – 1501.

[14] Reichert R. Modern robust control for missile autopilot design[C]// Proceedings of American Control Conference, 1990.