基于逆动力学和重心估计的飞行控制系统设计

张 晶 申功璋 杨凌宇

(北京航空航天大学 自动化科学与电气工程学院, 北京 100191)

摘 要: 飞机飞行中重心的变化直接影响飞机本身的控制特性,使得控制系统设计更为复杂.提出了一种基于逆动力学和重心估计的飞行控制方法,首先建立了考虑重心偏移的飞机六自由度动力学模型,由此模型推导得到了其逆特性的解析形式,并采用基于重量分布的重心估计系统在线提供重心信息.仿真结果表明,该方法有效地利用了重心在线估计信息,能适应飞机在不同重心时运动特性的变化,具有良好的控制效果,且设计过程简洁,易于实现.

关 键 词: 飞行动力学; 非线性控制系统; 逆问题

中图分类号: V 249

文献标识码: A **文 章 编 号**: 1001-5965(2009)11-1315-05

Design of flight control system based on inverse dynamics and center of gravity estimation

Zhang Jing Shen Gongzhang Yang Lingyu

(School of Automation Science and Electrical Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: Due to the center of gravity varying over a specified range, the aircraft may deviate from its known dynamics, thus bringing special problems to the attitude control system. A synthesis approach based on in-flight estimation of center of gravity position and the inverse dynamics was proposed. First of all, a six degree-of-freedom flight dynamics model of aircraft with center of gravity offset was built. Based on the above model, the inverse dynamics in analytical form was obtained by deducting the dynamic equation. The estimation of center of gravity location could be obtained by the initial and updated weight data. As in-flight estimation of the center of gravity position could be utilized effectively, the simulation results demonstrate good control performance under various possible conditions of center of gravity offset. The proposed method is also clear and easy to implement.

Key words: flight dynamics; nonlinear control systems; inverse problems

飞机飞行中燃油消耗和传输、武器发射、起落架收放以及设备移动等因素均会不同程度地影响重心位置.重心的变化进一步影响了飞机本身的控制特性,主要表现在:①惯性矩、惯性积等参数不断变化;②重心和气动焦点的交互影响产生干扰力矩,时刻改变飞机的控制特性;③重心的偏移导致各通道间的耦合更加严重.针对上述特点,若采用增益调参方法[1],需在传统调参方式的基础上,增加对重心参数的调参,使得控制律的设计更为复杂、繁琐,特别是在反馈参数多、控制律复杂、重心估计精度差的情况下,具有较大的困难;且各平衡点间缺少一定的参数调节规律,需要通过详尽的仿真和实验进行设计结果验证,重心的变化会增大仿真验证的负担,设计过程更耗时、低效.

逆动力学作为一种有效的非线性控制方法,具有物理概念清晰、应用简便的特点[2-3].该方法的基本思想是根据刚体转动方程进行逆运算,只对被控对象可准确描述的转动动力学建立逆模型,不涉及复杂的气动特性,具有良好的通用性.

本文在逆动力学理论的基础上,结合飞机重

收稿日期: 2008-10-28

基金项目: 航空科学基金资助项目(20060718001)

作者简介: 张 晶(1982—),女,河北保定人,博士生,jijizhj1982@163.com.

心可在线估计的特点,将重心偏移估计值引入逆动力学推导中,提出了基于逆动力学和重心在线估计的飞行控制系统设计方法,通过仿真验证了该方法的有效性.

1 总体方案

由于重心偏移对飞机运动特性产生了直接的影响,需建立考虑重心偏移的飞机六自由度动力学模型;在此基础上设计基于重心在线估计和逆动力学的姿态控制器,使飞机在不同重心下仍具有良好的飞行性能.基于此,本文构建姿态控制系统总体方案如图1所示.

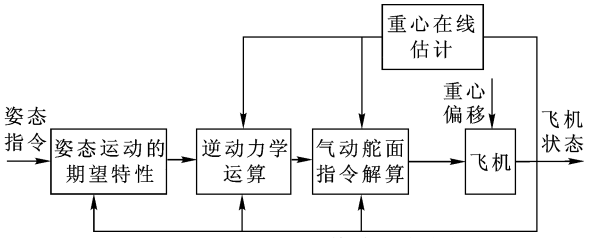

图1 基于逆动力学和重心估计的姿态控制系统

由姿态运动的期望特性可将姿态角指令换算为其二阶导数的指令;然后根据飞机动力学方程的逆特性,结合重心在线估计结果,由逆动力学解算模块求得对合外力矩的需求,这一部分不涉及飞机复杂的气动特性,具有良好的通用性;气动舵面指令解算模块使用在线参数辨识方法[3]对气动力矩公式中的各参数进行在线的估计,由辨识结果和重心估计信息生成舵面的偏转指令;重心在线估计模块是通过在线获取影响重心的各部件或系统的相关数据,结合飞机初始重量信息,由重心的定义估算.

2 考虑重心偏移的飞机动力学模型

假设飞机为刚体,且地面坐标系 $O_g x_g y_g z_g$ 为惯性坐标系,其定义详见参考文献[4];同时考虑重心的偏移而定义机体固连坐标系 $Ox_b y_b z_b$ 如下.

坐标系原点 O 为初始重心位置;x_b 轴位于机体轴线指向机头;y_b 轴垂直于飞机对称平面指向机身右方;z_b 轴在对称平面内与 x_b 轴垂直并指向机身下方.该坐标系为动坐标系,其原点不随重心偏移而变化.

本文建立重心偏移时飞机在动坐标系下的六自由度动力学方程.设现时刻重心相对于原点的偏移量为 $\Delta\boldsymbol{r}$,δm 为一个质量微元,原点到质量微元的矢径为 $\boldsymbol{r}$,则重心到 δm 的矢径 $\bar{\boldsymbol{r}}=\boldsymbol{r}-\Delta\boldsymbol{r}$.原点处的惯性速度为 $\boldsymbol{v}_O$,动坐标系角速度为 $\boldsymbol{\omega}$,如图2所示.

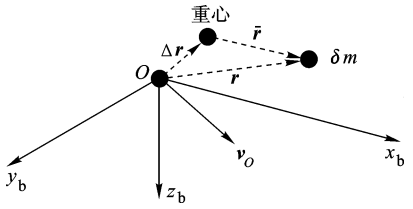

图2 飞机上的一个质量微元

由于飞机为刚体,则 δm 的惯性速度为

$$\boldsymbol{v}=\boldsymbol{v}_O+\boldsymbol{\omega}\times\boldsymbol{r} \tag{1}$$

根据牛顿第二定律,δm 上的合力为

$$\delta\boldsymbol{F}=\delta m\left.\frac{\mathrm{d}\boldsymbol{v}}{\mathrm{d}t}\right|_g \tag{2}$$

式中,$\left.\frac{\mathrm{d}[\cdot]}{\mathrm{d}t}\right|_g$ 为矢量的绝对导数.

因此作用在飞机上的总合外力为所有 δm 上外力的和,即

$$\boldsymbol{F}=\sum\delta\boldsymbol{F}$$

将式(1)、式(2)代入上式可得

$$\boldsymbol{F}=m\left.\frac{\mathrm{d}\boldsymbol{v}_O}{\mathrm{d}t}\right|_g+\left.\frac{\mathrm{d}\left(\boldsymbol{\omega}\times\sum\boldsymbol{r}\delta m\right)}{\mathrm{d}t}\right|_g \tag{3}$$

由于 $\bar{\boldsymbol{r}}$ 是从重心度量的,根据重心定义有 $\sum\bar{\boldsymbol{r}}\delta m=0$.由 $\boldsymbol{r}=\bar{\boldsymbol{r}}+\Delta\boldsymbol{r}$,式(3)可化简为

$$\boldsymbol{F}=m\left.\frac{\mathrm{d}\boldsymbol{v}_O}{\mathrm{d}t}\right|_g+m\left.\frac{\mathrm{d}(\boldsymbol{\omega}\times\Delta\boldsymbol{r})}{\mathrm{d}t}\right|_g \tag{4}$$

将速度矢量的绝对导数和相对导数的关系式投影到动坐标系中[1,5],可得

$$\left.\frac{\mathrm{d}(\boldsymbol{v}_O+\boldsymbol{\omega}\times\Delta\boldsymbol{r})}{\mathrm{d}t}\right|_g=\left.\frac{\mathrm{d}(\boldsymbol{v}_O+\boldsymbol{\omega}\times\Delta\boldsymbol{r})}{\mathrm{d}t}\right|_b+\boldsymbol{\omega}\times(\boldsymbol{v}_O+\boldsymbol{\omega}\times\Delta\boldsymbol{r})_b \tag{5}$$

式中,$\left.\frac{\mathrm{d}[\cdot]}{\mathrm{d}t}\right|_b$ 为矢量的相对导数.

由于飞机为刚体,则 $\left.\frac{\mathrm{d}\Delta\boldsymbol{r}}{\mathrm{d}t}\right|_b=0$[5].根据式(4)和式(5)可得

$$\boldsymbol{F}=m\left.\frac{\mathrm{d}\boldsymbol{v}_O}{\mathrm{d}t}\right|_b+m\left.\frac{\mathrm{d}\boldsymbol{\omega}}{\mathrm{d}t}\right|_b\times\Delta\boldsymbol{r}+m\boldsymbol{\omega}\times(\boldsymbol{v}_O+\boldsymbol{\omega}\times\Delta\boldsymbol{r}) \tag{6}$$

同理,可推导飞机在合外力矩作用下的角运动方程.由动量矩定义,δm 相对原点的动量矩为

$$\delta\boldsymbol{H}=(\boldsymbol{r}\times\boldsymbol{v})\delta m \tag{7}$$

将式(1)代入式(7)可得总动量矩为

$$\boldsymbol{H}=\sum[\boldsymbol{r}\times(\boldsymbol{\omega}\times\boldsymbol{r})]\delta m+\sum(\boldsymbol{r}\times\boldsymbol{v}_O)\delta m \tag{8}$$

根据 $\boldsymbol{r}=\bar{\boldsymbol{r}}+\Delta\boldsymbol{r}$,可将式(8)化简为

$$\boldsymbol{H}=m\Delta\boldsymbol{r}\times\boldsymbol{v}_O+\boldsymbol{I}\boldsymbol{\omega} \tag{9}$$

式中,$\boldsymbol{I}$ 为机体对于动参考系的转动惯量矩阵.

将动量矩矢量的绝对导数和相对导数的关系式投影到动坐标系中,即

$$\left.\frac{\mathrm{d}\boldsymbol{H}}{\mathrm{d}t}\right|_{\mathrm{g}}=\left.\frac{\mathrm{d}\boldsymbol{H}}{\mathrm{d}t}\right|_{\mathrm{b}}+\boldsymbol{\omega}\times(\boldsymbol{H})_{\mathrm{b}} \tag{10}$$

由力矩定义,相对于原点的合外力矩为[5]

$$\boldsymbol{M}=\sum\left(\boldsymbol{r}\times\left.\frac{\mathrm{d}\boldsymbol{v}}{\mathrm{d}t}\right|_{\mathrm{g}}\right)\delta m$$

由重心定义和 $\boldsymbol{r}=\bar{\boldsymbol{r}}+\Delta\boldsymbol{r}$,结合式(1)和式(7)整理可得 $\boldsymbol{M}$ 与动量矩的关系式为

$$\boldsymbol{M}=\left.\frac{\mathrm{d}\boldsymbol{H}}{\mathrm{d}t}\right|_{\mathrm{g}}+m\boldsymbol{v}_O\times(\boldsymbol{\omega}\times\Delta\boldsymbol{r}) \tag{11}$$

将式(9)、式(10)代入式(11)得

$$\begin{aligned}\boldsymbol{M}=&\boldsymbol{I}\left.\frac{\mathrm{d}\boldsymbol{\omega}}{\mathrm{d}t}\right|_{\mathrm{b}}+m\Delta\boldsymbol{r}\times\left.\frac{\mathrm{d}\boldsymbol{v}_O}{\mathrm{d}t}\right|_{\mathrm{b}}+\\&\boldsymbol{\omega}\times\boldsymbol{I}\boldsymbol{\omega}+m\boldsymbol{\omega}\times(\Delta\boldsymbol{r}\times\boldsymbol{v}_O)+\\&m\boldsymbol{v}_O\times(\boldsymbol{\omega}\times\Delta\boldsymbol{r})\end{aligned} \tag{12}$$

将 $\boldsymbol{v}_O$,$\boldsymbol{\omega}$ 和 $\Delta\boldsymbol{r}$ 在动坐标系中分解可得

$$\left.\begin{aligned}\boldsymbol{v}_O&=\boldsymbol{i}u+\boldsymbol{j}v+\boldsymbol{k}w\\\boldsymbol{\omega}&=\boldsymbol{i}p+\boldsymbol{j}p+\boldsymbol{k}r\\\Delta\boldsymbol{r}&=\boldsymbol{i}\Delta x+\boldsymbol{j}\Delta y+\boldsymbol{k}\Delta z\end{aligned}\right\} \tag{13}$$

式中,$\boldsymbol{i}$,$\boldsymbol{j}$,$\boldsymbol{k}$ 分别为动坐标系 x_{b} 轴、y_{b} 轴和 z_{b} 轴的单位向量;u,v,w 为 3 轴速度分量;p,q,r 为 3 轴角速度分量.

将 $\boldsymbol{F}$ 和 $\boldsymbol{M}$ 向动坐标系内分解得

$$\left.\begin{aligned}\boldsymbol{F}&=\boldsymbol{i}X+\boldsymbol{j}Y+\boldsymbol{k}Z\\\boldsymbol{M}&=\boldsymbol{i}L+\boldsymbol{j}M+\boldsymbol{k}Z\end{aligned}\right\} \tag{14}$$

式中,X,Y,Z 为 3 轴合外力分量;L,M,N 为 3 轴合外力矩分量.将式(6)、式(12)和式(13)代入上式推导可得如下方程:

$$\left.\begin{aligned}X=&m[\dot{u}-rv+qw-(q^2+r^2)\Delta x+\\&(pq-\dot{r})\Delta y+(pr+\dot{q})\Delta z]\\Y=&m[\dot{v}+ru-pw+(pq+\dot{r})\Delta x-\\&(p^2+r^2)\Delta y+(qr-\dot{p})\Delta z]\\Z=&m[\dot{w}+pv-qu+(pr-\dot{q})\Delta x+\\&(qr+\dot{p})\Delta y-(p^2+q^2)\Delta z]\\L=&I_x\dot{p}-I_{xy}\dot{q}-I_{xz}\dot{r}+I_{xy}pr-\\&I_{xz}pq+(I_z-I_y)qr+I_{yz}(r^2-q^2)+\\&m(\dot{w}-qu+pv)\Delta y-m(\dot{v}+ru-pw)\Delta z\\M=&-I_{xy}\dot{p}+I_y\dot{q}-I_{yz}\dot{r}+I_{yz}pq-I_{xy}qr+\\&(I_x-I_z)pr+I_{xz}(p^2-r^2)-\\&m(\dot{w}+pv-qu)\Delta x+m(\dot{u}-rv+qw)\Delta z\\N=&-I_{xz}\dot{p}-I_{yz}\dot{q}+I_z\dot{r}-I_{yz}pr+I_{xz}qr+\\&(I_y-I_x)pq+I_{xy}(q^2-p^2)+\\&m(\dot{v}-pw+ru)\Delta x-m(\dot{u}+qw-rv)\Delta y\end{aligned}\right\} \tag{15}$$

式中,I_x,I_y,I_z 分别为绕 x_{b} 轴、y_{b} 轴和 z_{b} 轴的转动惯量;I_{xy},I_{yz},I_{xz} 为惯性积.

3　姿态控制系统设计

3.1　姿态运动期望特性的配置

$\boldsymbol{M}$ 对飞机姿态运动的影响体现为姿态角的二阶导数[2-3],可将姿态角的期望动态特性构造为二阶线性形式,用自然频率、阻尼比进行定量描述.期望的姿态角动态方程为

$$\left.\begin{aligned}\ddot{\varphi}_{\mathrm{c}}&=\omega_{\mathrm{n1}}^2(\varphi_{\mathrm{c}}-\varphi)-2\omega_{\mathrm{n1}}\xi_1\dot{\varphi}\\\ddot{\theta}_{\mathrm{c}}&=\omega_{\mathrm{n2}}^2(\theta_{\mathrm{c}}-\theta)-2\omega_{\mathrm{n2}}\xi_2\dot{\theta}\\\ddot{\psi}_{\mathrm{c}}&=\omega_{\mathrm{n3}}^2(\psi_{\mathrm{c}}-\psi)-2\omega_{\mathrm{n3}}\xi_3\dot{\psi}\end{aligned}\right\} \tag{16}$$

式中,φ,θ,ψ 分别为滚转角、俯仰角、偏航角;ω_{ni},ξ_i($i=1,2,3$)为期望的自然频率和阻尼比,其取值直接影响姿态控制的动态特性.

姿态角导数$[\dot{\varphi},\dot{\theta},\dot{\psi}]^{\mathrm{T}}$ 由下式计算:

$$\left.\begin{aligned}\dot{\varphi}&=p+(r\cos\varphi+q\sin\varphi)\tan\theta\\\dot{\theta}&=q\cos\varphi-r\sin\varphi\\\dot{\psi}&=\frac{1}{\cos\theta}(r\cos\varphi+q\sin\varphi)\end{aligned}\right\} \tag{17}$$

式中,p,q,r 及姿态角均可由传感器测量得到.

3.2　逆动力学运算

在上一节的基础上,根据姿态运动的期望动态特性$[\ddot{\varphi}_{\mathrm{c}},\ddot{\theta}_{\mathrm{c}},\ddot{\psi}_{\mathrm{c}}]^{\mathrm{T}}$ 可求得$[\dot{p}_{\mathrm{c}},\dot{q}_{\mathrm{c}},\dot{r}_{\mathrm{c}}]^{\mathrm{T}}$,由重心估计模块在线提供重心变化估计 $\Delta\hat{\boldsymbol{r}}=[\Delta\hat{x},\Delta\hat{y},\Delta\hat{z}]^{\mathrm{T}}$,最后根据式(15)即可得到力矩需求.

由式(17)可得机体转动角速度$[p,q,r]^{\mathrm{T}}$ 为

$$\left.\begin{aligned}p&=\dot{\varphi}-\dot{\psi}\sin\theta\\q&=\dot{\theta}\cos\varphi+\dot{\psi}\cos\theta\sin\varphi\\r&=-\dot{\theta}\sin\varphi+\dot{\psi}\cos\theta\cos\varphi\end{aligned}\right\} \tag{18}$$

对式(18)求导,并将姿态角二阶导数指令$[\ddot{\varphi}_{\mathrm{c}},\ddot{\theta}_{\mathrm{c}},\ddot{\psi}_{\mathrm{c}}]^{\mathrm{T}}$ 代入即可得期望的角加速度:

$$\left.\begin{aligned}\dot{p}_{\mathrm{c}}=&\ddot{\varphi}_{\mathrm{c}}-\cos\theta\dot{\theta}\dot{\psi}-\sin\theta\ddot{\psi}_{\mathrm{c}}\\\dot{q}_{\mathrm{c}}=&-\sin\theta\sin\varphi\dot{\theta}\dot{\psi}+\cos\theta\cos\varphi\dot{\varphi}\dot{\psi}+\\&\cos\theta\sin\varphi\ddot{\psi}_{\mathrm{c}}-\sin\varphi\dot{\varphi}\dot{\theta}+\cos\varphi\ddot{\theta}_{\mathrm{c}}\\\dot{r}_{\mathrm{c}}=&-\sin\theta\cos\varphi\dot{\theta}\dot{\psi}-\cos\theta\sin\varphi\dot{\varphi}\dot{\psi}+\\&\cos\theta\cos\varphi\ddot{\psi}_{\mathrm{c}}-\cos\varphi\dot{\varphi}\dot{\theta}-\sin\varphi\ddot{\theta}_{\mathrm{c}}\end{aligned}\right\} \tag{19}$$

将$[\dot{p}_{\mathrm{c}},\dot{q}_{\mathrm{c}},\dot{r}_{\mathrm{c}}]^{\mathrm{T}}$ 和 $\Delta\hat{\boldsymbol{r}}=[\Delta\hat{x},\Delta\hat{y},\Delta\hat{z}]^{\mathrm{T}}$ 代入式(15),则可得力矩指令$[L_{\mathrm{c}},M_{\mathrm{c}},N_{\mathrm{c}}]^{\mathrm{T}}$.

3.3　气动舵面指令解算

气动舵面指令是根据气动力矩指令$[L_{\mathrm{c}}^{\mathrm{a}},M_{\mathrm{c}}^{\mathrm{a}},N_{\mathrm{c}}^{\mathrm{a}}]^{\mathrm{T}}$ 解算得到的,因此须将 3.2 节求出的合外力

矩需求去掉由推力和 $\Delta\hat{\boldsymbol{r}}$ 产生的附加力矩，即

$$L_c^a = L_c - L_f$$
$$M_c^a = M_c - M_f$$
$$N_c^a = N_c - N_f$$

由推力和重心变化产生的附加力矩之和为

$$L_f = -P_y l_z + G_z \Delta\hat{y} - G_y \Delta\hat{z}$$
$$M_f = P_x l_z - P_z l_x + G_x \Delta\hat{z} - G_z \Delta\hat{x}$$
$$N_f = P_y l_x + G_y \Delta\hat{x} - G_x \Delta\hat{y}$$

式中，l_x，l_z 分别为机体系中喷口相对坐标原点的位置；$[P_x, P_y, P_z]^T$，$[G_x, G_y, G_z]^T$ 分别为推力和重力在机体系的分量. 根据气动力矩指令可解算得到气动舵面指令. 以纵向为例，俯仰力矩为

$$\left.\begin{aligned} M &= QSc_A C_m \\ C_m &= C_{m0} + C_{m\alpha}\alpha + C_{mq}q + C_{m\dot{\alpha}}\dot{\alpha} + C_{m\delta_e}\delta_e \end{aligned}\right\} \tag{20}$$

式中，S，c_A 分别为机翼面积和平均气动弦；动压 Q、迎角 α、俯仰角速度 q 由测量获得；气动系数 C_{m0}，$C_{m\alpha}$，C_{mq}，$C_{m\dot{\alpha}}$，$C_{m\delta_e}$ 由在线辨识得到；δ_e 为升降舵偏角. 该方法能有效地适应飞机气动特性的变化，增强了控制系统的鲁棒性，且具有准确性高、实时性好等优点，具体实现见参考文献[3].

将 M_c^a 代入式(20)，则可计算得到纵向气动舵面偏角指令：

$$\delta_{ec} = \frac{1}{C_{m\delta_e}}\left[\frac{M_c^a}{QSc_A} - (C_{m0} + C_{m\alpha}\alpha + C_{mq}q + C_{m\dot{\alpha}}\dot{\alpha})\right]$$

同理可得到其它舵面的偏转指令.

3.4 基于重量分布的重心估计

本节采用基于重量分布的重心估计思想，根据机载计算机中存储的飞机初始重量信息，结合实时采集的燃油系统、起落架、武器系统、机载设备等相关重量数据，经在线综合解算获得重心位置，该方法原理简单、工程实用性强，具有较高的精度，且适于所有飞机布局和飞行状态.

由飞机重心的定义[6]

$$\boldsymbol{x}_g = \frac{\sum_{k=1}^{l} W_k \boldsymbol{x}_{gk}}{\sum_{k=1}^{l} W_k}$$

式中，W_k，$\boldsymbol{x}_{gk}$ 分别为飞机第 k 个部件(系统)的重量和重心位置，$k=1,2,\cdots,l$.

根据在线更新的飞机各部件重量及对应的重心坐标，可实时估算飞机的重心，即

$$\hat{\boldsymbol{x}}_g = \frac{\sum_{k=1}^{l}(W_{k0} + \Delta W_k)(\boldsymbol{x}_{gk0} + \Delta\boldsymbol{x}_{gk})}{\sum_{k=1}^{l}(W_{k0} + \Delta W_k)}$$

式中，W_{k0}，$\boldsymbol{x}_{gk0}$ 分别为飞机第 k 个部件的初始重量和重心位置；ΔW_k，$\Delta\boldsymbol{x}_{gk}$ 分别为各部件重量和重心的变化量.

由 $\hat{\boldsymbol{x}}_g$ 和初始重心位置 $\boldsymbol{x}_{g0}$ 可得重心变化为

$$\Delta\hat{\boldsymbol{r}} = \hat{\boldsymbol{x}}_g - \boldsymbol{x}_{g0}$$

4 仿真分析

为验证本文控制系统的有效性，以某型飞机为对象进行了仿真分析.

飞机的初始状态为：高度 $H=11$ km，飞行速度 $V=236$ m/s，$\theta=4.2°$，飞机的标称重心为 $0.28c_A$. 在第 3 s 加入重心偏移量 $\Delta x=0.3$ m，$\Delta y=0.1$ m，$\Delta z=0.1m$，根据重心估计模块可在线得到重心变化的估计值为 $\Delta\hat{x}=0.285$ m，$\Delta\hat{y}=0.096$ m，$\Delta\hat{z}=0.105$ m. 选取期望的阻尼比和自然频率为 $\boldsymbol{\xi}=[1.1,1.0,1.1]^T$，$\boldsymbol{\omega}_n=[4.0,3.4,4.0]^T$，在俯仰和滚转通道施加 10°方波指令，并与无重心估计补偿的动态逆方法比较，姿态响应对比曲线如图 3 所示，本文方法的舵面偏转曲线如图 4 所示.

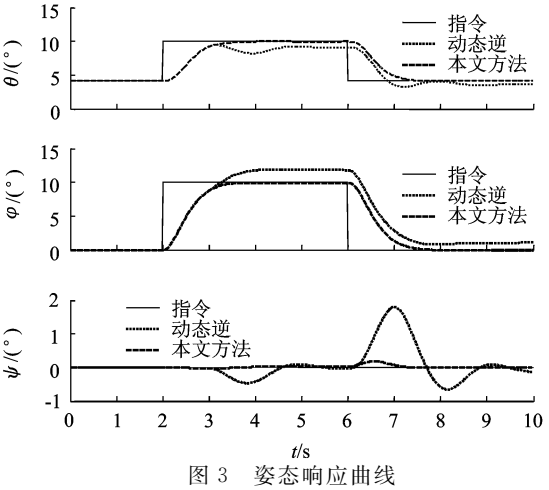

图 3 姿态响应曲线

由仿真结果可知，当重心发生偏移时，无重心估计补偿的动态逆方法的控制效果明显变差，且各通道间的耦合增强；而采用本文的方法，通过重心估计实现了对飞机运动特性变化的补偿，从而减小了通道间耦合，各通道具有较好的控制效果，体现了控制系统的适应性和稳定性；且在一定的重心估计误差下仍能较好地跟踪指令，系统具有一定的鲁棒性.

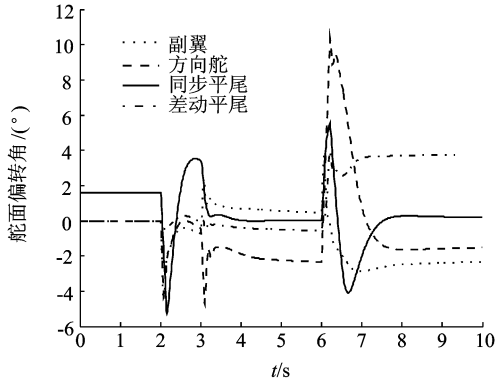

图 4　舵面偏转角曲线

5　结 束 语

针对重心变化飞机飞行控制问题的特殊性,本文提出了一种基于逆动力学和重心在线估计的飞行控制方法,避免了增益调参方法设计耗时、低效的缺点.仿真结果表明该方法具有良好的控制效果.

参考文献(References)

[1] Nguyen N, Krishnakumar K, Kaneshige J, et al. Dynamics and adaptive control for stability recovery of damaged asymmetric aircraft[R]. AIAA-2006-6049, 2006

[2] Ostroff A J, Bacon B J. Force and moment approach for achievable dynamics using nonlinear dynamic inversion[R]. AIAA-99-4001, 1999

[3] 柳嘉润,申功璋. 基于逆动力学和在线参数辨识的飞机姿态控制[J]. 北京航空航天大学学报, 2005, 31(2): 111－115
Liu Jiarun, Shen Gongzhang. Attitude control based on inverse dynamics and online parameter identification[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2005, 31(2): 111－115 (in Chinese)

[4] 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: 8－11
Wu Sentang, Fei Yuhua. Flight control system[M]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics Press, 2005: 8－11 (in Chinese)

[5] Bacon B J, Gregory I M. General equations of motion for a damaged asymmetric aircraft[R]. AIAA-2007-6306, 2007

[6] 飞机设计手册总编委会. 飞机设计手册第 4 册:军用飞机总体设计[M]. 北京:航空工业出版社, 2005: 215－255
Aircraft Design Manual Committee. Aircraft design manual, part 4: Conceptual design of military aircraft[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2005: 215－255 (in Chinese)

(编　辑:刘登敏)

(上接第 1314 页)

[3] 黄香馥,王兆明,朱雄国. 宽带匹配网络 [M]. 西安:西北电讯工程学院出版社, 1987: 1－46, 129－162
Huang Xiangfu, Wang Zhaoming, Zhu Xiongguo. Broadband matching network[M]. Xi'an: Northwest Dispatch Project Academy Press, 1987: 1－46, 129－162(in Chinese)

[4] 徐宝昌,陈哲,赵龙. 一种改进的最小二乘景象匹配算法[J]. 北京航空航天大学学报,2005,31(8):848－852
Xu Baochang, Chen Zhe, Zhao Long. Improved lest-squares scene matching algorithm[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2005,31(8):848－852(in Chinese)

[5] 孙保华,纪奕才,刘其中. VHF/UHF 天线宽带匹配网络的优化设计与实验研究 [J]. 电子学报,2002 ,30(6):797－799
Sun Baohua, Ji Yicai, Liu Qizhong. On the optimal design and experiment of a broadband matching network for a VHF/UHF antenna[J]. Acta Electronica Sinica, 2002,30(6):797－799(in Chinese)

[6] Villanen J, Vainikainen P. Optimum dual-resonant impedance matching of coupling element based mobile terminal antenna structures [J]. Microwave Opt Technol Lett, 2007, 49: 2472－2477

[7] Omar M Ramahi, Raj Mittra. Design of a matching network for an HF antenna using the real frequency method [J]. IEEE Transactions on Antennas and Propagation, 1989, 37(4):506－509

[8] Binboga Siddik, Metin Sengul, Ali Kilinc. Design of practical matching networks with lumped elements via modeling[J]. IEEE Transactions on Circuits and Systems, 2007, 54(8) : 1829－1837

[9] Omar M Ramahi. Design of a matching network for an HF antenna using the real frequency method [J]. IEEE Transaction on Antennas and Propacation, 1989:506－5

(编　辑:娄　嘉)