基于自适应动态逆的自动空中加油轨迹跟踪

盖文东 王宏伦 李大伟

(北京航空航天大学 飞行器控制一体化技术重点实验室, 北京 100191)

摘 要: 针对自动空中加油(AAR, Automated Aerial Refueling)的受油机轨迹跟踪控制问题,采用导引环与姿态控制环分离的控制策略,提出了基于非线性路径跟随导引和自适应神经网络动态逆的受油机轨迹跟踪控制方法.该方法将改进的非线性导引应用于受油机横、纵向导引控制,使用自适应神经网络在姿态角速率回路补偿外界干扰和系统模型误差,并利用比例-积分型姿态角速率误差动态方程设计自适应神经网络权值更新律.仿真结果表明:在受油机接近加油机过程中,该方法有效提高了受油机轨迹跟踪控制系统的抗干扰能力和对模型不确定性的自适应能力,能够满足自动空中加油的控制要求.

关 键 词: 自动空中加油; 非线性导引; 轨迹跟踪; 自适应神经网络

中图分类号: V 249.1

文献标识码: A **文 章 编 号**: 1001-5965(2012)05-0585-06

Trajectory tracking for automated aerial refueling based on adaptive dynamic inversion

Gai Wendong Wang Honglun Li Dawei

(Science and Technology on Aircraft Control Laboratory, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: Receiver aircraft trajectory tracking control is studied during the automated aerial refueling (AAR). The method of the outer guidance loop and inner control loop was adopted. The method was proposed to combine the nonlinear path-following guidance and adaptive neural networks, and was used in receiver aircraft trajectory tracking. The improved nonlinear guidance law was used to guide the receiver aircraft in longitude and latitude. The disturbance and model error were compensated in the angular rates loop. The angular rate error equations with proportional-integral desired dynamics were used to design the update law for the adaptive neural networks. Results show, during the receiver aircraft approaching to the tanker, by using this method, the receiver aircraft ability of restraining disturbance and accommodating model error can be improved effectively, and the control requirement in automated aerial refueling can be met.

Key words: automated aerial refueling; nonlinear guidance; trajectory tracking; adaptive neural networks

随着无人作战飞行器(UCAV, Unmanned Combat Aerial Vehicles)的研制与应用,迫切需要安全、可靠的自动空中加油(AAR, Automated Aerial Refueling)技术来增加其有效载荷、拓展其航程、延长其执行任务时间,减少其对前沿机场的依赖.与此同时,AAR 技术也可以有效减轻有人机飞行员执行空中加油任务的操纵负担,提高空中加油的安全性和效率[1].

在受油机接近加油机的过程中,无论是硬式还是软式空中加油,都需要精确控制受油机飞行轨迹.而且,加油机尾涡对其后的受油机影响明显,文献[2-3]根据马蹄涡理论,通过气动等效

收稿日期: 2011-03-01; **网络出版时间**: 2012-05-22 16:10

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20120522.1610.016.html

基金项目: 中央高校基本科研业务费专项资金资助项目(YWF-10-01-B015)

作者简介: 盖文东(1982-),男,山东淄博人,博士生,gaibuaa@asee.buaa.edu.cn.

方法,将尾涡影响等效为作用于受油机的风扰动. 另外,受油机还会受到大气风场的干扰,因此,受油机需要具备在较强风干扰下精确控制飞行轨迹的能力.

飞行器轨迹跟踪控制有两种方式:将控制器分为外层导引环和内层控制环,导引环产生导引指令,控制环跟踪该指令;将内外环综合考虑同时设计. 文献[4-5]均为后一种方式,分别采用线性二次型方法和基于比例-积分的全状态反馈方法,在受油机线性化模型基础上,设计受油机轨迹跟踪控制系统,实现了三维轨迹跟踪控制,但并未考虑尾涡等风扰动影响. 内外环分离的轨迹跟踪方式物理概念更明确,也更易实现. 文献[6]采用纯追踪法设计导引环,非线性动态逆设计姿态控制环,以实现两架无人机接近与编队飞行,但并未考虑风扰动和逆误差的影响.

文献[7]提出一种非线性路径跟随导引方法,并将其应用于侧风影响下的双机编队飞行控制,取得了较好的控制效果. 但该导引方法仅用于飞行器的横侧向导引控制,且缺乏对于模型不确定性的自适应能力. 文献[8]在直升机姿态角控制回路采用自适应神经网络补偿系统逆误差,取得了较好的姿态控制效果,但存在稳态误差,而且当需要较大自适应增益以抵消模型不确定性时容易出现振荡现象. 文献[9]采用了类似文献[8]的控制结构,将姿态角误差动态方程由比例-微分型改进为比例-积分型,在一定程度上提高了系统稳态性能,但大自适应增益时的振荡现象依然存在.

本文分别对非线性路径跟随导引和自适应神经网络动态逆方法进行改进,通过仿真比较,验证了该轨迹跟踪控制方法的有效性.

1 非线性导引律

1.1 非线性导引的基本原理

非线性路径跟随导引方法是一种改进的纯追踪法,其导引指令使飞行器接近、并沿着期望轨迹飞行,其基本原理如图 1[7] 所示. 指定参考轨迹上一参考点,则导引指令为

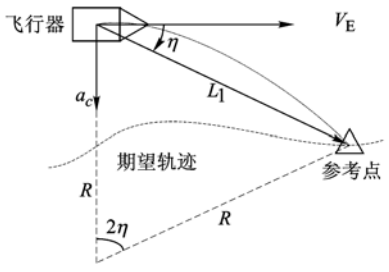


图 1 非线性导引律原理图

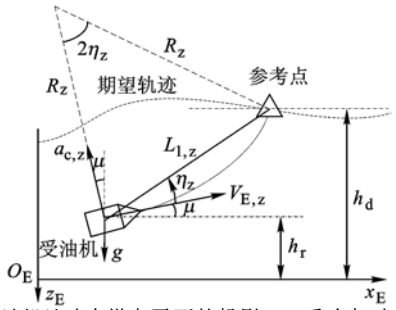
$$a_c = 2V_E^2 \sin\eta / L_1 \tag{1}$$

式中,V_E 为飞行器地速;η 为 V_E 到 L_1 的偏转角;L_1 为参考点到飞行器的距离.

由图 1 可知在某一瞬时,a_c 使飞行器沿着与 V_E 相切的半径为 R 的弧线轨迹飞抵参考点.

1.2 受油机纵向非线性导引律

当受油机跟踪纵向期望轨迹时,其非线性导引律示意图如图 2 所示.



$V_{E,z}$—受油机地速在纵向平面的投影;g—重力加速度;μ—航迹倾斜角;$L_{1,z}$—受油机到参考点的距离;h_r—受油机实际飞行高度;h_d—期望高度;η_z - $V_{E,z}$到 $L_{1,z}$的高低角.

图 2 纵向导引律示意图

图 2 中纵向导引指令 $a_{c,z}$ 使受油机沿着与 $V_{E,z}$ 相切的半径为 R_z 的弧线轨迹飞抵参考点,表达式为

$$V_{E,z}^2 / R_z = a_{c,z} - g\cos\mu \tag{2}$$

由图 2 几何关系得

$$R_z = L_{1,z} / 2\sin\eta_z \tag{3}$$

将式(3)代入式(2)得

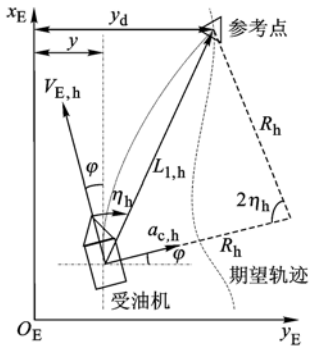
$$a_{c,z} = 2V_{E,z}^2 \sin\eta_z / L_{1,z} + g\cos\mu \tag{4}$$

式中,$L_{1,z}$可根据期望的纵向跟踪性能选择,η_z 的正负满足右手定则. 根据图 2 几何关系可得

$$\eta_z = -\mu + \text{arcain}[(h_r - h_d)/L_{1,z}] \tag{5}$$

1.3 受油机横侧向非线性导引律

当受油机跟踪横侧向期望轨迹时,非线性导引律示意图如图 3 所示.



$V_{E,h}$—受油机地速在横侧向平面的投影;$L_{1,h}$—受油机到参考点的距离;φ—航迹方位角;y—受油机实际侧向距离;y_d—期望侧向距离;η_h—$V_{E,h}$到 $L_{1,h}$的方位角.

图 3 横侧向导引律示意图

采用类似纵向的方法可得横侧向非线性导引指令 $a_{c,h}$ 为

$$a_{c,h} = 2\frac{V_{E,h}^2}{L_{1,h}}\sin\eta_h \tag{6}$$

式中,$L_{1,h}$ 可根据期望的横侧向跟踪性能选择,η_h 的正负满足右手定则. 由图 3 几何关系得

$$\eta_h = \{\varphi + \arcsin[(y - y_d)/L_{1,h}]\} \tag{7}$$

2　受油机姿态角控制指令

式(4)和式(6)得到的导引指令需转换为受油机姿态角指令,即将 $a_{c,z}$ 和 $a_{c,h}$ 分别转换为迎角指令 α_c 和滚转角指令 ϕ_c. 但由于 $a_{c,z}$ 和 $a_{c,h}$ 均定义在受油机航迹坐标系中,因此需要通过坐标变换,分别转换到气流坐标系和机体坐标系中.

受油机气流坐标系下纵向力方程[10]为

$$ma_{lon} = -F_T\sin\alpha - L + mg_1 \tag{8}$$

式中,a_{lon} 为纵向加速度;F_T 为发动机推力;α 为迎角;L 为升力;m 为质量;

$$g_1 = g(\sin\alpha\sin\theta + \cos\alpha\cos\phi\cos\theta) \tag{9}$$

式中,θ 为俯仰角;ϕ 为滚转角;

$$L = C_{L\alpha}(\alpha + \alpha_0)QS \tag{10}$$

式中,$C_{L\alpha}$ 为升力线斜率;α_0 为零升迎角;Q 为动压;S 为机翼面积.

式(4)得到的 $a_{c,z}$ 转换到气流坐标系为 a_{qcz},代替式(8)的 a_{lon} 得

$$ma_{qcz} = -F_T\sin\alpha - L + mg_1 \tag{11}$$

将式(10)代入上式得

$$\alpha_c = -\alpha_0 + \frac{-F_T\sin\alpha + m(g_1 - a_{qcz})}{C_{L\alpha}QS} \tag{12}$$

受油机机体坐标系下横侧向力方程[10]为

$$ma_{lat} = -D\sin\beta + Y\cos\beta + mg\cos\theta\sin\phi \tag{13}$$

式中,a_{lat} 为横侧向加速度;D 为阻力;Y 为侧力;β 为侧滑角.

式(6)得到的 $a_{c,h}$ 转换到机体坐标系为 a_{qch},代替式(13)的 a_{lat} 得

$$ma_{qch} = -D\sin\beta + Y\cos\beta + mg\cos\theta\sin\phi \tag{14}$$

受油机进行横侧向机动,需保持协调转弯,即 $\beta=0$;同时假定 $Y\approx0$,θ 和 ϕ 均较小,则式(14)可简化为

$$a_{qch} \approx g\sin\phi \approx g\phi \tag{15}$$

由式(15)得

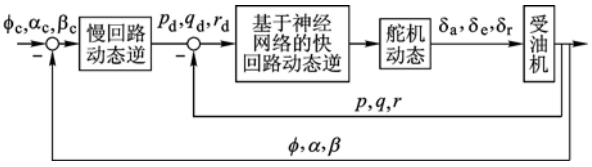
$$\phi_c = a_{qch}/g \tag{16}$$

协调转弯要求侧滑角指令为

$$\beta_c = 0 \tag{17}$$

3　受油机姿态控制

根据时标分离原则,将受油机姿态控制分解为姿态角慢回路和角速率快回路. 采用非线性动态逆方法设计姿态角慢回路,而采用基于线性状态方程的动态逆方法设计角速率快回路,并采用自适应神经网络在角速率快回路实现模型误差补偿. 受油机姿态控制结构图如图 4 所示.



p_d,q_d,r_d—期望角速率指令;p,q,r—角速率反馈值;$\delta_a,\delta_e,\delta_r$—舵面偏转指令.

图 4　受油机姿态控制结构图

3.1　基于动态逆的姿态角慢回路设计

期望的慢回路动态为

$$\begin{bmatrix} U_\phi \\ U_\alpha \\ U_\beta \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} K_\phi(\phi_c - \phi) \\ K_\alpha(\alpha_c - \alpha) \\ K_\beta(\beta_c - \beta) \end{bmatrix} \tag{18}$$

式中,U_ϕ,U_α,U_β 为姿态角伪指令;K_ϕ,K_α,K_β 为被控状态(ϕ,α,β)的带宽,可根据期望动态性能选取. 姿态角的动态方程[6]为

$$\left.\begin{aligned} \dot\phi &= p + \tan\theta(q\sin\phi + r\cos\phi) \\ \dot\alpha &= \frac{1}{mV_T\cos\beta}[-F_T\sin\alpha - L + mg_1 + \\ &\quad mV_T(-p\cos\alpha\sin\beta + q\cos\beta - r\sin\alpha\sin\beta)] \\ \dot\beta &= \frac{1}{mV_T}[-F_T\cos\alpha\sin\beta + Y + mg_2 + \\ &\quad mV_T(p\sin\alpha - r\cos\alpha)] \end{aligned}\right\} \tag{19}$$

式中,V_T 为空速;g_1 可由式(9)得到;

$$g_2 = g(\cos\alpha\sin\beta\sin\theta + \cos\beta\sin\phi\cos\theta - \sin\alpha\sin\beta\cos\phi\cos\theta) \tag{20}$$

将式(19)进行整理,从中解出姿态角速率 $(p,q,r)^T$,并分别用 $(p_d,q_d,r_d)^T$、$(U_\phi,U_\alpha,U_\beta)^T$ 代替 $(p,q,r)^T$ 和 $(\dot\phi,\dot\alpha,\dot\beta)$ 得

$$\begin{bmatrix} p_d \\ q_d \\ r_d \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & \sin\phi\tan\theta & \cos\phi\tan\theta \\ -\cos\alpha\tan\beta & 1 & -\sin\alpha\tan\beta \\ \sin\alpha & 0 & -\cos\alpha \end{bmatrix}^{-1} \cdot \begin{bmatrix} U_\phi \\ U_\alpha - A_\alpha \\ U_\beta - A_\beta \end{bmatrix} \tag{21}$$

式中

$$\left.\begin{aligned} A_\alpha &= (-L - F_T\sin\alpha + mg_1)/(mV_T\cos\beta) \\ A_\beta &= (-F_T\cos\alpha\sin\beta + Y + mg_2)/(mV_T) \end{aligned}\right\} \tag{22}$$

3.2 基于神经网络动态逆的角速率快回路设计

假定某一名义设计状态下,角速率的线性化状态方程为

$$\dot{\boldsymbol{x}} = \boldsymbol{A}_f\boldsymbol{x} + \boldsymbol{B}_f\Delta\boldsymbol{u} \tag{23}$$

式中,$\boldsymbol{A}_f$,$\boldsymbol{B}_f$ 分别为系统和控制矩阵;状态变量 $\boldsymbol{x}=[p,q,r]^T$;控制量 $\Delta\boldsymbol{u}=[\Delta\delta_a,\Delta\delta_e,\Delta\delta_r]^T$. 以式(23)为设计模型进行动态逆设计,控制量 $\Delta\boldsymbol{u}_c$ 为

$$\Delta\boldsymbol{u}_c = \boldsymbol{B}_f^{-1}(\Delta\boldsymbol{u}_d - \boldsymbol{A}_f\boldsymbol{x}) \tag{24}$$

将式(24)代入式(23)得 $\dot{\boldsymbol{x}}=\Delta\boldsymbol{u}_d$,系统成为一阶积分环节,若 $\Delta\boldsymbol{u}_d=\boldsymbol{k}(\boldsymbol{x}_c-\boldsymbol{x})$,则可通过调节增益 $\boldsymbol{k}$ 得到期望动态响应.

角速率的实际状态方程有如下非线性形式:

$$\dot{\boldsymbol{x}} = f(\boldsymbol{x},\boldsymbol{u})\boldsymbol{x} + g(\boldsymbol{x},\boldsymbol{u})\boldsymbol{u} + \boldsymbol{\Delta}_1 \tag{25}$$

式中,$f(\boldsymbol{x},\boldsymbol{u})$,$g(\boldsymbol{x},\boldsymbol{u})$ 是与状态和控制量相关的非线性函数;$\boldsymbol{u}=[\delta_a,\delta_e,\delta_r]^T$;$\boldsymbol{\Delta}_1$ 为外部干扰,包括姿态角慢回路逆误差以及风扰动等. 由式(23)和式(25)得

$$\begin{aligned} \dot{\boldsymbol{x}} &= f(\boldsymbol{x},\boldsymbol{u})\boldsymbol{x} + g(\boldsymbol{x},\boldsymbol{u})\boldsymbol{u} + \boldsymbol{\Delta}_1 = \\ &\quad \boldsymbol{A}_f\boldsymbol{x} + \boldsymbol{B}_f\Delta\boldsymbol{u} + \boldsymbol{\Delta}_1 + \boldsymbol{\Delta}_2 \end{aligned} \tag{26}$$

式中,$\boldsymbol{\Delta}_2$ 为设计模型存在的误差,令 $\boldsymbol{\Delta}=\boldsymbol{\Delta}_1+\boldsymbol{\Delta}_2$.

将式(24)代入式(26)得 $\dot{\boldsymbol{x}}=\boldsymbol{u}_d+\boldsymbol{\Delta}$,若 $\boldsymbol{\Delta}\neq\boldsymbol{0}$ 则不能得到前述的一阶积分环节. 由于神经网络具有逼近任意非线性函数的能力,因此用神经网络输出 $\boldsymbol{u}_{ad}$ 来抵消误差 $\boldsymbol{\Delta}$,即

$$\dot{\boldsymbol{x}} = \boldsymbol{u}_d + \boldsymbol{\Delta} - \boldsymbol{u}_{ad} \tag{27}$$

令伪控制指令 $\boldsymbol{u}_d$ 为

$$\boldsymbol{u}_d = \boldsymbol{u}_{pi} + (\boldsymbol{K}_p - \boldsymbol{K}_c)\boldsymbol{x}_c + \dot{\boldsymbol{x}}_c \tag{28}$$

式中,状态期望值 $\boldsymbol{x}_c=[p_c,q_c,r_c]^T$;

$$\boldsymbol{u}_{pi} = \boldsymbol{K}_c\boldsymbol{x}_c - \boldsymbol{K}_p\boldsymbol{x} + \boldsymbol{K}_i\int(\boldsymbol{x}_c-\boldsymbol{x})\,dt \tag{29}$$

式中,$\boldsymbol{K}_c$,$\boldsymbol{K}_p$ 和 $\boldsymbol{K}_i$ 均为 3×3 的对角矩阵,其对角线元素分别对应滚转、俯仰、偏航通道的控制系数,可根据希望动态性能选取. 将式(28),式(29)代入式(27)得姿态角速率误差动态方程:

$$\dot{\tilde{\boldsymbol{x}}} + \boldsymbol{K}_p\tilde{\boldsymbol{x}} + \boldsymbol{K}_i\int\tilde{\boldsymbol{x}}\,dt = \boldsymbol{u}_{ad} - \boldsymbol{\Delta} \tag{30}$$

式中,$\tilde{\boldsymbol{x}}=\boldsymbol{x}_c-\boldsymbol{x}$. 角速率给定值 $\boldsymbol{x}_g=(p_d,q_d,r_d)^T$,经过如图 5 所示的命令滤波器[9]分别得到 $\boldsymbol{x}_c$ 和状态期望值导数 $\dot{\boldsymbol{x}}_c$.

令 $\boldsymbol{y}=\int\tilde{\boldsymbol{x}}\,dt$,则式(30)可转化为

$$\dddot{\boldsymbol{y}} + \boldsymbol{K}_p\ddot{\boldsymbol{y}} + \boldsymbol{K}_i\dot{\boldsymbol{y}} = \boldsymbol{u}_{ad} - \boldsymbol{\Delta} \tag{31}$$

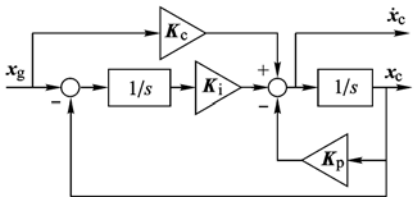


图 5 命令滤波器结构图

式(31)得到了与文献[8]相似的误差方程,因此采用类似的 Sigma-Pi 神经网络及其权值更新律设计 $\boldsymbol{u}_{ad}$. 以俯仰通道为例(其他通道可类似得到),其网络输出和权值调节律为

$$\begin{aligned} \boldsymbol{u}_{ad,q} &= \boldsymbol{w}_q^T\boldsymbol{G}_q \\ \dot{\boldsymbol{w}} &= -\lambda_q\left(\frac{1}{2K_{p,q}}y + \frac{1+K_{i,q}}{2K_{p,q}K_{i,q}}\dot{y}\right)G_q \end{aligned} \tag{32}$$

式中,$K_{p,q}$,$K_{i,q}$ 分别为对角矩阵 $\boldsymbol{K}_p$,$\boldsymbol{K}_i$ 对角线上的第 2 个元素;w_q,λ_q 和 $\boldsymbol{G}_q$ 分别为俯仰通道的网络权值、自适应增益和基函数,其中 $\boldsymbol{G}_q$ 为

$$\boldsymbol{G}_q = \mathrm{kron}(\mathrm{kron}(\boldsymbol{C}_{1q},\boldsymbol{C}_{2q}),\boldsymbol{C}_{3q}) \tag{33}$$

式中,kron(·,·)为求两个向量的 Kronecker 积,各向量为

$$\left.\begin{aligned} \boldsymbol{C}_{1q} &= [1,\alpha,\alpha^2]^T \\ \boldsymbol{C}_{2q} &= [1,q]^T \\ \boldsymbol{C}_{3q} &= [1,\delta_e,\delta_e^2]^T \end{aligned}\right\} \tag{34}$$

滚转、偏航通道的基函数 $\boldsymbol{G}_p$ 和 $\boldsymbol{G}_r$ 为

$$\begin{aligned} &\boldsymbol{G}_k = \\ &\mathrm{kron}(\mathrm{kron}(\mathrm{kron}(\mathrm{kron}(\boldsymbol{C}_1,\boldsymbol{C}_2),\boldsymbol{C}_3),\boldsymbol{C}_4),\boldsymbol{C}_k) \end{aligned} \tag{35}$$

式中,$k=p,r$;$\boldsymbol{C}_i$ 为

$$\begin{aligned} \boldsymbol{C}_1 &= [1,\alpha,\alpha^2]^T & \boldsymbol{C}_2 &= [1,p]^T \\ \boldsymbol{C}_3 &= [1,r]^T & \boldsymbol{C}_4 &= [1,\beta]^T \\ \boldsymbol{C}_p &= [1,\delta_a,\delta_a^2]^T & \boldsymbol{C}_r &= [1,\delta_r,\delta_r^2]^T \end{aligned}$$

4 仿真结果及分析

在 Matlb 环境下对自动空中加油接近段轨迹跟踪控制系统进行非线性仿真. 加油机以 6.05 km,190 m/s 水平前飞,受油机位于加油机后方 200 m,下方 50 m,右侧 30 m,并沿着一条期望轨迹接近加油机,该期望轨迹可通过多项式拟合得到[4]. 受油机的名义飞行状态为高度 6 km,速度 190 m/s,并在此飞行状态下得到如式(23)的设计模型 1. 仿真中取自适应增益为 $\lambda_q=20$,$\lambda_p=\lambda_r=100$.

4.1 受油机轨迹跟踪控制仿真

将本文提出的基于非线性导引和 PI 型自适应神经网络动态逆的轨迹跟踪控制方法(简称非线性导引方法)与文献[11]的 PID 轨迹跟踪控制

方法(简称 PID 控制方法)进行仿真比较. 在无风扰动的情况下,上述两种方法的三维轨迹跟踪曲线如图 6 所示.

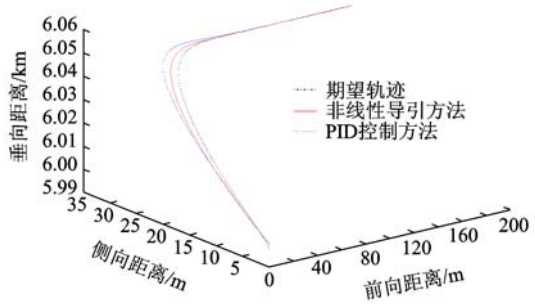


图 6　受油机三维飞行轨迹(无风时)

图 6 中,非线性导引方法和 PID 控制方法均能使受油机跟踪期望轨迹,但非线性导引方法更接近期望轨迹且侧向超调量更小.

当受油机从正后方接近加油机时,受油机主要受到尾涡产生的下洗流影响,由文献[3]可知,在加油机正后方较近处的尾涡可等效为 5 m/s 的下洗流,因此,在 180 s 时,加入 5 m/s 的正向垂风来模拟尾涡影响. 另外受油机经常受到侧风的影响,因此,在 200 s 时,加入 10 m/s 的正向侧风. 受油机先在名义状态实现水平飞行,并从 60 s 时开始跟踪参考轨迹,其飞行轨迹和轨迹跟踪误差曲线分别为图 7 和图 8.

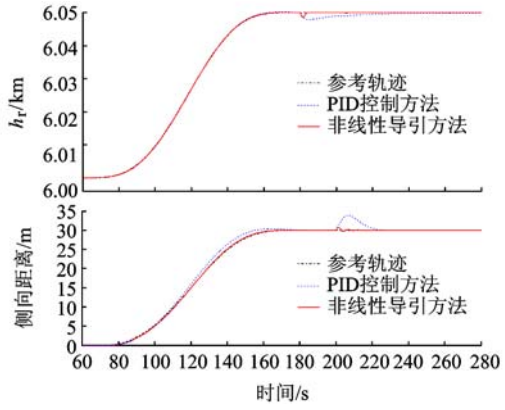


图 7　受油机飞行轨迹(有风时)

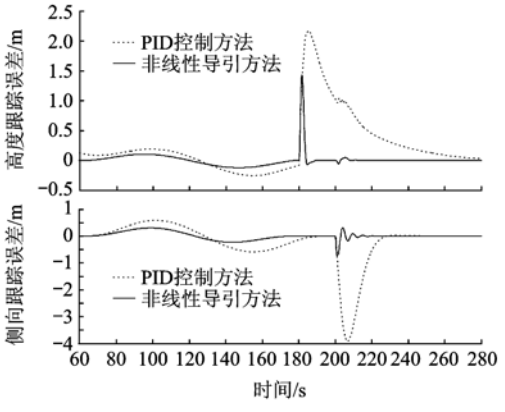


图 8　受油机轨迹跟踪误差曲线(有风时)

图 7 和图 8 中,受油机受到尾涡、侧风干扰后,非线性导引方法的高度和侧向跟踪误差均较小(跟踪误差均在 1.5 m 以内),而且更快地减小为 0. 可见非线性导引方法具有更强的轨迹跟踪和抗风能力.

在高度 8 km,速度 300 m/s 下得到如式(23)的设计模型 2. 图 9 给出在名义飞行状态(高度 6 km,速度 190 m/s)下,采用设计模型 2(此时,设计模型与受油机非线性模型的参数差别较大)的非线性导引方法有/无神经网络补偿时的高度跟踪曲线.

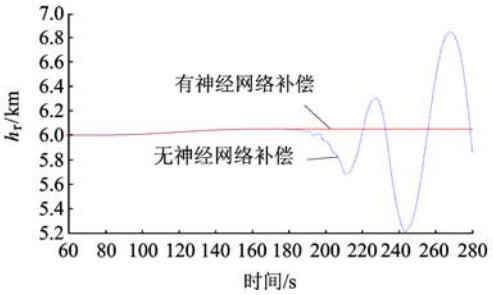


图 9　受油机高度跟踪曲线(有风时)

图 9 中,无神经网络补偿时,受油机的高度轨迹是发散的;有神经网络补偿时,受油机能够跟踪期望轨迹. 这表明本文方法对于模型参数变化具有较强的自适应性和鲁棒性.

4.2　受油机姿态跟踪控制仿真

在名义飞行状态(高度 6 km,速度 190 m/s)下,根据设计模型 2,分别采用本文与文献[9]的姿态控制方案,跟踪方波指令. 姿态角跟踪曲线如图 10 所示,两种方案均采用前述自适应增益.

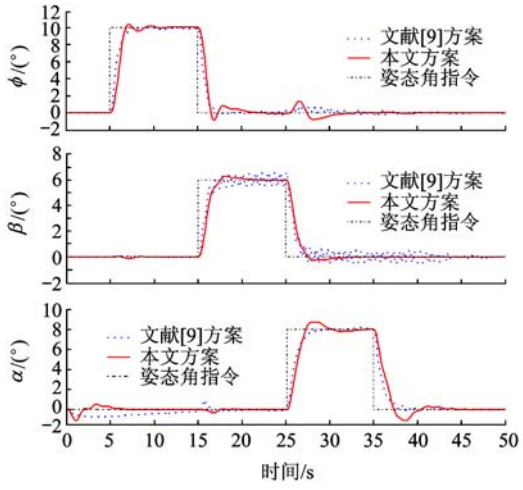


图 10　两种控制方案的姿态响应曲线

设计模型 2 与名义飞行状态下的受油机模型相比,其模型参数发生了很大变化,由图 10 可见,两种方案均实现了姿态指令跟踪,但本文的方案有效抑制了震荡现象,跟踪效果更好.

5 结 论

本文提出了一种基于非线性路径跟随导引和自适应神经网络动态逆的受油机轨迹跟踪控制方法,其具有以下特点:

1) 将非线性路径跟随导引方法扩展到受油机轨迹跟踪的纵向导引控制.

2) 采用导引环与姿态控制环分离的控制策略,根据动力学关系将导引指令转换为姿态角指令,实现了导引律与控制律的综合.

3) 当存在尾涡等风扰动和模型不确定性时,本文轨迹跟踪控制方法的高度和侧向跟踪误差均小于 1.5 m,可以满足自动空中加油接近段的控制要求.

4) 所提出的基于角速率误差方程的 PI 型自适应神经网络姿态控制系统,能够有效避免大自适应增益时的振荡现象,具有较好地姿态跟踪控制能力.

参考文献 (References)

[1] Nalepka J P, Hinchman J L. Automated aerial refueling: extending the effectiveness of unmanned air vehicles[R]. AIAA 2005-6005, 2005

[2] Bloy W A, Khan M M. Modeling of the receiver aircraft in air-to-air refueling[J]. Journal of Aircraft, 2001, 38(2): 393-396

[3] 李大伟,王宏伦. 自动空中加油阶段加油机尾涡流场建模与仿真[J]. 北京航空航天大学学报, 2010, 36(7): 776-780
Li Dawei, Wang Honglun. Wake vortex effect modeling and simulation in automated aerial refueling[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2010, 36(7): 776-780 (in Chinese)

[4] Fravolini M L, Ficola A, Campa G, et al. Modeling and control issues for autonomous aerial refueling for UAVs using a probe-drogue refueling system[J]. Aerospace Science and Technology, 2004, 8(7): 611-618

[5] Tandale M D, Bowers R, Valasek J. Trajectory tracking controller for vision-based probe and drogue autonomous aerial refueling [J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2006, 29(4): 846-857

[6] Keisuke E, Takeshi Y, Hiroyuki T, et al. Guidance and control system design for chase UAV[R]. AIAA 2008-6842, 2008

[7] Park S, Deyst J, How J P. Performance and Lyapunov stability of a nonlinear path-following guidance method[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2007, 30(6): 1718-1728

[8] Leitner J, Calise A, Prasad J. Analysis of adaptive neural networks for helicopter flight control[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 1997, 20(5): 972-979

[9] Schumacher C. Adaptive flight control using dynamic inversion and neural networks[R]. AIAA 1999-4086, 1999

[10] Stevens B L, Lewis F L. Aircraft control and simulation[M]. New York: Wiley, 2003: 80-85

[11] 李大伟,王宏伦. 无人机自动空中加油飞行控制技术[J]. 系统仿真学报, 2010, 22(增): 126-130
Li Dawei, Wang Honglun. UAV flight control in automated aerial refueling[J]. Journal of System Simulation, 2010, 22(suppl): 126-130 (in Chinese)

(编 辑:刘登敏)

(上接第 584 页)

[18] 《飞机设计手册》总编委会. 飞机设计手册:第 10 册 [M]. 北京:航空工业出版社, 2005
Editorial Board of Aircraft Design Manual. Aircraft design manual: book 10 [M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2005 (in Chinese)

[19] Niu C Y. Airframe structural design: practical design information and data on aircraft Structures[M]. 2nd ed. Hong Kong: Adaso Adastra Engineering Center, 2006

[20] Niu C Y. Composite airframe structures: practical design information and data[M]. Hong Kong: Conmilit Press, 1988

[21] 崔德刚. 结构稳定性设计手册 [M]. 北京:航空工业出版社, 1996
Cui Degang. Structural stability design manual [M]. Beijing: Aviation Industry Press, 1996 (in Chinese)

[22] 中国航空材料手册编委会. 中国航空材料手册:第 1 册 [M]. 北京:中国标准出版社, 2002
Editorial Board of China Aeronautical Materials Handbook. China aeronautical materials handbook: book 1 [M]. Beijing: Standards Press of China, 2002 (in Chinese)

[23] 中国航空材料手册编委会. 中国航空材料手册:第 3 册 [M]. 北京:中国标准出版社, 2002
Editorial Board of China Aeronautical Materials Handbook. China aeronautical materials handbook: book 3 [M]. Beijing: Standards Press of China, 2002 (in Chinese)

[24] 罗明强,冯昊成,刘虎,等. 民用飞机机翼结构快速设计及自动化调整 [J]. 北京航空航天大学学报, 2009, 35(4): 468-471
Luo Mingqiang, Feng Haocheng, Liu Hu, et al. Rapid wing structure design and automated scheme adjustment for civil aircraft[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2009, 35(4): 468-471 (in Chinese)

(编 辑:李 晶)