

DOI: 10.7641/CTA.2014.30885

# 基于 $L_1$ 自适应的自动空中加油对接段飞行控制技术

李大伟<sup>1†</sup>, 王宏伦<sup>1</sup>, 盖文东<sup>2</sup>

(1. 北京航空航天大学 无人驾驶飞行器设计研究所, 北京 100191;

2. 山东科技大学 信息与电气工程学院, 山东 青岛 266590)

**摘要:** 在自动空中加油(AAR, automated aerial refueling)对接过程中, 加油机后方拖出的加油软管锥套受到加油机和受油机的双重气动干扰, 呈现不规则摆动运动, 受油机要实现与加油锥套的精确对接, 要求其飞行控制系统具有鲁棒性和快速的自适应能力, 为此提出采用自适应控制器方案, 该方案以线性二次调节器(linear quadratic regulator, LQR)比例积分型控制器作为稳定闭环, 在此基础上加入自适应控制器, 仿真结果表明, 采用自适应控制器的受油机自动空中加油飞行控制系统可以实现规定时间内的精确加油对接, 既满足瞬态性能要求, 又满足稳态精度要求, 同时, 还解决了由自适应参数跳动带来的舵机操纵过于频繁的问题. 该方法可有效提高对接过程中受油机飞行控制系统的抗干扰能力, 能够满足自动空中加油对接段的飞行控制要求.

**关键词:** 自动空中加油; 飞行控制; 轨迹跟踪; 自适应控制

中图分类号: V249.12 文献标识码: A

## $L_1$ adaptive control for automated aerial refueling

LI Da-wei<sup>1†</sup>, WANG Hong-lun<sup>1</sup>, GAI Wen-dong<sup>2</sup>

(1. Unmanned Aerial Vehicle Research Institute, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China;

2. College of Information and Electrical Engineering, Shandong University of Science and Technology, Qingdao Shandong 266590, China)

**Abstract:** During the automated aerial refueling (AAR), when the receiver approaches to couple with a refueling drogue, the hose-drogue system undergoes a transient motion due to the receiver forebody aerodynamic effect, in addition to the tanker motion and downwash. Thus, the receiver requires an accurate flight control. For this purpose, we propose a novel adaptive controller on the basis of LQR proportional integral control for stabilizing the closed-loop, to realize the fast accurate refueling with desirable transient performance and the steady-state precision. Simulation results show that this method ensures the realization of an accurate AAR in a given finite time period by restraining the disturbance as well as reducing the model error, and meets the control requirements of AAR in both the transient and steady states.

**Key words:** automated aerial refueling; flight control; trajectory tracking; adaptive control

## 1 引言(Introduction)

空中加油技术是增大飞机作战半径、提高载弹量、解决起飞重量与飞行性能矛盾的重要手段. 而自动空中加油<sup>[1]</sup>则是实现有人或无人驾驶飞机加油功能的自动化. 为实现自动空中加油, 无人机在飞行控制方面必须具备如下能力: 能够在加油机强的尾流干扰作用下, 实现位置和姿态的精确控制, 并保证瞬态性能和稳态精度.

现代空中加油系统分为两大类: 一类是伸缩套管式(boom receptacle refueling), 也称为硬式加油; 另一类是探头锥套式(probe and drogue refueling), 也称为软式加油. 前者需要专职加油操纵员, 控制可伸缩式的加油硬管, 对准并插入受油机受油孔. 后者采用加

油机放出末端带锥套的加油软管, 受油机接近锥套, 直到受油机受油插头与锥套对接. 在对接过程中, 加油机尾流、受油机的气流前扰及大气紊流都会对加油软管下沉量及稳定性产生影响, 使得加油锥套出现不规则摆动运动, 从而增加对接难度. 为实现受油机与加油锥套的快速精确对接, 国内外学者主要开展了以下3方面的研究工作:

首先是在建模方面, 文献[2]针对加油机尾涡流场建立了较精确的考虑尾涡衰减和扩散特性的尾涡空间流场计算模型, 文献[3]对加油软管-锥套系统开展了建模研究, 给出了软管拖曳位置及自由运动模型, 可用于加油对接的仿真实验;

其次是在近距相对位置测量与引导方面, 利用了

收稿日期: 2013-08-24; 录用日期: 2014-02-26.

<sup>†</sup>通信作者. E-mail: david@buaa.edu.cn; Tel.: +86 10-82317394.

基金项目: 北京高等学校“青年英才计划”资助项目(29201499).

多种传感器及模糊融合技术,如采用GPS与视觉系统(machine vision)两种传感器相融合的方法实现自动空中加油过程中的加/受油机对接所需的位置测量与引导<sup>[4-5]</sup>;

第3方面是飞行控制方法研究,国内外学者应用了大量现代控制理论方法,如在受油机线性化模型基础上,文献[6]采用线性二次型LQR方法设计了受油机自动飞行控制系统,但在仿真中将加油机尾涡进行了简化,因而并不能完全反映受油机的真实受扰情况,其针对的主要是硬式加油对接.文献[7]采用Backstepping方法设计了受油机的姿态角和速度控制律,避免了非线性动态逆的时标分离,同时通过设计李雅普诺夫函数,保证了系统的稳定性,但其依赖于精确的受油机建模,此外仿真过程中只针对加油机后方一固定点开展对接验证,并未考虑锥套的扰动运动.

在飞行控制系统中自适应控制和神经网络控制技术的应用备受关注,如文献[8]提出了基于在线神经网络的超机动飞行自适应动态逆鲁棒控制方法,基本控制律采用非线性动态逆方法设计,对于建模误差或者控制面损伤等因素导致的不确定性逆误差采用神经网络进行自适应补偿,该方法也被应用于空中加油受油机飞行控制系统设计中<sup>[9]</sup>,但该方法存在的问题是:当需要较大的自适应增益来补偿外界干扰时,系统的动态响应会出现振荡现象,使得系统的过渡过程变差,这也是自适应控制方法普遍存在的问题.

对于空中加油问题,最主要的特点有两个:一是加油对接过程中,受油机受到加油机尾涡流场的强干扰;二是在规定时间内跟踪上飘忽不定的加油软管,这两点在受油机飞行控制系统上体现为对抗干扰能力、鲁棒性和快速自适应能力的要求. $L_1$ 自适应控制近年来在控制领域中的发展尤为瞩目,它是一种改良的模型参考自适应控制方法,其特点在于保证鲁棒性的条件下,具有快速的自适应能力<sup>[10]</sup>.近年来该方法在航空航天多个领域得到广泛应用<sup>[11-12]</sup>.利用该方法一方面可保证强尾涡干扰下受油机飞行控制系统的瞬态性能,另一方面可减小来自参数化不确定项形成的稳态误差或振荡(锥套不规则运动造成),提高系统的稳态跟踪精度.

根据上述分析,同时结合国内普遍采用的软式加油方式,本文提出采用基于 $L_1$ 自适应控制器的受油机飞行控制系统方案.首先分析控制对象的特点,然后给出适用于无人机自动空中加油的基于小增益定理的 $L_1$ 自适应控制器飞行控制系统方案,该方案以LQR比例积分型控制器作为稳定闭环,在此基础上加入自适应控制器,最后通过仿真,验证该自适应控制器的有效性.

## 2 问题描述(Problem statement)

本文所开展研究的受油机是具有常规气动布局的无人机,在空中加油过程中,加油机和受油机均保持定速直线平飞,受油机的姿态和轨迹均在小幅变化范围内,因此符合小扰动线性化模型的适应条件,可按照小扰动原理进行线性化处理,得到解耦的纵向和侧向小扰动线性化方程<sup>[13]</sup>.

为实现自动空中加油,即在有限的时间内,让受油机的受油管能够与加油机的锥套相对接,且对接过程平稳,抽象为数学问题即:受油机能够跟踪上一条空间三维轨迹,该轨迹由加油机的质心运动和软管锥套的自由摆动运动叠加而成.

因此受油机的飞行控制可分为前向、高度和侧向控制3类,按照此种思路将受油机的状态量和控制量也分成3类:

1) 前向控制.状态量为 $x_d, V$ ,即前向距离和速度,控制量为油门 $\delta_T$ ;

2) 侧向控制.状态量 $\phi, \beta, p, r, y_d$ ,即滚转角、侧滑角、滚转角速度、偏航角速度和侧偏距,控制量为副翼 $\delta_a$ ;

3) 高度控制.状态量 $\alpha, \theta, q, h$ ,即迎角、俯仰角、俯仰角速度和高度,控制量为升降舵 $\delta_e$ .

首先设定加油软管锥套的中心点位置

$$Y_c(t) = [x_c(t) \ y_c(t) \ z_c(t)]^T.$$

受油机的受油管中心点位置

$$Y(t) = [x_d(t) \ y_d(t) \ h(t)]^T,$$

则按对接成功考虑

$$\begin{cases} |x_d(t) - x_c(t)| < \Delta_x, \\ |y_d(t) - y_c(t)| < \Delta_y, \\ |h(t) - z_c(t)| < \Delta_z, \end{cases} \quad (1)$$

其中 $\Delta_i \in \mathbb{R}^n$ ,假设 $\Delta_i$ 属于一个凸集 $\Theta$ ,即 $\Delta_i \in \Theta$ .

考虑如下SISO系统:

$$\begin{cases} \dot{X}_i(t) = A_i X_i(t) + B_i \{A_i u_i(t) + \Delta_i [Y(t)]\}, \\ Y_i(t) = c_i^T X_i(t), \\ X_i(0) = X_{i0}, \end{cases} \quad (2)$$

其中:

$$i = 1, 2, 3,$$

$$X_1^T(t) = [x_d \ V]^T, \ Y_1(t) = x_d(t),$$

$$X_2^T(t) = [\phi \ \beta \ p \ r \ y_d]^T, \ Y_2(t) = y_d(t),$$

$$X_3^T(t) = [\alpha \ \theta \ q \ h]^T, \ Y_3(t) = h(t).$$

对于上述系统,设计一个自适应控制器以确保输出 $Y(s)$ 能够稳定跟踪指令输入 $Y_c(s)$ ,包括稳态和瞬态性能.即: $Y(s) \approx D(s)Y_c(s)$ ,其中 $D(s)$ 为严格正定系统,也是期望的参考系统.

从受油机的角度来看, 其能够按照预先设定的三维参考轨迹  $Y_c(s)$ , 快速准确地与加油软管-锥套系统对接, 且按照预先设定的过渡过程  $D(s)$  来完成, 这也是最终的控制目标.

### 3 $L_1$ 自适应控制方法 ( $L_1$ adaptive control)

$L_1$  自适应控制方法实际上是一种自适应鲁棒控制, 该方法保持了自适应控制和鲁棒控制的优点同时又消除了各自的缺点, 使用确定性鲁棒控制方法来设计作为基础的控制器(正则的控制器结构), 以保证系统的瞬态性能, 也即快速性要求. 在此基础上, 使用自适应控制技术来减小来自参数化不确定项形成的稳态误差或振荡, 以提高系统的跟踪精度. 下面首先给出小增益定理.

#### 3.1 小增益定理 (Small gain theorem)

根据非线性系统相关理论<sup>[14-15]</sup>:

对于信号  $\xi(t), t \geq 0, \xi \in \mathbb{R}^n$ , 它的  $L_\infty$  范数定义为

$$\|\xi\|_{L_\infty} = \max_{i=1, \dots, n} (\sup_{\tau \geq 0} |\xi_i(\tau)|), \quad (3)$$

其中  $\xi_i$  是  $\xi$  的第  $i$  个分量.

对于一个稳定单输入单输出系统 (SISO):  $H(s)$ , 它的  $L_1$  增益定义为

$$\|H(s)\|_{L_1} = \int_0^\infty |h(t)| dt, \quad (4)$$

其中  $h(t)$  是  $H(s)$  的脉冲响应.

对于一个具有  $m$  个输入,  $n$  个输出的多输入多输出系统 (MIMO):  $H(s)$ , 它的  $L_1$  增益定义为

$$\|H(s)\|_{L_1} = \max_{i=1, \dots, n} \left( \sum_{j=1}^m \|H_{ij}(s)\|_{L_1} \right), \quad (5)$$

其中  $H_{ij}(s)$  是  $H(s)$  第  $i$  行, 第  $j$  列元素.

下面给出小增益定理, 定理证明详见文献 [15]: 考虑反馈系统, 如图 1 所示, 其中  $r \in \mathbb{R}^m, y \in \mathbb{R}^n, H_1(s)$  是一个具有  $m$  个输入,  $n$  个输出的稳定系统,  $H_2(s)$  是一个具有  $n$  个输入,  $m$  个输出的稳定系统.

如图 1 所示的反馈系统稳定的充要条件是

$$\|H_1(s)\|_{L_1} \|H_2(s)\|_{L_1} < 1. \quad (6)$$

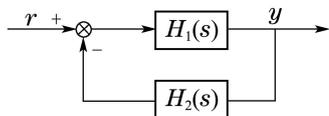


图 1 反馈系统

Fig. 1 Feedback system

#### 3.2 $L_1$ 自适应控制器 ( $L_1$ adaptive controller)

设飞行控制系统控制器输出信号为

$$u(t) = u_1(t) + u_2(t), \quad (7)$$

其中:  $u_1(t) = -K^T x(t), u_2(t)$  为自适应控制部分.

考虑如下闭环动态系统:

$$\begin{cases} \dot{x}(t) = A_m x(t) + b \theta^T x(t) + b u_2(t), \\ y(t) = c^T x(t), \\ x(0) = x_0. \end{cases} \quad (8)$$

选择合适的状态反馈增益  $K$ , 进行特征值配置(如线性二次型最优调节器 LQR), 可使得  $A_m = A - bK^T$  为 Hurwitz 阵, 则闭环系统 (8) 的估计系统如下:

$$\begin{cases} \dot{\hat{x}}(t) = A_m \hat{x}(t) + b(u_2(t) + \hat{\theta}^T \hat{x}(t)), \\ \hat{y}(t) = c^T \hat{x}(t), \\ \hat{x}(0) = x_0. \end{cases} \quad (9)$$

自适应参数调节律为

$$\dot{\hat{\theta}}(t) = \Gamma \text{Proj}(\hat{\theta}(t), -\tilde{x}^T(t) P b x(t)), \quad \hat{\theta}(0) = \hat{\theta}_0, \quad (10)$$

其中  $\hat{\theta}(t) \in \mathbb{R}^n$  为自适应参数;

$\Gamma = \Gamma_c I_{n \times n}, \Gamma_c > 0$  是自适应增益(正定阵);

$P = P^T > 0$  是满足 Lyapunov 方程  $A_m^T P + P A_m = -Q, Q > 0$  的解;

$\tilde{x}(t) = \hat{x}(t) - x(t)$  为动态系统和估计系统之间的跟踪误差, 由于闭环系统本身可以加入积分器, 因此可以保证  $\lim_{t \rightarrow \infty} \tilde{x}(t) = 0$ ;

Proj 投影算子<sup>[16]</sup>, 其作用是限定一个变量的变化范围, 并根据一定条件改变变化的趋势.

式 (9) 确定的估计系统如图 2 所示.

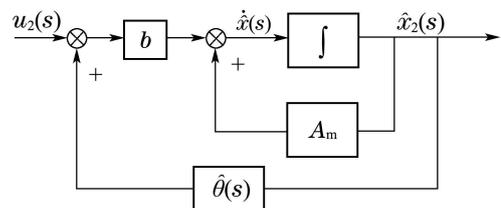


图 2 估计系统控制框图

Fig. 2 Control diagram of estimation system

令

$$\bar{r}(t) = \hat{\theta}^T(t) \hat{x}(t), \quad (11)$$

则估计系统 (9) 可看作具有控制信号  $u_2(t)$  和时变干扰信号  $\bar{r}(t)$  的低通系统, 对高频信号的处理能力有限. 为此设计新的  $u_2(t)$

$$u_2(s) = C(s)(k_g r(s) - \bar{r}(s)), \quad (12)$$

其中  $C(s)$  是低通增益为 1 的低通滤波器;  $k_g$  是预先制定的增益参数  $k_g = \frac{1}{c^T H_o(0)}$ ;  $H_o(s) = (sI - A_m)^{-1} b$ , 即系统的开环传递函数.

此时, 式 (9) 确定的估计系统结构如图 3 所示.

由式 (9) 确定的闭环估计系统控制结构可看作一个

具有 $r(t)$ 和 $\bar{r}(t)$ 两个输入的控制系統,控制框图如图4所示,其表达式如下:

$$\hat{x}(s) = G(s)r(s) + \bar{G}(s)\bar{r}(s), \quad (13)$$

其中

$$G(s) = k_g H_o(s)C(s),$$

$$\bar{G}(s) = H_o(s)(1 - C(s)).$$

为确保全系统的稳定性,引入小增益定理,根据式(6),下式应成立:

$$\|\bar{G}(s)\|_{L_1} \theta_{\max} < 1, \quad (14)$$

其中

$$\theta_{\max} = \max_{\theta \in \Theta} \sum_{i=1}^n |\theta_i|, \quad (15)$$

式(14)的成立可通过设计 $C(s)$ 来实现。

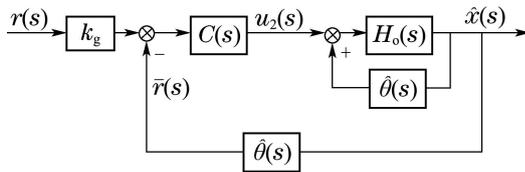


图3 改进控制信号的闭环系统控制框图

Fig. 3 Block diagram of the improved control signal closed-loop system

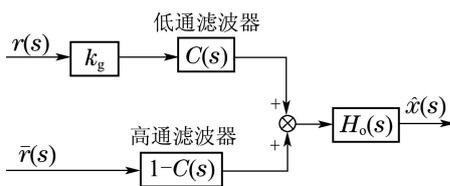


图4 闭环估计系统的等效系统控制框图

Fig. 4 Block diagram of the equivalent estimation system

#### 4 自动空中加油飞行控制系统设计(AAR flight control system design)

按照 $L_1$ 自适应控制器的设计准则,要求控制系统中的系统矩阵应为Hurwitz阵,但对于受油机的小扰动线性化方程中的系统矩阵并不满足此要求,因此需要先设计闭环稳定回路,以构造合适的系统矩阵。

##### 4.1 基于LQR方法的稳定回路设计(Stabilization loop design based on LQR)

首先使用LQR方法,设计闭环反馈控制器,用以实现稳定控制,确保系统矩阵为Hurwitz阵。

闭环系统的结构实际上就是带积分器的伺服控制器结构<sup>[17]</sup>,可实现扰动情况下对阶跃输入的无静差跟踪控制,其结构如图5所示。

对于图5所示的控制器结构,其对应的系统状态方程可写为:

$$\begin{cases} \dot{x} = Ax + Bu, \\ y = Cx, \\ u = -K_P x + K_I \xi, \\ \dot{\xi} = y_{\text{cmd}} - y = y_{\text{cmd}} - Cx, \end{cases} \quad (16)$$

其中: $x$ 为被控对象的状态向量, $u$ 为控制信号输入向量, $y$ 为输出向量, $\xi$ 为积分器输出, $y_{\text{cmd}}$ 为指令输入。

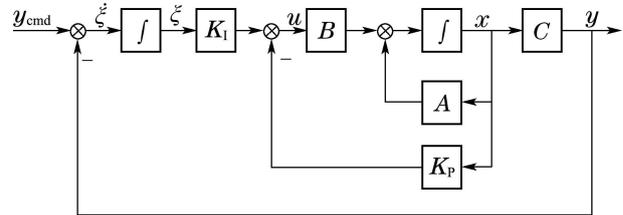


图5 带积分器的闭环系统控制结构

Fig. 5 The control structure of the closed-loop system with integrator

定义

$$\begin{cases} x(t) - x(\infty) = x_e(t), \\ \xi(t) - \xi(\infty) = \xi_e(t), \\ u(t) - u(\infty) = u_e(t). \end{cases} \quad (17)$$

若系统渐近稳定,那么 $x(\infty), \xi(\infty), u(\infty)$ 趋向于常数,将积分器输出增广,则得到如下状态方程

$$\dot{e} = \mathcal{A}e + \mathcal{B}u_e = (\mathcal{A} - \mathcal{B}K)e, \quad (18)$$

其中:

$$e(t) = \begin{bmatrix} x_e(t) \\ \xi_e(t) \end{bmatrix}, \quad \mathcal{A} = \begin{bmatrix} A & 0 \\ -C & 0 \end{bmatrix}, \quad \mathcal{B} = \begin{bmatrix} B \\ 0 \end{bmatrix},$$

$$u_e(t) = -Ke = -K_P x_e(t) + K_I \xi_e(t),$$

$$K = [K_P - K_I].$$

如果 $(\mathcal{A}, \mathcal{B})$ 可控,则矩阵 $\mathcal{A} - \mathcal{B}K$ 的极点可任意配置;如果 $\mathcal{A} - \mathcal{B}K$ 稳定,则 $e$ 趋向于0,从而 $y = y_{\text{cmd}}$ ,实现稳定跟踪控制,因此采用线性二次型最优调节器(LQR)的方法来确定状态反馈增益 $K$ ,合理配置 $\mathcal{A} - \mathcal{B}K$ 的极点,达到期望的响应。

给定如下线性二次型最优设计指标:

$$J = \int_0^{\infty} (e^T Q e + u_e^T R u_e) dt, \quad (19)$$

其中: $Q$ 为半正定矩阵, $R$ 为正定矩阵,为使 $J$ 最小,则

$$K = R^{-1} \mathcal{B}^T P, \quad (20)$$

其中矩阵 $P$ 为如下代数Riccati方程的解:

$$A^T P + P A - P B R^{-1} B^T P + Q = 0. \quad (21)$$

如果满足Riccati方程的正定矩阵 $P$ 存在,那么系统稳定,将 $P$ 代入式(20),得到的状态反馈增益 $K$ 即为最优增益.因此,通过选择合适的加权阵 $Q$ 和 $R$ ,就可以得到满足性能要求的状态反馈增益。

##### 4.2 $L_1$ 自适应控制器设计( $L_1$ adaptive controller design)

4.1节采用LQR方法构造了一个闭环稳定系统,在

此基础上加入 $L_1$ 自适应控制器,其最大的优势在于对时变的指令输入,即使不调整增益参数也能获得很好的期望响应。

具体地,将式(18)改写为

$$\begin{bmatrix} \dot{x}_e \\ \dot{\xi}_e \end{bmatrix} = [A - BK] \begin{bmatrix} x_e \\ \xi_e \end{bmatrix} + Bu_{ad}, \quad (22)$$

其中 $A - BK$ 为Hurwitz阵,即所有特征根具有负实部。

从式(22)中可以看出,控制输入包含两部分:一部分为LQR的结果,另一部分为自适应的结果,即控制信号为

$$u = [-K_P x_e(t) + K_I \xi_e(t)] + u_{ad}, \quad (23)$$

此控制信号的结构与式(7)是类似的。

则式(22)改写为

$$\begin{cases} \dot{x}(t) = (A - BK)x(t) + Bu_{ad}(t), \\ y(t) = C^T x(t), \\ x(0) = x_0. \end{cases} \quad (24)$$

因式(18)所代表的原系统误差方程已经是增广的,包含了控制量及输出,因此这里仅需考虑增广后的状态量的不确定性,这样可以减小需要调节的自适应参数的数量,降低系统的运算量,提高系统的快速性,式(24)可以写为

$$\begin{cases} \dot{x}(t) = (A - BAK)x(t) + Bu_{ad}(t), \\ y(t) = C^T x(t), \\ x(0) = x_0. \end{cases} \quad (25)$$

令:  $A_m = [A - BK]$ ,  $\theta^T = (1 - \Lambda)K$ ,  $B_m = B$ , 则式(25)可以改写为:

$$\begin{cases} \dot{x}(t) = A_m x(t) + B_m [u_{ad}(t) + \theta^T(t)x(t)], \\ y(t) = C^T x(t), \\ x(0) = x_0. \end{cases} \quad (26)$$

此闭环系统与式(8)是类似的,因此为获得系统误差,提出估计系统,估计系统与原系统具有相同的结构。

$$\begin{cases} \dot{\hat{x}}(t) = A_m \hat{x}(t) + B_m [u_{ad}(t) + \hat{\theta}^T(t)\hat{x}(t)], \\ \hat{y}(t) = C^T \hat{x}(t), \\ \hat{x}(0) = x_0, \end{cases} \quad (27)$$

其中不确定参数 $\hat{\theta}^T(t)$ 通过下述自适应调节律求得:

$$\dot{\hat{\theta}}^T(t) = \Gamma \text{Proj}(\hat{\theta}^T(t), -\hat{x}^T(t)PB_m x(t)), \quad (28)$$

其中:  $\Gamma = \Gamma_c I_{n \times n}$ ,  $\Gamma_c > 0$ 是自适应增益,  $\Gamma > 0$ ;  $P = P^T > 0$ 是满足Lyapunov方程  $A_m^T P + P A_m = -Q$ ,  $Q > 0$ 的解;  $\tilde{x}(t) = \hat{x}(t) - x(t)$ 为动态系统和估计系统之间的状态误差。

下面给出控制信号的产生

$$u_{ad}(s) = C(s)r_u(s), \quad (29)$$

其中  $r_u(t) = kr(t) - \hat{\theta}^T(t)x(t)$ 。

以俯仰通道为例,给出控制系统结构框图,如图6所示,从图中可以看出,估计系统的作用为产生状态误差,提供给自适应律产生自适应参数,从而在控制器的输出信号中叠加自适应信号。

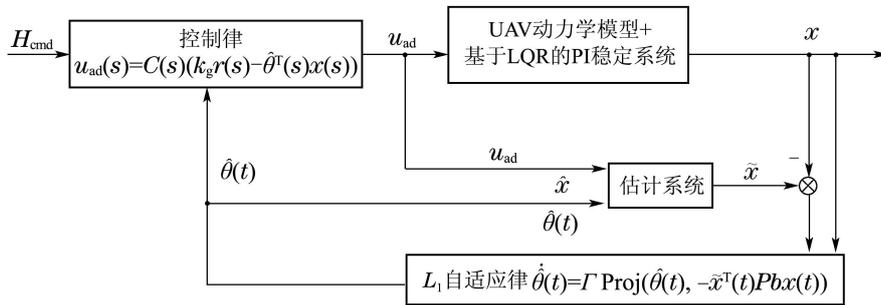


图6 俯仰通道自适应控制系统框图

Fig. 6 Block diagram of the pitch channel adaptive control system

控制律的设计目标就是设计 $C(s)$ ,保证参考系统具有期望的 $D(s)$ 响应,实际上当前面确定了LQR中的状态反馈增益 $K$ 后,期望的响应已经得到。

设计 $C(s)$ 以保证全系统稳定,满足下式:

$$\|\bar{G}(s)\|_{L_1} \theta_{\max} < 1, \quad (30)$$

其中:

$$\theta_{\max} = \max_{\theta \in \Theta} \sum_{i=1}^n (|\theta_i|), \quad (31)$$

$$\begin{aligned} \bar{G}(s) &= (sI - A_m)^{-1} B_m [1 - C(s)] = \\ &= H_0(s)(1 - C(s)). \end{aligned} \quad (32)$$

### 4.3 设计结果(Design result)

设加油机在6050 m高度以190 m/s速度水平直线飞行,受油机位于加油机后方200 m,下方50 m,右侧50 m,受油机的名义飞行状态为高度6000 m,速度190 m/s。

以纵向俯仰通道为例:

将升降舵舵机、油门与飞机纵向模型一起作为增广对象,形成状态方程.

其中状态向量

$$\bar{x}_{lon} = [\Delta v \ \Delta \alpha_d \ q \ \Delta \theta \ \Delta h \ \Delta x_d \ \Delta \delta_e \ \Delta \delta_T]^T.$$

控制指令输入向量:  $\bar{u}_{lon} = [\Delta \delta_{ec} \ \Delta \delta_{Tc}]^T$ ;

输出向量:  $y_{lon} = [\Delta h \ \Delta x_d]^T$ .

设状态反馈增益阵  $K_{lon} = [K_{P_{lon}} \ -K_{I_{lon}}]$ , 给定状态加权阵  $Q_{lon}$  和输入加权阵  $R_{lon}$  之后, 就可以按照式(20)和(21)计算反馈增益  $K_{lon}$ . 经过反复验算, 选定满足要求的加权阵为:

$$Q_{lon} = \text{diag}\{[10 \ 10 \ 10 \ 10 \ 10 \ 10 \ 10 \ 0.001 \ 10 \ 2.6]\},$$

$$R_{lon} = \text{diag}\{[3000 \ 0.055]\},$$

由此计算出的反馈增益阵为:

$$K_{P_{lon}} = \begin{bmatrix} -0.0100 & -18.7722 & 1.8698 & 23.5796 \\ 66.4139 & -770.9788 & 10.0429 & 777.4514 \\ 0.1322 & -0.0117 & 3.5775 & -0.0001 \\ 5.0012 & 32.9934 & -4.9789 & 1.3205 \end{bmatrix},$$

$$K_{I_{lon}} = \begin{bmatrix} 0.0574 & -0.0032 \\ 1.4499 & 6.8357 \end{bmatrix}.$$

将反馈增益阵导入式(26)的控制系统中, 其中, 系统矩阵和控制矩阵如下:

$$A_m = \begin{bmatrix} -0.0075 & 0.7497 & 0 & -9.8060 & 0.0001 & 0 & 0 & 0.0328 & 0 & 0 \\ -0.0005 & -0.8359 & 1.0000 & 0 & 0 & 0 & 0.5332 & 0 & 0 & 0 \\ -0.0009 & -5.9646 & -1.0141 & 0 & 0 & 0 & 32.6915 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & -190.0000 & 0 & 190.0000 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 1.0000 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0.0030 & 25.2125 & -2.3094 & -31.7293 & -0.1981 & 0.0070 & -16.7439 & 0 & 0.0998 & -0.0016 \\ -73.2933 & 911.1005 & -15.3455 & -993.3827 & -6.2402 & -36.9891 & -1.4066 & -2.4163 & 2.0984 & 6.8588 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & -1.0000 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1.0000 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix},$$

$$B_m = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \end{bmatrix}.$$

$L_1$  自适应控制器的设计结果如下:

低通滤波器为:  $C(s) = \frac{2}{s+2}$ , 自适应参数  $\theta_{\max} = 3$ ,  $\|\tilde{G}(s)\|_{L_1} = 0.25$ , 自适应增益  $\Gamma = 2000$ .

此时,  $\|\tilde{G}(s)\|_{L_1} \theta_{\max} = 0.75 < 1$ , 因此满足全系统稳定的充分必要条件.

## 5 仿真结果(Simulation results)

仿真过程如下: 加油机以高度6050 m, 空速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50 m, 并沿着一条期望轨迹接近加油机, 该期望轨迹按文献[18]中提到的三段法进行计算得到. 100 s时完成高度和侧向位置的对准, 120 s时加入等效10 m/s的下洗风, 150 s时加入等效10 deg/s滚转角速率的梯度风, 200 s时完成对接, 仿真结束. 这里需要说明的是, 按照文献[2]计算的等效尾涡下洗风为5 m/s, 等效梯度风为5 (°)/s, 为体现  $L_1$  自适应控制器的特性, 将等效下洗风增大一倍, 等效梯度风增大一倍, 与文献[9]中自适应动态逆的控制效果相对比, 指令跟踪仿真结果如下, 为对比

准确, 仿真中先未不加入锥套的摆动运动:

从图7高度跟踪情况可看出, 在受到等效10 m/s的下洗流作用时, 自适应动态逆作用下的高度变化为5 m, 而  $L_1$  自适应控制器作用下的高度变化为2 m,  $L_1$  自适应控制器的抗尾涡干扰能力更强.

从图8侧向偏离跟踪和图9前向偏离跟踪情况也可看出,  $L_1$  自适应控制器作用下的系统瞬态响应过程比自适应动态逆控制器作用下的快速且无超调, 稳态精度也更高一些. 这充分说明,  $L_1$  自适应控制器可以让系统达到期望的瞬态性能和稳态精度.

从图10空速变化情况对比可看出,  $L_1$  自适应下空速受影响程度更小.

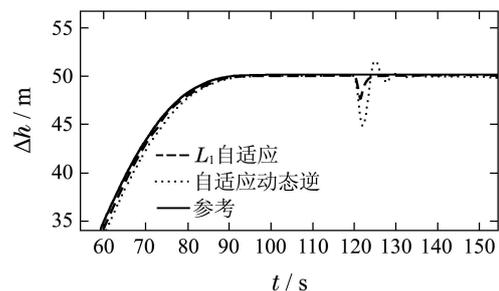


图7 高度指令跟踪情况对比

Fig. 7 High command tracking contrast

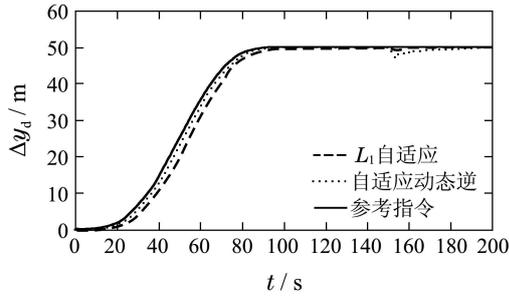


图 8 侧向位置指令跟踪对比  
Fig. 8 Lateral position command tracking contrast

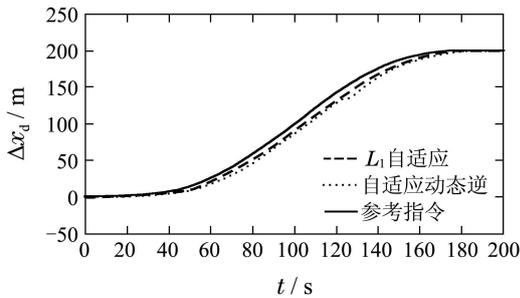


图 9 前向位置指令跟踪对比  
Fig. 9 Forward position command tracking contrast

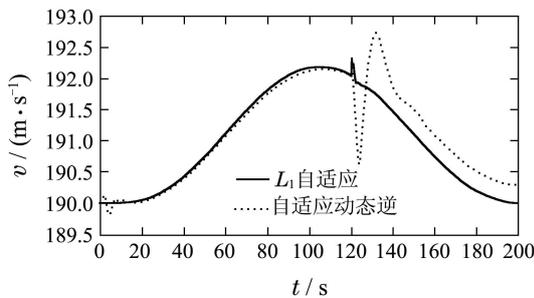


图 10 空速变化情况对比  
Fig. 10 Airspeed change contrast

从对应的操纵舵面响应曲线,如图11和12所示,可看出,自适应动态逆控制器作用下,升降舵和副翼偏转幅值较大,且有振荡;而在  $L_1$  自适应控制器下,升降舵和副翼偏转幅值较小,且无振荡。

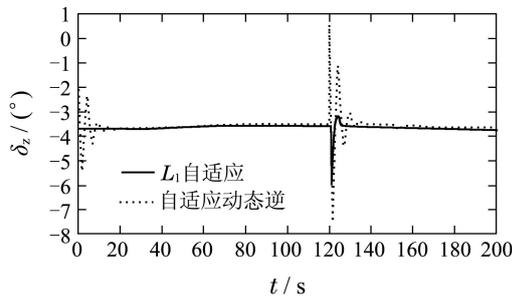


图 11 升降舵偏转情况对比  
Fig. 11 Elevator deflection contrast

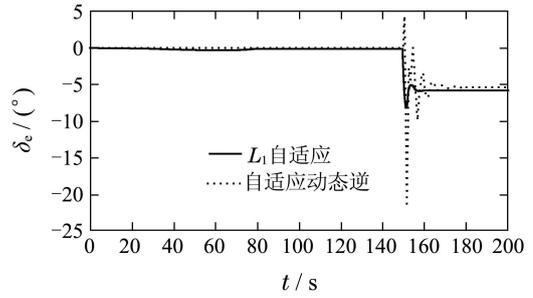


图 12 副翼偏转情况对比  
Fig. 12 Aileron deflection contrast

按照文献[18]对加油软管-锥套的自由运动分析,考虑其自由摆动的特性,在100s后加入锥套的自由摆动,进行对接仿真,在120s时加入5 m/s的等效尾涡下洗风,在150s时加入5(°)/s滚转角速率的等效尾涡梯度风,得到如图13所示的二维轨迹跟踪曲线和如图14所示的高度和侧向偏离跟踪误差曲线,从图中可以看出,受油机相对锥套的跟踪误差在对接后段小于0.2m,一般情况下,锥套的直径约为0.8m,因此,受油机可以最终完成与锥套的对接。

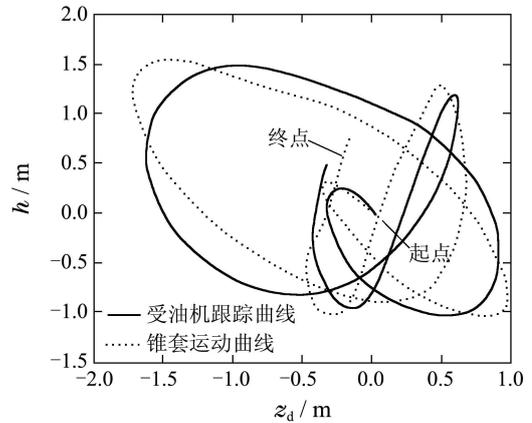


图 13 考虑锥套摆动的二维平面运动轨迹跟踪情况  
Fig. 13 Planar motion trajectory tracking curve

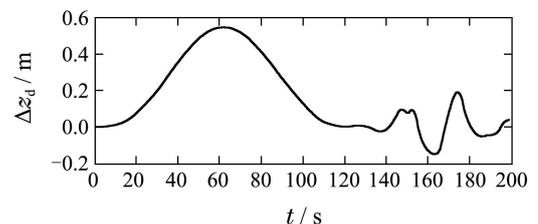
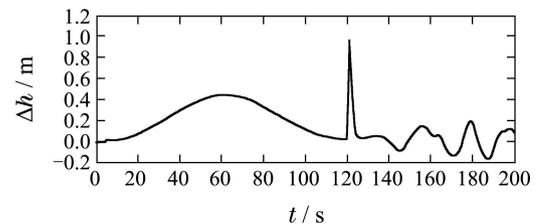


图 14 高度及侧向位置跟踪误差曲线  
Fig. 14 Height and lateral position tracking error curve

为进一步说明 $L_1$ 自适应控制器相对传统自适应控制器的优势,在相同的仿真条件下,进行了基于MRAC(模型参考自适应控制)的仿真.当 $t = 50$  s时,加入下洗风,传统MRAC和 $L_1$ 自适应控制器产生的自适应控制信号如图15所示.

从图15中可看出,自适应形成的控制信号( $\bar{r}(t) = \hat{\theta}^T(t)\hat{x}(t)$ ),有高频振荡部分,对于 $L_1$ 自适应控制器,加入低通滤波器后,可以滤掉高频部分,减小对舵机的负担.因此与传统MRAC相比, $L_1$ 自适应控制器对控制量的振荡抑制作用明显,可大幅降低对舵机的频繁操作.

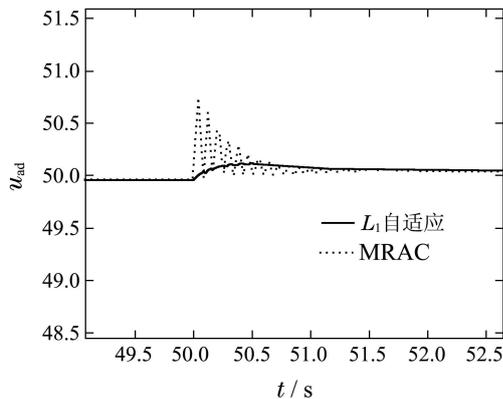


图15 传统MRAC和 $L_1$ 自适应控制器产生的自适应控制信号对比

Fig. 15 MRAC &  $L_1$  adaptive control signal contrast

## 6 结论(Conclusion)

本文研究了自动空中加油对接段飞行控制技术,针对受油机能够在加油机强尾涡干扰下快速精确跟踪飘忽不定的加油锥套的需求,提出采用 $L_1$ 自适应控制器设计受油机自动空中加油对接飞行控制系统.仿真结果表明, $L_1$ 自适应控制器克服了传统的自适应控制方法的缺点,是一种具有快速自适应更新速率且保证鲁棒性的设计结构,采用 $L_1$ 自适应控制器的自动空中加油飞行控制系统可以实现规定时间内的精确加油对接,既满足强尾涡干扰下受油机飞行控制系统的瞬态性能要求,又满足跟踪不规则摆动运动锥套的稳态精度要求,同时,还解决了由自适应参数变化带来的舵机操纵过于频繁的问题.

## 参考文献(References):

[1] JOSEPH P N, JACOB L H. Automated aerial refueling: extending the effectiveness of unmanned air vehicles [C] // *AIAA Modeling and Simulation Technologies Conference and Exhibit*. San Francisco, California: AIAA-2005-6005.

[2] 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.)

[3] RO K, KAMMAN J W. Modeling and simulation of hose-paradrogue aerial refueling systems [J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamic*

*mic*, 2010, 33(1): 53 – 63.

[4] MARCO M, GIAMPIERO C, MARCELLO R N, et al. GPS MV based aerial refueling for UAVs [C] // *AIAA Guidance, Navigation and Control Conference and Exhibit*. Honolulu, Hawaii: AIAA-2008-7258.

[5] WILLIAMSON W R, GLENN G J, DANG V T, et al. Sensor fusion applied to autonomous aerial refueling [J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamic*, 2009, 32(1): 262 – 275.

[6] ATILLA D, SHINYA S. Flight control and simulation for aerial refueling [C] // *AIAA Guidance, Navigation and Control Conference and Exhibit*. San Francisco, California: AIAA-2005-6264.

[7] 郭军, 董新民, 徐跃鉴, 等. 无人机空中加油自主会合控制器设计 [J]. 控制与决策, 2010, 25(4): 567 – 571.  
(GUO Jun, DONG Xinmin, XU Yuejian, et al. Design of UAV autonomous controller for rendezvous in aerial refueling [J]. *Journal of Control and Decision*, 2010, 25(4): 567 – 571.)

[8] 朱家强, 朱纪洪, 郭锁凤, 等. 基于神经网络的鲁棒自适应逆飞行控制 [J]. 控制理论与应用, 2005, 22(2): 182 – 188.  
(ZHU Jiaqiang, ZHU Jihong, GUO Suofeng, et al. Neural network based robust dynamic inversion flight control [J]. *Control Theory & Applications*, 2005, 22(2): 182 – 188.)

[9] 盖文东, 王宏伦, 李大伟. 基于自适应动态逆的自动空中加油轨迹跟踪 [J]. 北京航空航天大学学报, 2012, 38(5): 585 – 590.  
(GAI Wendong, WANG Honglun, LI Dawei. Trajectory tracking for automated aerial refueling based on adaptive dynamic inversion [J]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2012, 38(5): 585 – 590.)

[10] NAIRA H, CAO C Y.  *$L_1$  Adaptive Control Theory: Guaranteed Robustness with Fast Adaptation* [M]. Philadelphia: Society for Industrial and Applied Mathematics, 2010.

[11] GREGORY I M, XARGAY E, CAO C Y, et al. Flight test of  $L_1$  adaptive controller on the NASA AirSTAR flight test vehicle [C] // *AIAA Guidance, Navigation and Control Conference*. Toronto, Ontario Canada: AIAA-2010-8015.

[12] SINGH L, MIOTTO P, BREGER L.  $L_1$  adaptive control design for improved handling of the FA-18 class of aircraft [C] // *AIAA Guidance, Navigation and Control Conference*. Boston, MA: AIAA-2013-5236.

[13] 肖业伦. 飞行器运动方程 [M]. 北京: 航空工业出版社, 1987.  
(XIAO Yelun. *Aircraft Motion Equations* [M]. Beijing: Aviation Industry Press, 1987.)

[14] IOANNOU P, SUN J. *Robust Adaptive Control* [M]. Englewood Cliffs: Prentice-Hall, 1996.

[15] KHALIL H K. *Nonlinear Systems* [M]. Englewood Cliffs: Prentice-Hall, 2002.

[16] POMET J, PRALY L. Adaptive nonlinear regulation: estimation from the Lyapunov equation [J]. *IEEE Transactions on Automatic Control*, 1992, 37(6): 729 – 740.

[17] KATSUHIKO O. *Modern Control Engineering (4th Edition)* [M]. Beijing: Tsinghua University Press, 2006.

[18] 王宏伦, 杜熠, 盖文东. 无人机自动空中加油精确对接控制 [J]. 北京航空航天大学学报, 2011, 37(7): 882 – 886.  
(WANG Honglun, DU Yi, GAI Wendong. Precise docking control in unmanned aircraft vehicle automated aerial refueling [J]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2011, 37(7): 882 – 886.)

## 作者简介:

李大伟 (1979–), 男, 博士, 高级工程师, 目前研究方向为无人机总体设计、飞行控制, E-mail: david@buaa.edu.cn;

王宏伦 (1970–), 男, 博士, 研究员, 目前研究方向为导航、制导与控制, E-mail: hl\_wang\_2002@126.com;

盖文东 (1982–), 男, 博士, 讲师, 目前研究方向为导航、制导与控制, E-mail: gaiwd2011@gmail.com.