

doi: 10.7690/bgzdh.2021.05.015

基于直接升力的空中加油对接飞行控制

黄永康, 袁锁中, 闫留浩

(南京航空航天大学自动化学院先进飞行器导航、控制与健康管理和工业和信息化部重点实验室, 南京 211106)

摘要: 为解决传统空中加油对接过程中受油机纵向轨迹跟踪控制存在时间滞后的问题, 提出一种基于直接升力的空中加油对接飞行控制方法。采用非线性 L_1 制导的方法生成横纵向加速度指令, 设计 2 种直接升力方案对受油机纵向轨迹控制加以改进, 采用动态逆方法对姿态回路设计, 通过扩张状态观测器对动态逆内回路进行补偿。仿真结果表明: 采用的 2 种方案均能消除纵向轨迹跟踪的时间滞后, 实现受油机纵向轨迹的快速响应, 完成空中加油的成功对接。

关键词: 空中加油; 非线性 L_1 制导; 直接升力; 对接控制; 动态逆; 扩张状态观测器

中图分类号: V249.122 **文献标志码:** A

Aerial Refueling Docking Flight Control Based on Direct Lift

Huang Yongkang, Yuan Suozhong, Yan Liu hao

(Key Laboratory of Navigation, Control & Health Management Technologies of Advanced Aircraft, Ministry of Industry and Information Technology, College of Automation, Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Nanjing 211106, China)

Abstract: In order to solve the problem of time lag in the longitudinal trajectory tracking control of the receiver aircraft during the traditional aerial refueling docking, a docking flight control method based on direct lift was proposed. The nonlinear L_1 guidance method was used to generate the longitudinal and transverse acceleration commands, and two direct lift schemes were designed to improve the longitudinal trajectory control of the receiver aircraft. The attitude loop was designed by the dynamic inverse method, and the dynamic inverse internal loop was compensated by the expanded state observer. The simulation results show that two schemes can eliminate the time lag of longitudinal trajectory tracking, realize the rapid response of longitudinal trajectory of the receiver aircraft, and complete the successful docking of aerial refueling.

Keywords: aerial refueling; nonlinear L_1 guidance; direct lift; docking control; dynamic inversion; extended state observer

0 引言

空中加油可以减少飞机的起降频率, 有效地增加飞机的作战半径, 延长作战时间, 并且可以携带更多的武器^[1-2]。空中加油的对接阶段是整个加油过程的关键阶段, 同时也是风险最大最为重要的阶段。对接段对精度控制和安全性的要求很高, 它直接影响加油设备是否对接成功^[3]。针对空中加油对接阶段的控制研究, 文献[4-5]采用线性二次型调节(linear quadratic regulator, LQR)的方法来设计空中加油对接控制律, 使受油机成功跟踪上加油机轨迹; 文献[6]根据最优非零点集方法设计了受油机跟踪控制系统, 采用机器视觉的方法获取加油锥套的位置, 实现了受油机对加油锥套的跟踪; 文献[7]采用 Backstepping 方法设计了受油机的姿态角和速度控制律, 同时加入自适应神经网络提高系统的抗干扰能力; 文献[8]采用动态逆方法设计了无人机轨迹跟

踪控制系统, 但没有对动态逆的逆误差进行补偿; 文献[9]在采用了动态逆方法的基础上, 引入自适应神经网络补偿逆误差, 取得了较好的控制效果。

上述方法在采用常规方法操纵受油机改变轨迹的过程中, 通过改变飞机的姿态引起迎角或侧滑角变化来改变受油机航迹的气动力, 而姿态的改变又是通过气动操纵面的偏转产生力矩而实现的。这种操纵一方面会导致控制与航迹变化产生时间滞后, 另一方面会使受油机转动运动与平移运动强烈耦合, 从而降低受油机快速跟踪轨迹的能力。针对以上问题, 笔者提出采用 L_1 制导和动态逆方法设计受油机直接升力控制律, 不仅可以提高纵向轨迹的跟踪速度, 而且还能有效地实现姿态运动和轨迹运动的解耦。

1 空中加油对接飞行控制系统结构

如图 1 所示, 空中加油对接飞行控制系统由制

收稿日期: 2021-01-04; 修回日期: 2021-02-09

基金项目: 国家自然科学基金(61273050); 中央高校基本科研业务费资助(XCA18155)

作者简介: 黄永康(1995—), 男, 江苏人, 硕士, 从事自主空中加油研究。E-mail: 1059967454@qq.com。

导律模块、受油机直接升力飞行控制模块和相对位置关系转换模块组成。制导律模块根据加油机和受油机的相对运动关系，计算出受油机的横纵向加速度指令，再通过直接升力飞行控制，实现受油机精确快速地跟踪上加油机的轨迹，完成对接阶段任务目标。

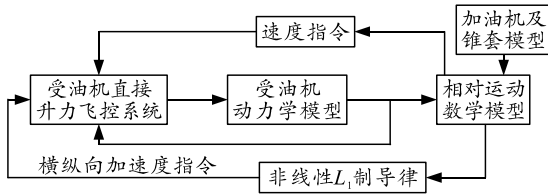


图 1 空中加油对接飞行控制系统结构

2 基于非线性 L_1 的制导律设计

笔者采用非线性 L_1 制导^[10]的方法来控制受油机的轨迹。该方法通过导引指令使受油机接近并沿着期望轨迹飞行，其基本原理如图 2 所示。

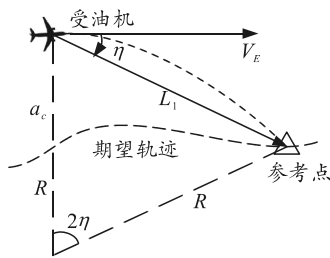


图 2 非线性 L_1 制导原理

在期望的轨迹上选取一个参考点，参考点与受油机之间的距离为 L_1 ，则向心加速度指令

$$a_c = 2(V_E^2/L_1) \sin \eta \quad (1)$$

由图 2 可知：指令 a_c 可以驱使受油机不断地沿着半径为 R 的圆弧轨迹逼近参考点，从而实现对接期望轨迹的跟踪。

2.1 受油机纵向 L_1 制导律

首先仅考虑受油机在纵向平面内飞行，跟踪纵向平面上的期望轨迹，受油机纵向 L_1 制导律如图 3 所示。

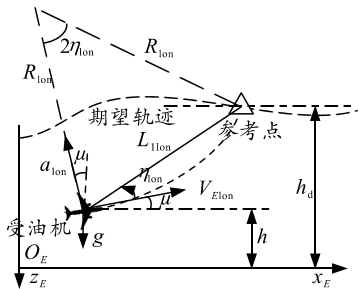


图 3 纵向 L_1 制导

由上图可知：受油机起始沿着速度在纵向平面

的投影 V_{Elon} 方向飞行，纵向加速度指令 a_{lon} 引导受油机沿着半径为 R_{lon} 的圆弧轨迹飞至参考点，则

$$V_{Elon}^2/R_{lon} = a_{lon} - g \cos \mu \quad (2)$$

其中： μ 为航迹倾斜角； g 为重力加速度。根据图 3 几何关系有

$$R_{lon} = L_{1lon}/2 \sin \eta_{lon} \quad (3)$$

其中： L_{1lon} 为受油机与参考点在纵向平面中的前向距离； η_{lon} 为受油机与参考点之间连线和速度 V_{Elon} 之间的夹角，其正负可以用右手法则判定，由图 3 几何关系可求得

$$\eta_{lon} = \sin^{-1}((h-h_d)/L_{1lon}) - \mu \quad (4)$$

其中： h 为受油机飞行高度； h_d 为参考点高度。将式(3)和式(4)代入式(2)得纵向加速度指令

$$a_{lon} = 2V_{Elon}^2/L_{1lon} \sin(\eta_{lon}) + g \cos \mu \\ = 2V_{Elon}^2/L_{1lon} \sin(\sin^{-1}((h-h_d)/L_{1lon}) - \mu) + g \cos \mu \quad (5)$$

2.2 受油机横侧向 L_1 制导律

如图 4 所示受油机横侧向 L_1 制导律与纵向类似。

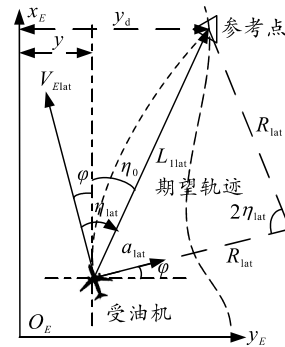


图 4 横侧向 L_1 制导

参考纵向的方法，可以求得受油机与参考点之间的方位角

$$\eta_{lat} = -(\varphi + \sin^{-1}((y-y_d)/L_{1lat})), \quad (6)$$

其正负满足右手法则，需要的横侧向加速度指令

$$a_{lat} = 2V_{Elat}^2/L_{1lat} \sin \eta_{lat} = \\ 2V_{Elat}^2/L_{1lat} \sin(-\varphi - \sin^{-1}((y-y_d)/L_{1lat})) \quad (7)$$

其中： V_{Elat} 为受油机速度在横侧向平面上的投影； L_{1lat} 为横侧向平面内受油机到参考点的前向距离； φ 为航迹方位角； y 为受油机实际侧向距离； y_d 为参考点侧向距离。

3 直接升力控制下的指令转换

直接升力控制是通过附加操纵面，在不改变飞机俯仰力矩的情况下直接改变飞机所受升力，进而

改变飞机的纵向轨迹。这种控制方式不仅可以缩短轨迹改变的响应时间，而且可以实现姿态运动和轨迹运动的解耦。笔者选取后缘襟翼作为直接升力操纵面，对受油机的纵向轨迹进行控制；同时考虑到空中加油对接过程中受油机的姿态变化关系到加油的成功与否，故笔者采用 2 种直接升力控制方案来产生相应的受油机姿态指令，并对它们的控制性能进行比较。

3.1 第 1 种直接升力控制方案

第 1 种直接升力控制方案是用升降舵与襟翼同时控制受油机的纵向轨迹，从而达到受油机快速跟踪加油机轨迹的目的。

由于受油机飞控系统的输入一般为姿态角指令，所以第 2 章得到的纵向和横侧向加速度指令要相应转换为受油机的姿态角指令，即将 a_{lon} 和 a_{lat} 分别转换为俯仰角指令 θ_c 和滚转角指令 ϕ_c 。

式(5)得到的纵向加速度指令 a_{lon} 定义在航迹坐标系中，转换到气流坐标系为 a_h ，此时受油机在气流坐标系下的纵向力方程为

$$ma_h = -T \sin \alpha - L + mg_1 \quad (8)$$

式中： T 为发动机推力； α 为受油机迎角； L 为受油机所受升力； m 为质量； g_1 为重力加速度在气流坐标系下 z 轴上的分量，可表示为

$$g_1 = g(\sin \alpha \sin \theta + \cos \alpha \cos \phi \cos \theta) \quad (9)$$

式中： θ 为受油机俯仰角； ϕ 为受油机滚转角。升力

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

式中： $C_{L\alpha}$ 为迎角升力系数； α_0 为零升迎角； Q 为当前速度下受油机受到的动压； S 为机翼面积。

将式(10)代入式(8)中，可以获得迎角指令为

$$\alpha_c = -\alpha_0 + (-T \sin \alpha + m(g_1 - a_h)) / C_{L\alpha}QS \quad (11)$$

所以对应的俯仰角指令为

$$\theta_c = \alpha_c + \mu \quad (12)$$

式中 μ 为受油机的航迹倾斜角。

此时受油机的升力变化主要是由迎角的变化引起，将这部分升力的变化用直接升力襟翼来驱动产生^[11]，结构如图 5 所示。

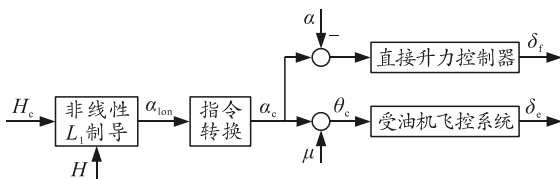


图 5 第 1 种直接升力控制结构

迎角变化带来的升力系数的变化为

$$\Delta C_L = (\alpha - \alpha_c)C_{L\alpha} \quad (13)$$

所以直接升力襟翼的偏转

$$\delta_f = \Delta C_L / C_{L\delta_f} \quad (14)$$

同理，式(7)得到的横侧向加速度指令 a_{lat} 也是定义在航迹坐标系中，将其转换到机体坐标系为 a_y ，此时受油机机体坐标系下横侧向力方程为

$$ma_y = -D \sin \beta + Y \cos \beta + mg \cos \theta \sin \phi \quad (15)$$

式中： D 为受油机所受阻力； Y 为侧力； β 为侧滑角。当受油机采用协调转弯时，侧滑角 $\beta=0$ ，并且 $Y \approx 0$ ， θ 值较小时，式(15)可简化为

$$a_y \approx g \sin \phi \quad (16)$$

所以滚转角指令

$$\phi_c = \sin^{-1}(a_y / g) \quad (17)$$

协调转弯条件下侧滑角指令为

$$\beta_c = 0 \quad (18)$$

3.2 第 2 种直接升力控制方案

第 2 种直接升力控制方案是用襟翼控制受油机的纵向轨迹，用升降舵来控制受油机的姿态，可以在俯仰角不变的情况下控制轨迹，即实现垂直平移模态。所以第 2 节中的纵向加速度指令用于直接升力控制，驱动襟翼发生偏转，俯仰姿态指令用于驱动升降舵偏转，从而实现姿态和轨迹的解耦。

式(5)得到的纵向加速度指令 a_{lon} 定义在航迹坐标系中，转换到气流坐标系为 a_h ，此时受油机在气流坐标系下的纵向力方程为

$$ma_h = -T \sin \alpha - L + mg_1 \quad (19)$$

式中： a_h 为气流坐标系下的纵向加速度； T 为发动机推力； α 为受油机迎角； L 为受油机所受升力； m 为质量； g_1 为重力加速度在气流坐标系下 z 轴上的分量，可表示为

$$g_1 = g(\sin \alpha \sin \theta + \cos \alpha \cos \phi \cos \theta) \quad (20)$$

式中： θ 为受油机俯仰角； ϕ 为受油机滚转角。

此时受油机的升力变化是由襟翼的偏转引起，所以第 2 节中的纵向加速度指令可用于直接升力控制，结构如图 6 所示。

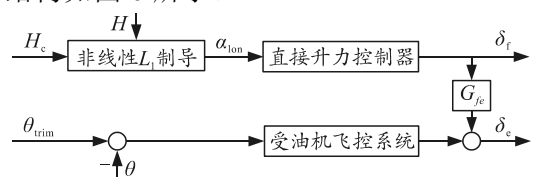


图 6 第 2 种直接升力控制结构

升力可以写成

$$L = C_{L_{\delta_f}} \delta_f QS. \quad (21)$$

式中： $C_{L_{\delta_f}}$ 为襟翼升力系数； δ_f 为襟翼偏转量； Q 为动压； S 为机翼面积。

这样就可以获得襟翼偏转指令

$$\delta_f = \frac{-T \sin \alpha + m(g_l - a_h)}{C_{L_{\delta_f}} QS}. \quad (22)$$

当襟翼偏转时，升力会立刻发生改变，升降速度也会发生改变，导致迎角发生变化，迎角变化将产生额外的俯仰力矩，这时只要使升降舵产生附加偏转即可抑制总的俯仰力矩变化，从而抑制俯仰角变化；故在襟翼与升降舵之间引入解耦环节 G_{fe} ，考虑到襟翼偏转较快，而迎角和俯仰角速度的变化较慢，所以俯仰力矩的平衡可忽略迎角和俯仰角速度的影响，只考虑襟翼和升降舵的偏转即可

$$G_{fe} = \frac{C_{M_{\delta_f}}}{C_{M_{\delta_e}}}. \quad (23)$$

当存在高度指令驱动襟翼时，升降舵可以立刻发生偏转，从而实现俯仰力矩的平衡。此时实现了在姿态不变的情况下改变轨迹，即实现直接升力中的垂直平移模态。

要保持俯仰角不变，对应的俯仰角指令应为

$$\theta_c = \theta_{trim}. \quad (24)$$

其中 θ_{trim} 为受油机的俯仰角配平量。

滚转角指令 ϕ_c 和侧滑角指令 β_c 的求取与 3.1 节相同，此处不再赘述。

4 基于 ESO 的动态逆飞行控制系统设计

动态逆是一种成熟的非线性控制器设计方法，通过反馈的方式消除系统的非线性，从而产生完全或部分线性化的闭环系统，将传统的线性控制技术应用到系统设计中。

在采用动态逆方法设计控制器的过程中，因为受油机控制量和状态量的数目不相等，需要根据时标分离原则，将受油机的状态量分为快回路和慢回路 2 部分^[12-13]，快回路为受油机的角速度分量 $[p, q, r]$ ，慢回路为受油机的气流姿态角 $[\phi, \theta, \beta]$ 。由于角速度快回路存在逆误差，因此，笔者设计了一种扩张状态观测器 (expanded state observer, ESO) 来补偿快回路模型误差。控制器结构如图 7 所示。

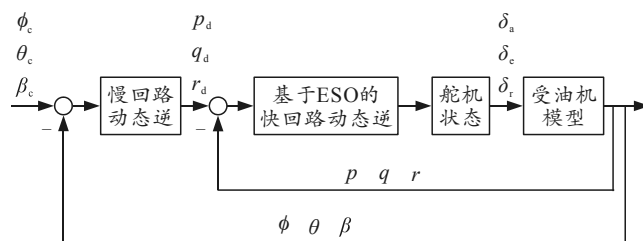


图 7 动态逆控制器结构

4.1 动态逆慢回路系统设计

根据以下受油机的运动学方程组，可以通过逆变换求出所需的滚转角、俯仰角和侧滑角速度：

$$\begin{aligned} \dot{\phi} &= p + (r \cos \phi + q \sin \phi) \tan \theta; \\ \dot{\theta} &= q \cos \phi - r \sin \phi; \\ \dot{\beta} &= (-T \cos \alpha \sin \beta + Y + G_{ya}) / mV + p \sin \alpha - r \cos \alpha. \end{aligned} \quad (25)$$

其中

$$G_{ya} = mg(\cos \alpha \sin \beta \sin \theta + \cos \beta \sin \phi \cos \theta - \sin \alpha \sin \beta \cos \phi \cos \theta). \quad (26)$$

由非线性动态逆理论可将式(25)改写成以下仿射方程的形式：

$$\begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\beta} \end{bmatrix} = f(x) + g(x) \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix}. \quad (27)$$

其中 $x = (V, \alpha, \beta, \theta, \phi)^T$ ， $f(x)$ 和 $g(x)$ 可以写成如下形式：

$$f(x) = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ (-T \cos \alpha \sin \beta + Y + G_{ya}) / mV \end{bmatrix}; \quad (28)$$

$$g(x) = \begin{bmatrix} 1 & \sin \phi \tan \theta & \cos \phi \tan \theta \\ 0 & \cos \phi & -\sin \phi \\ \sin \alpha & 0 & -\cos \alpha \end{bmatrix}. \quad (29)$$

式(27)中的 $(\dot{\phi}, \dot{\theta}, \dot{\beta})^T$ 可以用 $(U_\phi, U_\theta, U_\beta)^T$ 来代替，并通过下式计算：

$$\begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\beta} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} U_\phi \\ U_\theta \\ U_\beta \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} K_\phi(\phi_d - \phi) \\ K_\theta(\theta_d - \theta) \\ K_\beta(\beta_d - \beta) \end{bmatrix}. \quad (30)$$

其中： $(K_\phi, K_\theta, K_\beta)$ 为慢回路被控状态的带宽； $(\phi_d, \theta_d, \beta_d)$ 为外回路的期望值。故式(27)可改写成

$$\begin{bmatrix} U_\phi \\ U_\theta \\ U_\beta \end{bmatrix} = f(x) + g(x) \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix}. \quad (31)$$

当 $g(x)$ 可逆时, 对式(31)求逆, 可以得到期望的角速率如下:

$$\begin{bmatrix} p_d \\ q_d \\ r_d \end{bmatrix} = g^{-1}(x) \left\{ \begin{bmatrix} U_\phi \\ U_\theta \\ U_\beta \end{bmatrix} - f(x) \right\} \quad (32)$$

4.2 基于 ESO 的动态逆快回路系统设计

假定某一名义设计状态下, 动态逆快回路状态方程可以写为

$$\dot{x} = A_f x + B_f u \quad (33)$$

式中: A_f 为系统矩阵; B_f 为控制矩阵; $x=[p, q, r]^T$ 为状态变量; $u=[\delta_a, \delta_e, \delta_r]^T$ 为控制量。令控制量

$$u_c = B_f^{-1}(u_d - A_f x) \quad (34)$$

将式(34)代入式(33)得 $\dot{x} = u_d$, 此时系统变为 1 阶积分环节, 若 $u_d = k(x_c - x)$, 即可通过调节增益 k 获得期望的动态响应, 即在理想情况下, 式(34)能够抵消原系统的非线性因素; 但由于受油机的模型存在参数不确定性以及外界干扰的影响, 导致不能有效抵消原系统中的非线性因素, 鲁棒性不佳。为此, 笔者设计了 ESO 对系统模型中的不确定性和干扰进行估计和补偿。考虑系统存在扰动时

$$\dot{x} = f(x, u)x + g(x, u)u + \Delta \quad (35)$$

式中 Δ 为系统模型内部和外部扰动的总和。为了消除系统扰动 Δ 的影响, 设计 1 阶 ESO 对扰动进行估计和补偿如下:

$$\begin{aligned} e &= x - z_1; \\ \dot{z}_1 &= z_2 + l_1 e + f(x, u) + g(x, u)u; \\ \dot{z}_2 &= l_2 e. \end{aligned} \quad (36)$$

其中

$$\begin{aligned} l_1 &= \text{diag}(2w_{op}, 2w_{oq}, 2w_{or}); \\ l_2 &= \text{diag}(w_{op}^2, w_{oq}^2, w_{or}^2). \end{aligned} \quad (37)$$

式中 w_{op} , w_{oq} 和 w_{or} 为观测器的带宽, 是待整定参数。通过调整 w_{op} , w_{oq} 和 w_{or} 能够实现 $z_2 \rightarrow \Delta$ 。则控制量为

$$u = g^{-1}(x, u)(\dot{x} - f(x, u) - z_2) \quad (38)$$

5 速度控制系统设计

速度回路和姿态角回路类似, 属于慢变回路, 根据受油机动力学方程, 速度公式可以写成:

$$\dot{V} = (-D + T \cos \alpha \cos \beta + G_{xa})/m \quad (39)$$

其中

$$G_{xa} = mg(-\cos \alpha \cos \beta \sin \theta + \sin \beta \sin \phi \cos \theta + \sin \alpha \cos \beta \cos \phi \cos \theta) \quad (40)$$

根据动态逆方法可以用 U_a 替换 \dot{V} , 即

$$U_a = k_v(V_d - V) \quad (41)$$

式中: K_v 为速度控制增益; V_d 为期望的速度。根据式(39)可以求解出推力 T , 并将其作为发动机推力的指令 T_d , 即

$$T_d = (mU_a - G_{xa} + D)/\cos \alpha \cos \beta \quad (42)$$

由于受油机推力有大小限制, 故实际的推力指令 \tilde{T}_d 可以写成

$$\tilde{T}_d = \begin{cases} T_{\max}, & (T_{\max} \leq T_d) \\ T_d, & (T_{\min} < T_d < T_{\max}) \\ T_{\min}, & (T_d \leq T_{\min}) \end{cases} \quad (43)$$

用百分比表示油门输出为

$$\delta_{T_d} = \hat{T}_d / T_{\max} \quad (44)$$

6 仿真结果及分析

为评估笔者设计方法的控制效果, 需要对图 1 所示的空中加油对接飞行控制系统进行数值仿真验证。受油机数学模型采用某型无人机的六自由度动力学模型, 为方便研究, 加油机可采用质点模型, 即只考虑其速度和位置。在 Matlab/Simulink 仿真环境中进行综合飞行仿真, 验证笔者所设计的控制系统。

假设加油机在 5 035 m 高空, 以 200 m/s 的速度水平前飞; 加油锥套位于加油机后方 15 m, 下方 5 m, 与加油机相对位置保持不变; 受油机位于加油锥套后方 100 m, 下方 30 m, 右侧 30 m, 以同样的速度和方向水平前飞。首先在不加入直接升力的情况, 对笔者设计好的控制系统进行仿真, 然后分别加入第 1 种和第 2 种直接升力方案, 并比较这 3 种情况下的控制效果。

图 8 为受油机跟踪加油锥套的 3 维运动轨迹。从图可以看出: 无论是否加入直接升力, 笔者设计的受油机控制系统都可以有效地跟踪上加油锥套的轨迹, 从而成功完成对接, 但是直接升力控制下的受油机跟踪速度更快。图 9 为受油机在对接过程中与加油锥套的横侧向和前向误差响应, 由于在加入直接升力前后, 横侧向和前向的控制结构完全一样, 故响应结果也完全一样。图 10 给出了受油机在对接过程中与加油锥套的纵向高度误差响应, 可以看出: 直接升力 1 方案控制下, 受油机在 15 s 左右即可消除高度误差, 直接升力 2 方案控制下, 受油机在 20 s

左右即可消除高度误差，而不加入直接升力的情况下，受油机在 25 s 左右才能消除高度误差；而且不加入直接升力的情况下，高度响应在初始阶段有时间延迟，加入直接升力后这种时间延迟被消除，所以直接升力控制不仅可以有效地提升空中加油中受油机的跟踪速度，而且还可以消除常规高度控制下初始响应的延迟。

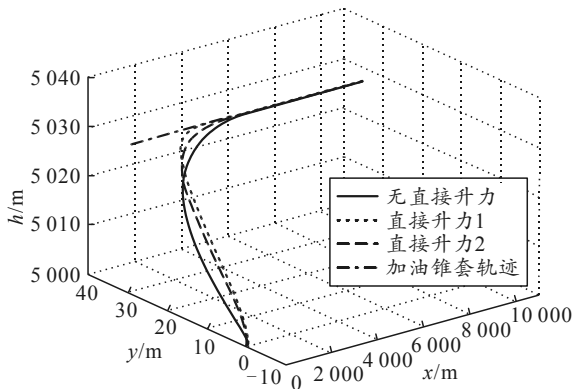


图 8 受油机 3 维运动轨迹

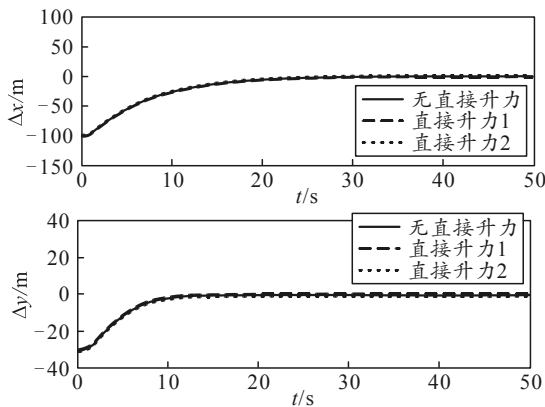


图 9 受油机横侧向和前向误差响应

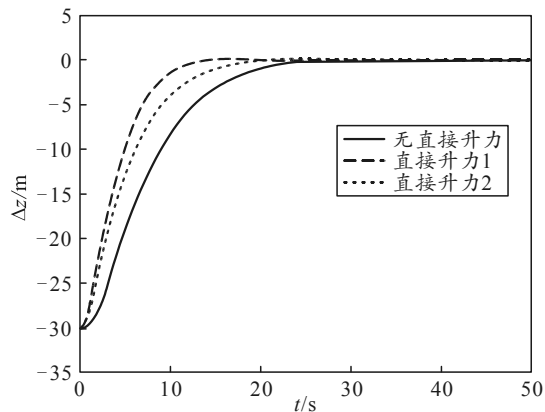


图 10 受油机纵向高度误差响应

图 11 为受油机的姿态角变化，可以看出：采用升力控制与否对滚转角和偏航角的变化影响不大，但是在直接升力 1 方案控制下，俯仰角变化比没有直接升力的情况下要小一些，而直接升力 2 方案控

制下，俯仰角基本保持不变，实现了直接升力控制中的垂直平移模态，即在不改变俯仰角的情况下，对受油机的纵向轨迹进行控制，完成了姿态和轨迹的解耦。图 12 为升降舵和襟翼的偏转，当偏转襟翼产生直接升力时，会产生不平衡的俯仰力矩，若想保证力矩的平衡，必须要增大升降舵偏转；故有直接升力控制下的升降舵偏转变化较大，且由于襟翼直接产生升力导致受油机轨迹改变，受油机未到达指定高度，襟翼继续保持偏转，所以图中襟翼需缓慢恢复到原来位置。

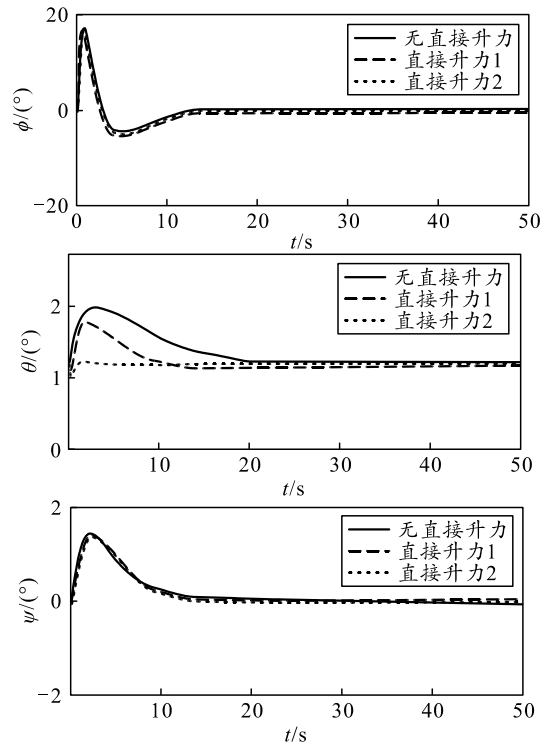


图 11 受油机姿态角变化

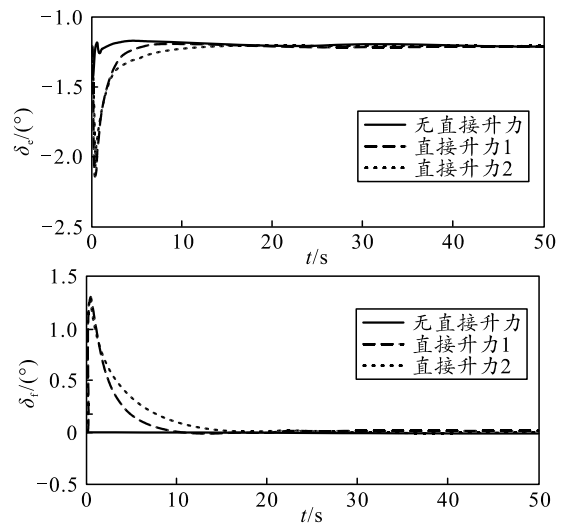


图 12 升降舵和襟翼偏转