

8-17-2020

Modeling and Control of Shaking Motion of Aerial Refueling Hose-Drogue

Zhang Jin

College of Automation Engineering, Nanjing university of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;

Suozhong Yuan

College of Automation Engineering, Nanjing university of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;

Quanquan Gong

College of Automation Engineering, Nanjing university of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;

Follow this and additional works at: <https://dc-china-simulation.researchcommons.org/journal>



Part of the [Artificial Intelligence and Robotics Commons](#), [Computer Engineering Commons](#), [Numerical Analysis and Scientific Computing Commons](#), [Operations Research, Systems Engineering and Industrial Engineering Commons](#), and the [Systems Science Commons](#)

This Paper is brought to you for free and open access by Journal of System Simulation. It has been accepted for inclusion in Journal of System Simulation by an authorized editor of Journal of System Simulation.

Modeling and Control of Shaking Motion of Aerial Refueling Hose-Drogue

Abstract

Abstract: Hose-Drogue fly with the tanker in the air can produce shaking motion which increases the difficulty of coupling with a refueling drogue for a receiver plane safely and accurately. A mathematical model of shaking motion of aerial refueling hose drogue under the tanker wake and atmospheric turbulence was proposed by the method of rigid multibody dynamics. Then the balance drag wake of hose-drogue and the atmospheric turbulence on hose-drogue in different flight conditions were analyzed based on this model. *To reduce the movement amplitude of the hose-drogue in the air, the controller to the motion of the hose-drogue was designed. The no-linear model was linearized and reduced to design PID (proportion-integration-differentiation) controller.* The simulation results show the effectiveness of the control to the shaking motion of the hose-drogue, and then it can reduce the difficulty of aerial refueling docking enhancing the security of aerial refueling.

Keywords

aerial refueling, shaking motion of hose-drogue, rigid multibody dynamics, PID controller

Recommended Citation

Zhang Jin, Yuan Suozhong, Gong Quanquan. Modeling and Control of Shaking Motion of Aerial Refueling Hose-Drogue[J]. Journal of System Simulation, 2016, 28(2): 388-395.

空中加油软管-锥套空中飘摆运动建模与控制

张进, 袁锁中, 龚全铨

(南京航空航天大学自动化学院, 南京 210016)

摘要: 软管-锥套随加油机在空中飞行时产生的飘摆运动增加了受油机安全准确地对接加油锥套的难度, 采用多刚体动力学建立空中加油软管-锥套在尾涡流场及大气紊流下的空中飘摆运动的数学模型, 分析了加油机在不同飞行条件下软管-锥套的平衡拖拽尾迹以及气流对软管-锥套的影响。为了减小软管-锥套空中飘摆运动的幅度, 对软管-锥套运动设计了控制器。在对非线性模型线性化及降阶处理的基础上, 设计了PID(*proportion-integration-differentiation*)控制器。仿真表明所设计的控制器能有效减小软管-锥套的运动幅度, 从而能够降低空中加油对接的难度, 提高空中加油的安全性。

关键词: 空中加油; 软管-锥套飘摆运动; 多刚体动力学; PID 控制器

中图分类号: V212.1 文献标识码: A 文章编号: 1004-731X (2016) 02-0388-08

Modeling and Control of Shaking Motion of Aerial Refueling Hose-Drogue

Zhang Jin, Yuan Suozhong, Gong Quanquan

(College of Automation Engineering, Nanjing university of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: Hose-Drogue fly with the tanker in the air can produce shaking motion which increases the difficulty of coupling with a refueling drogue for a receiver plane safely and accurately. A mathematical model of shaking motion of aerial refueling hose drogue under the tanker wake and atmospheric turbulence was proposed by the method of rigid multibody dynamics. Then the balance drag wake of hose-drogue and the atmospheric turbulence on hose-drogue in different flight conditions were analyzed based on this model. *To reduce the movement amplitude of the hose-drogue in the air, the controller to the motion of the hose-drogue was designed. The no-linear model was linearized and reduced to design PID (proportion-integration-differentiation) controller.* The simulation results show the effectiveness of the control to the shaking motion of the hose-drogue, and then it can reduce the difficulty of aerial refueling docking enhancing the security of aerial refueling.

Keywords: aerial refueling; shaking motion of hose-drogue; rigid multibody dynamics; PID controller

引言

软式空中加油是应用最广泛的一种空中加油方式, 在对接过程中, 需要受油机飞行员有精准熟

练的驾驶技术^[1], 才能完成受油插头与加油锥套的安全对接。加油吊舱拖拽着软管-锥套在空中受到大气紊流^[2]的影响存在一定幅度的飘摆运动, 给受油机安全准确地对接带来一定的难度, 甚至可能导致受油插头损坏或更严重的事故, 空中加油软管-锥套空中飘摆运动建模与控制对提高软式空中加油操作的整体安全性有一定的积极意义。在加油软管-锥套建模方面, Zhu&Meguid^[3]利用弹性横梁理论分析软管-锥套的特性, 该方法理论推导复杂,



收稿日期: 2014-10-20 修回日期: 2015-01-20;
基金项目: 国家自然科学基金资助(61273050); 航空
科学基金资助(20121352026);
作者简介: 张进(1990-), 男, 江苏淮安, 硕士, 研究
方向为空中加油; 袁锁中(1970-), 男, 江苏丹阳, 博
士, 副教授, 硕士, 研究方向为无人机飞行控制。

<http://www.china-simulation.com>

计算量巨大, 难以满足实时性要求。Kamman^[4]利用多体动力学理论^[5]来对加油软管建模, 将软管分为有限段, 形成多级串联的球杆模型, 比Zhu&Meguid的建模方法直观简单。空军工程大学胡孟权^[6], 西北工业大学王伟^[7]等人仅限于建立软管-锥套模型来分析其运动, 国内目前缺乏对软管-锥套空中飘摆运动控制的研究。

本文采用多刚体动力学原理, 建立空中加油机尾涡流场下的空中加油软管-锥套飘摆运动模型, 分析加油机在不同飞行条件下软管-锥套的拖拽尾迹^[6], 并在模型中加入Dryden大气紊流^[2]进行仿真、分析大气紊流对软管-锥套的影响。为设计控制器, 对模型进行了线性化与降阶处理。采用PID (proportion-integration-differentiation) 控制, 对软管-锥套在Dryden大气紊流中的飘摆运动进行控制。

1 软管-锥套空中飘摆运动的建模

1.1 建模假设

假设软管-锥套装配是连杆系统, 软管由有限数量的圆柱形的光滑刚性杆组成, 接头处由无摩擦的球窝连接。每个连杆的质量与载荷集中在连接处。锥套看作是一个在软管末端集中质量的质点。如图1所示。软管的另一端连接在空中加油吊舱里(牵引点), 吊舱的运动与加油机的航迹坐标系有关。软管-锥套系统要承受重力, 以及加油机尾涡流、自由来流和大气紊流带来所引起的空气动力。

软管-锥套空中飘摆运动的建模中, 采用了2种坐标系, 分别为大地坐标系 S_g 与加油机航迹坐标系 S_k , 航迹坐标系中 x 轴与加油机飞行速度方向重合一致, z 轴位于包含飞行速度在内的铅垂面内, 与 x 轴垂直并指向下方, y 轴垂直于 xz 平面, 按右手定则确定。假设 J, K 为软管-锥套上的2个相邻连接处的质点, 定义矢量 P_K , P_K 是由 J 点指向 K 点的定长度向量, θ_{K2} 是 P_K 与航迹坐标系 xz 平面的夹角, θ_{K1} 是 P_K 在航迹坐标系 xz 平面的投

影与航迹坐标系 x 轴的夹角。如图1所示。

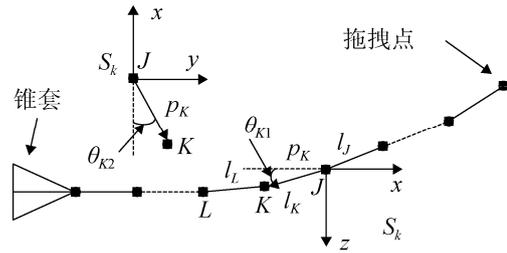


图1 软管-锥套在航迹坐标系下的示意图

1.2 运动学分析

图1中, 质点 K 的空间位置向量在大地坐标系 S_g 中可表示为

$$\mathbf{r}_K = \mathbf{r}_J + \mathbf{P}_K \quad (1)$$

式中: $\mathbf{r}_K, \mathbf{r}_J$ 为 K 点和 J 点相对于大地坐标系原点的位置向量; \mathbf{P}_K 表示由质点 J 指向质点 K 的距离向量, 在航迹坐标系中, \mathbf{P}_K 可表示为

$$\mathbf{P}_K = -l_K(C_{K1}C_{K2}\mathbf{w}_1 - S_{K2}\mathbf{w}_2 - S_{K1}C_{K2}\mathbf{w}_3) \quad (2)$$

式中: C_{Ki}, S_{Ki} ($i=1, 2$)为相应角度 θ_{K1}, θ_{K2} 的余弦及正弦。 \mathbf{w}_i ($i=1, 2, 3$)为沿着航迹坐标系的 x, y, z 方向的单位向量; l_K 为向量 \mathbf{P}_K 的模。

对式(1)进行一次和二次求导, 可得到质点 K 的运动速度 \mathbf{v}_K 和加速度 \mathbf{a}_K

$$\mathbf{v}_K = \mathbf{v}_J + \dot{\mathbf{P}}_K \quad \mathbf{a}_K = \mathbf{a}_J + \ddot{\mathbf{P}}_K \quad (3)$$

其中 $\dot{\mathbf{P}}_K = \sum (\mathbf{p}_{K,\theta_{Ki}} \dot{\theta}_{Ki}) + (\boldsymbol{\omega}_W \times \mathbf{P}_K)$ (4)

$$\ddot{\mathbf{P}}_K = \sum_i (\mathbf{p}_{K,\theta_{Ki}} \ddot{\theta}_{Ki}) + \sum_i (\dot{\mathbf{p}}_{K,\theta_{Ki}} \dot{\theta}_{Ki}) + (\boldsymbol{\alpha}_W \times \mathbf{P}_K) + (\boldsymbol{\omega}_W \times \dot{\mathbf{P}}_K) \quad (5)$$

式中: $\boldsymbol{\omega}_W$ 和 $\boldsymbol{\alpha}_W$ 分别为飞机航迹坐标系 S_k 在大地坐标系 S_g 下的牵连角速度和牵连角加速度; $\boldsymbol{\omega}_W \times \mathbf{p}_K$ 为航迹坐标系相对于大地的牵连速度; $\boldsymbol{\alpha}_W \times \mathbf{p}_K, \boldsymbol{\omega}_K \times \dot{\mathbf{P}}_K$ 分别为航迹坐标系相对大地坐标系的牵连加速度和哥式加速度, $\mathbf{p}_{K,\theta_{Ki}} = \partial \mathbf{P}_K / \partial \theta_{Ki}$ ($i=1, 2$)。

$$\mathbf{p}_{K,\theta_{K1}} = l_K(S_{K1}C_{K2}\mathbf{w}_1 + C_{K1}C_{K2}\mathbf{w}_3) \quad (6)$$

$$\mathbf{p}_{K,\theta_{K2}} = l_K(C_{K1}S_{K2}\mathbf{w}_1 + C_{K2}\mathbf{w}_2 - S_{K1}S_{K2}\mathbf{w}_3) \quad (7)$$

由(6), (7)知 $\mathbf{p}_{K,\theta_{K1}} \cdot \mathbf{p}_{K,\theta_{K2}} = 0$, 则利用(5)式和(3)式的第二式得出所有软管的方位角的二阶导数

$$\ddot{\theta}_{Kj} = \mathbf{p}_{K,\theta_{Kj}} \cdot [\mathbf{a}_K - \mathbf{a}_J - \sum_i (\dot{\mathbf{p}}_{K,\theta_{Ki}} \dot{\theta}_{Ki}) - (\mathbf{a}_W \times \mathbf{p}_K) - (\boldsymbol{\omega}_W \times \dot{\mathbf{p}}_K)] / (\mathbf{p}_{K,\theta_{Ki}} \cdot \mathbf{p}_{K,\theta_{Ki}}) \quad (j=1, 2) \quad (8)$$

1.3 动力学分析

由牛顿第二定律知, 质点 K 的加速度可表示为:

$$\mathbf{a}_K = (\mathbf{Q}_K + \mathbf{t}_K + \mathbf{t}_L) / m_K = \mu_K (\mathbf{Q}_K + \mathbf{t}_K + \mathbf{t}_L) \quad (9)$$

式中: \mathbf{Q}_K 为质点 K 受到的重力与气动力的合力向量; \mathbf{t}_K 和 \mathbf{t}_L 分别为 K 和 L 段软管上的拉力向量。 m_K 为 K 段软管质量与 L 段软管质量总和的一半。

$$\mu_K = 1 / m_K。$$

根据每段软管不可拉伸的假设, 可知

$$\mathbf{p}_K \cdot \mathbf{p}_K = l_K^2, \text{ 对此进行二次求导得出:}$$

$$(\mathbf{a}_K - \mathbf{a}_J) \cdot \mathbf{n}_{K1} = l_K \dot{\mathbf{n}}_{K1}^2 \quad (10)$$

式中: \mathbf{n}_{K1} 为由 K 点指向 J 点的单位向量。

将(9)式代入(10)式可以得到软管拉力的线性代数方程:

$$-\mu_J (\mathbf{n}_{J1} \cdot \mathbf{n}_{K1}) \mathbf{t}_J + (\mu_J + \mu_K) \mathbf{t}_K - \mu_K (\mathbf{n}_{L1} \cdot \mathbf{n}_{K1}) \mathbf{t}_L = l_K \dot{\mathbf{n}}_{K1}^2 + (\mu_J \mathbf{Q}_J - \mu_K \mathbf{Q}_K) \cdot \mathbf{n}_{K1} \quad (11)$$

式(11)可表示为

$$\mathbf{T} \mathbf{t} = \mathbf{q} \quad (12)$$

式中, 系数矩阵 \mathbf{T} 为一个 $N \times N$ 的三对角线矩阵; \mathbf{t} 和 \mathbf{q} 为 $N \times 1$ 矩阵。 \mathbf{T} 矩阵(不包括第一行和最后一行)和 \mathbf{q} 矩阵(不包括第一行)的所有元素可以直接从式(11)获得, 其他信息可以从下面的公式得出(假设 N 已知)

$$T_{11} = \mu_K, T_{12} = -\mu_K (\mathbf{n}_{L1} \cdot \mathbf{n}_{K1}) \quad (K=1, L=2) \quad (13)$$

$$T_{K,K-1} = -\mu_J (\mathbf{n}_{J1} \cdot \mathbf{n}_{K1}) \quad (14)$$

$$T_{K,K} = \mu_J + \mu_K \quad (J=N-1, K=N)$$

$$q_1 = l_K \dot{\mathbf{n}}_{K1}^2 - \mu_K (\mathbf{Q}_K \cdot \mathbf{n}_{K1}) + \mathbf{a}_0 \cdot \mathbf{n}_{K1} \quad K=1 \quad (15)$$

式中: \mathbf{a}_0 为牵引点的加速度。

作用于质点 K 的 \mathbf{Q}_K 的表达式为

$$\mathbf{Q}_K = m_K \mathbf{g} + (\mathbf{D}_{l,K+1} + \mathbf{D}_{l,K}) / 2 \quad (16)$$

式中: $\mathbf{D}_{l,K} = \mathbf{D}_{t,K} + \mathbf{D}_{n,K}$, 其中 $\mathbf{D}_{t,K}$ 和 $\mathbf{D}_{n,K}$ 分别为第 K 段软管受到的切向气动力和法向气动力, 分别表示为

$$\mathbf{D}_{t,K} = \left\{ -\frac{1}{2} \rho_\infty v_{t,K}^2 (\pi d_K l_K) C_{t,K} \right\} \mathbf{n}_{K1} \quad (17)$$

$$\mathbf{D}_{n,K} = \left\{ -\frac{1}{2} \rho_\infty v_{n,K}^2 (\pi d_K l_K) C_{n,K} \right\} \frac{\mathbf{v}_{n,K}}{\|\mathbf{v}_{n,K}\|} \quad (18)$$

式中: $\mathbf{v}_{t,K} = (\mathbf{v}_K - \boldsymbol{\omega}_K) \cdot \mathbf{n}_{K1} \cdot \mathbf{n}_{K1}$, 为第 K 段软管所处流场风速沿软管的切向分量; $\mathbf{v}_{n,K} = \mathbf{v}_K - \boldsymbol{\omega}_K - \mathbf{v}_{t,K}$, 为第 K 段软管所处流场风速沿软管的法向分量; d_K 为加油软管的直径; l_K 为第 K 段软管的长度; $C_{t,K}$ 和 $C_{n,K}$ 分别是第 K 段软管的切向和法向气动阻力系数^[8], 其大小与当地气流雷诺数有关, 为了计算作用于软管的切向摩擦力, 采用了 Hoerner 关于圆柱体的理论^[9]; $\boldsymbol{\omega}_K$ 为当地风速, 为尾涡诱导速度与大气紊流速度的合速度。其中, 尾涡诱导速度采用 Hallock-Burnham 模型^[10-11]来模拟加油机尾涡流, 表达式为

$$V_\theta = \frac{\Gamma_0}{2\pi r} \frac{r^2}{r^2 + r_c^2} \quad (19)$$

式中: V_θ 为尾涡在该位置产生的周向速度; Γ_0 为尾涡初始强度, $\Gamma_0 = 4G / \pi \rho V b$ ^[12]; r 为尾涡速度场中任意位置至尾涡中心的距离; r_c 为尾涡的核半径, $r_c = 0.5\sqrt{t}$; t 为尾涡已经存在的时间; G 是飞机的重力; ρ 是空气密度; V 是加油机速度; b 是两个尾涡中心的距离为翼展的 $\pi/4$ 倍。

在飞行过程中, 锥套同样会受到外力的影响, 其受到的力可表示为

$$\mathbf{Q}_N = (m_N + m_{\text{dro}}) \mathbf{g} + \mathbf{D}_{l,N} / 2 + \mathbf{D}_{\text{dro}} \quad (20)$$

式中: m_N 为最后一段软管质量的一半; m_{dro} 为加油锥套的质量; \mathbf{D}_{dro} 为锥套受到的气动阻力。

$$\mathbf{D}_{\text{dro}} = -\frac{1}{2} \rho_\infty (\mathbf{v}_N - \boldsymbol{\omega}_K)^2 \left(\frac{\pi d_{\text{dro}}^2}{4} \right) C_{\text{dro}} \left(\frac{\mathbf{v}_N - \boldsymbol{\omega}_K}{\|\mathbf{v}_N - \boldsymbol{\omega}_K\|} \right) \quad (21)$$

式中: d_{dro} 为锥套的直径; C_{dro} 为锥套的阻力系数, 其大小取决于锥套的物理特性。

2 软管-锥套空中飘摆运动仿真

以 HY-6 加油机为例, 质量 60 000 kg, 翼展 30 m, 加油软管长度 14.4 m, 软管外部直径 0.066 m, 软

管总质量 80 kg, 加油锥套直径 0.61 m, 锥套质量 29 kg。取 $N=20$ 。锥套阻力系数 C_{dro} 采用经验值 0.712^[4], 拖拽点选在右机翼 1/2 处的下方。

2.1 软管-锥套拖拽尾迹

在加油机的尾流场中(假设无大气紊流)即 ω_K 当地风速仅为尾涡诱导速度, 当加油机呈迎角与俯仰角均为 1.5° 的水平巡航状态飞行, 计算发现软管-锥套会逐渐趋向于平衡, 波动幅度在 10^{-5} m 之内, 可忽略不计, 可以计算不同飞行高度和飞行速度下的软管-锥套在航迹坐标系中的拖拽尾迹, 经过运算得到高度为 3 000 m 时, 速度分别为 100 m/s, 130 m/s, 150 m/s 的软管-锥套拖拽尾迹。在同一高度下加油机的速度越大, 锥套受到的气动阻力越大, 锥套下沉量减小, 如图 2 上图所示。计算速度为 100 m/s 时, 高度为 3 000 m, 6 000 m, 9 000 m 的软管-锥套拖拽尾迹, 在同一飞行高度下, 随着高度的增加, 空气密度减小, 锥套气动阻力减小, 锥套下沉量增加。如图 2 下图所示。

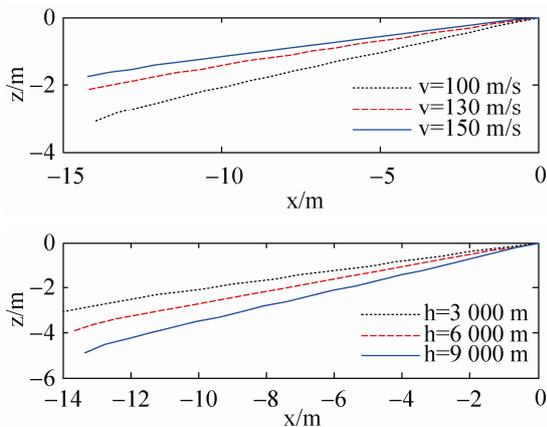


图 2 不同速度和高度下的软管-锥套拖拽尾迹

2.2 Dryden 大气紊流的影响

在晴空大气紊流扰动条件^[2,13]下即 ω_K 为尾涡诱导速度与大气紊流的合速度, 而大气紊流的速度在各方向上都是无规律的, 造成软管-锥套的飘摆运动, 由大气紊流造成锥套相对于平衡位置在航迹坐标系下侧向的位移 Δy 和垂向位移 Δz 的仿真如图 3 所示, 前两幅为高度均为 3 000 m 的情况, 后两幅图为速度均为 100 m/s 的情况。

由图 3 可以看出, 在晴空大气紊流扰动下, 软管-锥套会产生高频的不规则运动, 大气紊流对锥套运动的影响规律如下

1) 当高度一定时, 锥套运动的幅度随着加油机速度的增加而减小。因为在同一高度上, 所取紊流相同, 而加油机飞行速度增大时, 紊流相对于自由来流的比值减小, 故大气紊流对软管-锥套运动的影响减小。

2) 当速度一定时, 加油机高度越高, 锥套运动幅度越小。因为速度一定时, 高度增加会带来大气密度的减小, 作用在软管-锥套上的气动力减小, 故软管-锥套的运动幅度减小。

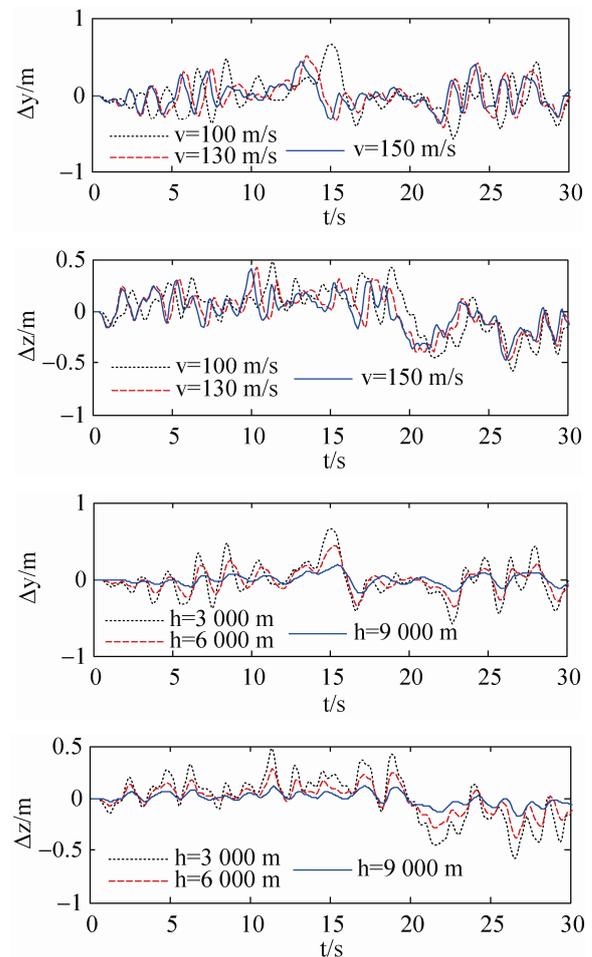


图 3 不同速度和高度下的锥套侧向与垂向偏移

3 软管-锥套飘摆运动抑制

通过对软管-锥套飘摆运动的建模与仿真分析

可知，软管-锥套的飘摆运动受到气流的影响，给受油机安全准确对接带来了一定的难度，有必要研究采用控制方法抑制其飘摆运动。

3.1 控制系统结构

目前软管-锥套的运动控制研究少，而由上述 2.1 节的研究内容可知在加油机不同的飞行状态下，软管锥套的拖拽尾迹是不同的(假设无大气紊流)，可以将拖拽尾迹中锥套相对于加油机的位置作为相对基准位置，因此不同飞行状态下，相对基准位置也就不相同，而相对基准位置的设定可以通过计算机运用 2.1 节仿真所用的方法来预估，也可通过大量真实的飞行数据来预估。本文假设在锥套端有控制面可以产生空气动力，如图 4 所示，(a)，(b)，(c)分别为装有十字形控制舵面的锥套的侧视图，俯视图与后视图。锥套相对于相对基准位置的偏离可测^[14]，如可应用 DGPS 或基于 PSD 的高精度位置感知技术来测量锥套与加油机的相对位置，再与已设的相对基准位置作差即可得知锥套相对于相对基准位置的偏离。考虑加油机的飞行速度为 100 m/s，飞行高度为 3 000 m，迎角与俯仰角均为 1.5°，加油机呈水平巡航状态。采用图 5 所示的主动控制的方法抑制其飘摆运动(Actively Stabilized Drogue Refueling System-ASDRS)。

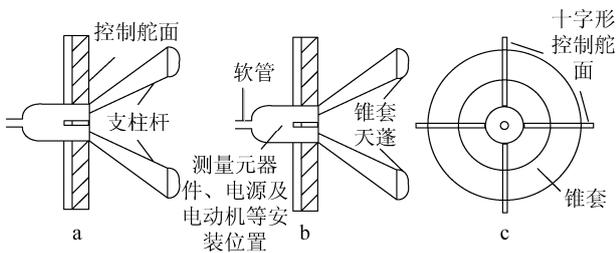


图 4 锥套控制示意图

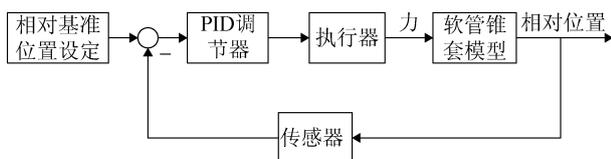


图 5 软管-锥套飘摆运动控制系统结构框图

3.2 软管-锥套飘摆运动模型的线性化与降阶

在第一节软管-锥套飘摆运动建模的基础上，锥套受力增加施加在锥套端的侧向力 F_l ，垂向力 F_v ，作为控制输入，将软管-锥套分为 20 个节点，其状态量选 θ_{K1} ， θ_{K2} ， $\dot{\theta}_{K1}$ ， $\dot{\theta}_{K2}$...共 80 个。输出量选取锥套航迹坐标系下 y 向位置和 z 向位置，共 2 个。为设计控制器，首先对非线性动力学模型线性化，并对该线性化后的系统模型进行耦合性能的分析，如图 6 所示，当对侧向通道给一个阶跃信号时，侧向位移明显，而垂向位移几乎不变化，当对垂向通道给一个阶跃信号时，垂向位移变化明显，而侧向位移几乎不变化，这说明 2 个通道的各自独立性很强，侧向通道与垂向通道之间的耦合性很差，所以可以对每个通道单独进行控制器设计。

得到线性模型阶数高，为方便控制器设计，采用 matlab 工具箱函数对线性模型进行均衡化降阶处理，得到了 6 阶系统，再次降阶得到 2 阶系统。降为 6 阶的侧向通道的传递函数为

$$\frac{0.004534s^5 + 0.08413s^4 + 0.8864s^3 + \dots}{s^6 + 4.011s^5 + 232.6s^4 + 654.4s^3 + \dots} \rightarrow \frac{12.63s^2 + 33.6s + 288.5}{12550s^2 + 18350s + 109300} \quad (22)$$

降为 6 阶的垂向通道的传递函数为

$$\frac{0.0042s^5 + 0.07739s^4 + 0.9102s^3 + \dots}{s^6 + 4.696s^5 + 256.2s^4 + 847.4s^3 + \dots} \rightarrow \frac{12.85s^2 + 40.05s + 356.9}{16250s^2 + 28500s + 210300} \quad (23)$$

降为 2 阶的侧向通道的传递函数为

$$\frac{0.006602s + 0.009576}{s^2 + 1.557s + 4.635} \quad (24)$$

降为 2 阶的垂向通道的传递函数为

$$\frac{0.007041s + 0.000385}{s^2 + 2.126s + 0.2752} \quad (25)$$

图 7 为侧向通道与垂向通道的 bode 图，左图为侧向通道，右图为垂向通道。

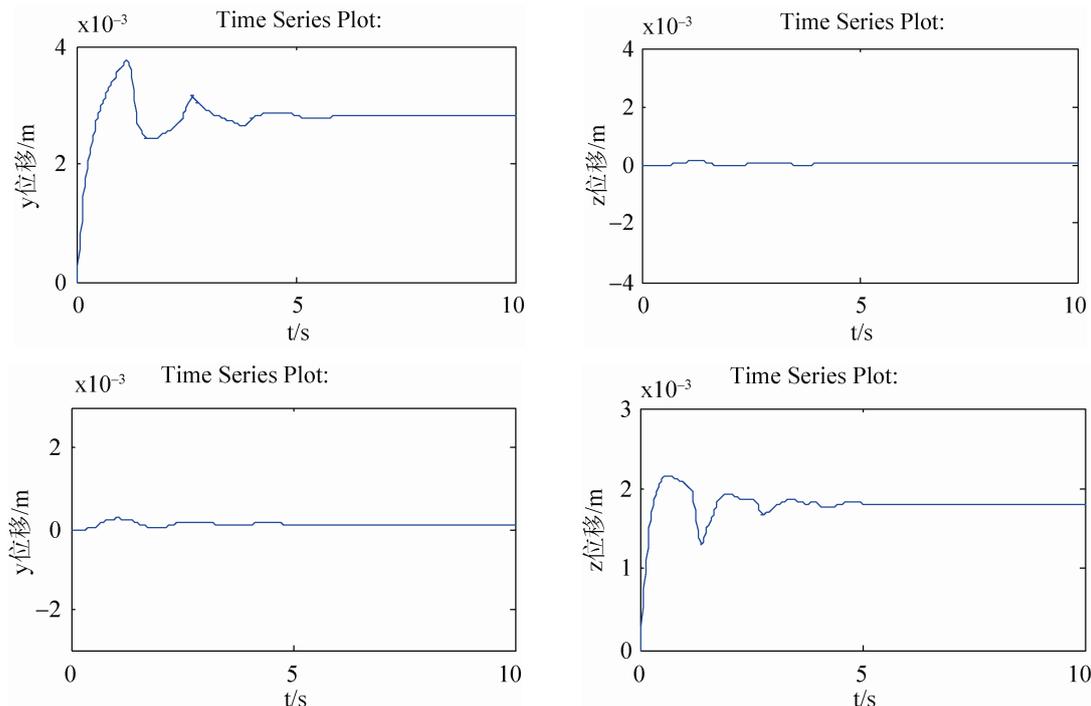


图 6 侧向与垂向通道耦合性能图

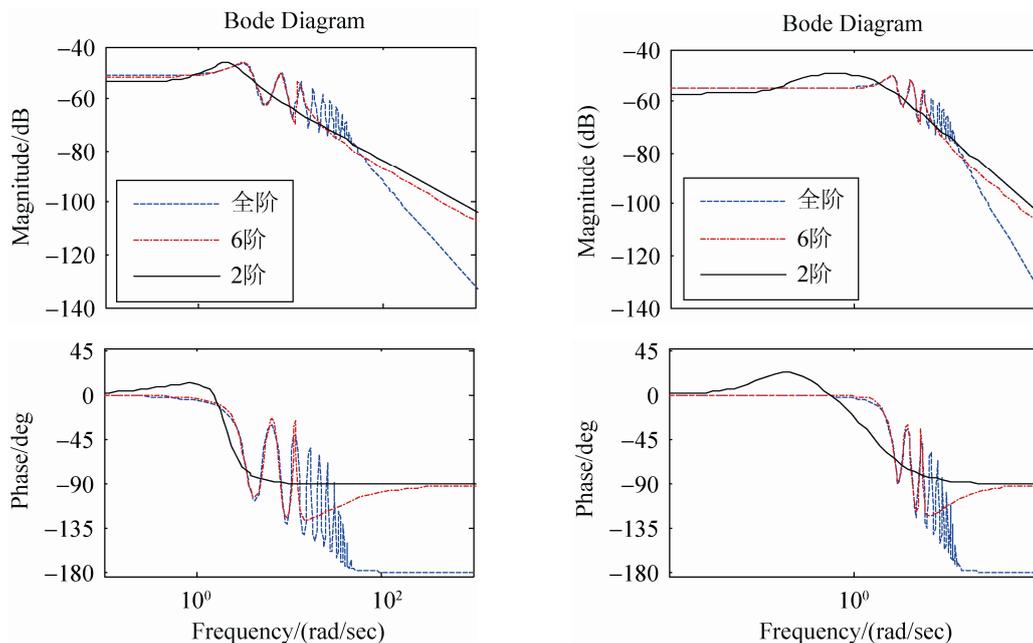


图 7 侧向通道与垂向通道的 bode 图

3.3 PID 控制器的设计

可以看出,降阶后的 6 阶和 2 阶系统与原系统有很好的近似。下面就可以针对近似的 2 阶系统设计 PID 控制器,最终设计 PID 控制器的参数为侧向通道, $k_p=6\ 753.4$; $k_i=1\ 235.6$; $k_d=17.869\ 4$ 。垂

向通道, $k_p=8\ 000$; $k_i=2\ 000$; $k_d=20$ 。

带有控制器的侧向,垂向通道阶跃响应如图 8 所示。上图为侧向通道,下图为垂向通道,可以看出,设计得到的 PID 参数使得阶跃响应迅速,基本满足要求。

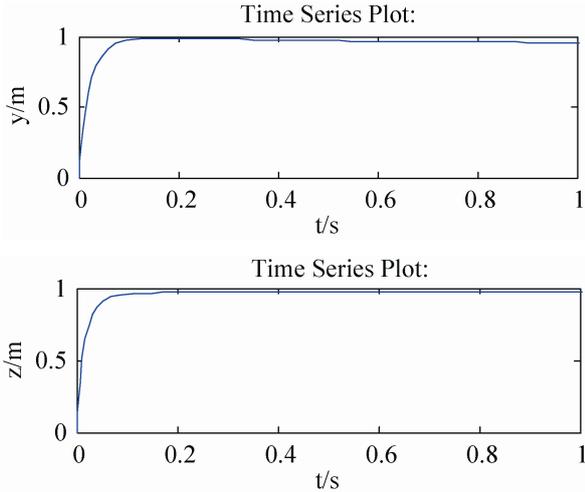


图 8 侧向通道与垂向通道的闭环阶跃响应

3.4 控制技术的仿真验证

将设计的 PID 控制器，应用于软管-锥套飘摆

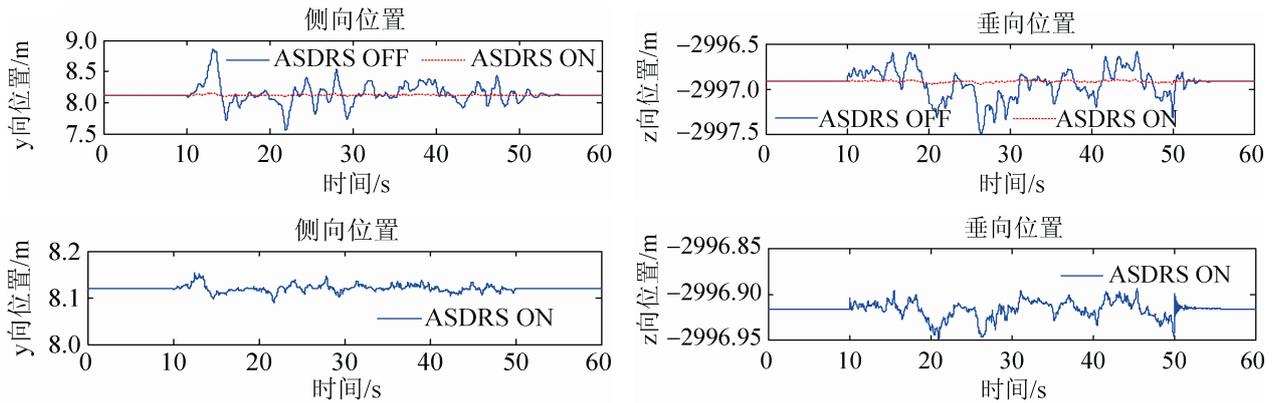


图 9 ASDRS 使用的效果图

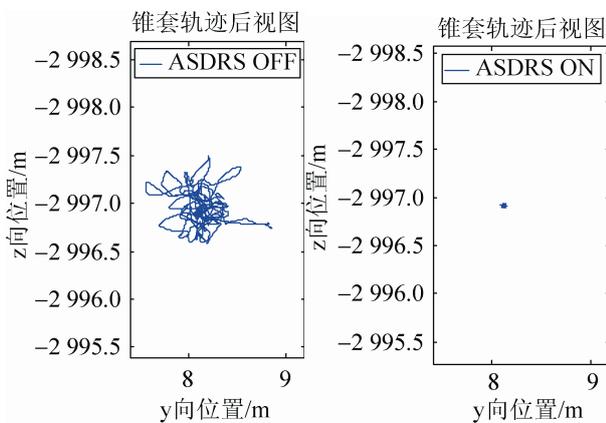


图 10 ASDRS 使用的效果后视图

运动的非线性模型，在锥套端，加入 10~50 s 的 Dryden 大气紊流模型，即在图 5 中加入干扰，对控制器的控制效果进行评估。其中加油机的飞行速度为 100 m/s，飞行高度为 3 000 m，迎角与俯仰角均为 1.5°，加油机呈水平巡航状态。总的仿真时间为 60 s，在第 10 s 开始加入一个时长为 40 s 的 Dryden 大气紊流来模拟加油机在伸出软管锥套后，在空中遇到大气紊流的情形。

由图 9 及图 10 所示的图中可以看出当使用软管-锥套飘摆运动控制技术(ASDRS)后，锥套的波动振幅明显比未使用该技术时小很多，且使得锥套的波动幅度在 10 cm 范围内达到了空中加油的技术要求^[15]。

4 结论

(1) 基于多刚体动力学建立了加油机尾涡流场及大气紊流下软管-锥套飘摆运动的模型。该模型能够较为准确的反映软管-锥套的动力学特性，可以作为空中加油软管-锥套研究的通用模型。

(2) 数值仿真可知，软管-锥套在不同加油机飞行条件下的拖拽尾迹不尽相同，且大气紊流对软管-锥套的飘摆运动影响较大，给受油机安全准确地对接带来了一定的难度。

(3) 软管-锥套空中飘摆运动的控制(ASDRS)

能有效地减小软管-锥套在大气紊流中的波动幅度,可以降低受油机对接的难度,提高软式空中加油的安全性。但对于控制面与相关传感器的研究设计还未涉及,存在一定的不足。

(4) 本文根据所建模型对软管-锥套的飘摆运动进行了初步分析,后续在所建模型的基础上对控制软管-锥套的飘摆运动进行了研究,为整个空中加油的安全对接措施提供了充足的理论与数据支持。

参考文献:

- [1] 候玉燕. 国外空中加油技术的发展和展望 [J]. 飞行力学, 1994, 12(4): 20-22.
- [2] 肖业伦, 金长江. 大气扰动中的飞行原理 [M]. 北京: 国防工业出版社, 1993: 58-64.
- [3] Zhu Z H, Meguid S A. Elastodynamic analysis of aerial refueling hose using curved beam element [J]. AIAA Journal (S0001-1452), 2006, 44(6): 1317-1324.
- [4] Kapseong Ro, James W Kamman. Modeling and Simulation of Hose-Paradrogue Aerial Refueling Systems [J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics (S0731-5090), 2010, 33(1): 53-57.
- [5] Kamman J W, Hustopn R L. Multibody dynamics modeling of variable length towed and tethered cable systems [J]. Multibody System Dynamic (S1384-5640), 2001, 5(3): 211-221.
- [6] 胡孟权, 聂鑫, 王丽明. “插头-锥管”式空中加油软管平衡拖曳位置计算 [J]. 空军工程大学学报, 2009, 10(5): 22-24.
- [7] 王伟, 刘喜藏, 王鹏. 空中加油对接过程软管-锥套动态特性 [J]. 飞行力学, 2013, 31(2): 181-182.
- [8] 王伟, 刘喜藏, 王鹏, 等. 空中加油软管-锥套动态建模与仿真 [J]. 电子设计工程, 2012, 20(17): 135-136.
- [9] Vassberg J C, Yeh D T, Blair A, et al. Numerical simulations of KC-10Wing-Mount aerial refueling hose-drogue dynamics with a reel take-up system [C]// AIAA-2003-3508, the 21st Applied Aerodynamics Conference, Florida, USA. USA: AIAA, 2003.
- [10] Sriram Venkataramanan. Dynamics and Control Multiple UVAs Flying in Close Proximity [M]. USA: The University of Texas at Arlington, 2004: 35-37.
- [11] Timothy Allen Lewis. Flight Data Analysis and Simulation of Wind Effects During Aerial Refueling [M]. USA: The University of Texas at Arlington, 2008: 37-39.
- [12] 陈博, 董新民, 徐跃鉴, 等. 加油机尾流场建模与仿真分析 [J]. 飞行力学, 2007, 25(4): 73-74.
- [13] 胡孟权, 柳平, 聂鑫, 等. 大气紊流对空中加油软管锥套运动的影响 [J]. 飞行力学, 2010, 28(5): 20-22.
- [14] 董新民, 徐跃鉴, 陈博. 自动空中加油技术研究进展与关键问题 [J]. 空军工程大学学报, 2008, 9(6): 2-3.
- [15] Kapseong Ro, Taeseung Kuk, James W Kamman. Active Control of Aerial Refueling Hose-Drogue Systems [C]// AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference. Toronto, Ontario Canada, 2-5 August, 2010. USA: AIAA, 2010: 9-10.

《系统仿真学报》荣获“2014 中国最具国际影响力学术期刊”证书

由中国学术期刊(光盘版)电子杂志社与清华大学图书馆联合成立的中国学术文献国际评价研究中心,以美国汤森路透 Web of Science 收录的 1.2 万余种期刊为引文统计源,首次研制发布了 2012《中国学术期刊国际引证年报》(CAJ-IJCR 年报)。第一次给出了我国 5600 余种中外文学学术期刊总被引频次、影响因子、半衰期等各项国际引证指标,并采用了新的国际影响力综合评价指标 CI 对期刊排序,发布了“中国最具国际影响力学术期刊”(排序 TOP5%)和“中国国际影响力优秀学术期刊”(排序 TOP5-10%),在国内外学术界产生了较大反响。之后,2013 年版年报,将引文统计源期刊扩展到 1.44 万多种。目前,2014 版国际、国内年报与 TOP5%和 TOP5-10%期刊的遴选业已完成,《系统仿真学报》被列入“2014 中国最具国际影响力学术期刊”行列。

我学报连续 2 年被列入 TOP5%国内一流的中国最具国际影响力学术期刊,走向世界,进入国际一流,指日可待!