

基于凯恩方法的硬式空中加油多体动力学分析

杨朝星 陆宇平

(南京航空航天大学自动化学院, 南京, 210016)

摘要:硬式空中加油系统是多体系统,刚体间存在复杂相互作用。为了研究系统动力学响应,将系统简化为万向节连接的两刚体八自由度系统,定义了系统的广义坐标和广义速率,估算了伸缩管受到的气动力,用凯恩方法建立了系统模型。对系统进行了仿真研究,结果表明:伸缩管姿态响应稳定,但存在纵横向耦合、动态特性较差的特点,并受内管伸缩的影响;加油机与伸缩管间也存在动力学耦合,但如果飞机抗干扰能力良好,可以独立设计伸缩管的控制律。

关键词:导航制导与控制;硬式空中加油;伸缩管;多体系统;凯恩方法

中图分类号:V212.11

文献标志码:A

文章编号:1005-2615(2013)05-0605-06

Kane Method Based Modeling and Analysis on Multi-body Dynamics of Boom Refueling System

Yang Chaoxing, Lu Yuping

(College of Automatic Engineering, Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Nanjing, 210016, China)

Abstract: Boom aerial refueling system is a kind of multi-rigid-body system with dynamic interaction. The system, which has eight degrees of free (DoFs), is simplified into two-rigid-body, connected by cardan joint. To research the system dynamics, generalized coordinates and generalized velocities are defined, the aerodynamic force on boom is estimated, and a Kane method based model is established. Simulation results indicate that though responses of boom attitude are stable, they are still dissatisfied because of the dynamic coupling between longitudinal and lateral responses, and the distinct influence on the attitude responses caused by the boom extension. The dynamic coupling also exists between tanker and boom. However, if tanker's control system is robust enough to reject disturbance, the boom control law can be designed separately.

Key words: navigation guidance and control; boom aerial refueling; refueling boom; multi-body system; Kane method

空中加油概念始于一战时期,至今有 90 余年发展历程。空中加油能够扩大飞机航程和作战半径,延长留空时间,大大提高飞机的作战效能^[1]。发展先进空中加油技术,对国防建设有重要意义。空中加油有两种典型的形式:插头-椎管式^[2](软式)和伸缩管式^[3](硬式)。硬式加油有输油速度快、加油量大、加油过程更安全可控的优点,涉及的技术也比较复杂。在美国,硬式加油技术已经实际

应用,其中以 KC 和波音系列的加油机最具代表性。

近几年,随着大型运输机研制工作的开展,国内学者开始研究硬式加油系统的建模和控制问题。总体来说,这些研究主要以加油机-伸缩管系统为对象开展,研究水平距工程应用还有较大差距,但也有少许成果发表。例如,文献[4~6]研究了硬式加油伸缩管纵向与横侧向的解耦控制问题;文献

[7]建立了大气扰动下的伸缩管模型,采用H无穷控制律增强系统的指令跟踪和抗干扰能力。

这些研究在建模过程中均视加油机为匀速直线运动的质点,伸缩管为一个刚体,采用伸缩管通过万向节与固定支点连接的2自由度简化系统进行建模。这种方法忽略了飞机运动、内管伸缩及伸缩管姿态运动的相互影响,仅能研究伸缩管自身姿态运动,无法真实反映系统的运动特点。目前,国外相关研究也倾向于建立完整的系统模型,以反映系统真实特性^[3,8]。本文将系统看作多体系统,用凯恩方法建立了系统的全状态动力学模型,并仿真分析了系统响应的特点。本文的研究成果能为研究硬式加油技术提供更为精确的动力学模型,对系统响应的分析结果能作为设计控制系统的依据。

1 坐标系定义和系统广义坐标

如图1所示,系统由加油机和伸缩管构成。伸缩管的外管用万向节与机腹连接,上面装有舵面,偏转舵面可以控制伸缩管作俯仰或偏航运动。内管在执行机构驱动下沿管轴伸缩。系统可视为由3个刚体构成,有9个自由度。

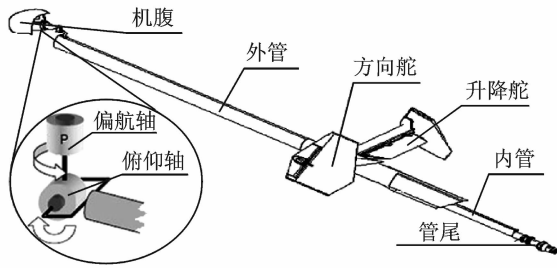


图1 加油机-伸缩管系统结构

首先定义描述系统位形所需的坐标系和状态量。

地面坐标系 S_0 : 在地面任选一点为原点, Z 轴垂直水平面指向地心, X 轴和 Y 轴在水平面上并相互垂直, 指向按右手定则确定。

加油机机体坐标系 S_1 : 加油机质心为原点, X 轴沿飞机主轴指向机头, Y 轴垂直于飞机对称面指向右侧, Z 轴在对称面内指向机身下方。

伸缩管管体坐标系 S_2 : 原点位于伸缩管质心处, X 轴沿管轴指向飞机, Y 轴垂直于对称面指向右侧, Z 轴在对称面内指向伸缩管下方。

由 S_1 与 S_2 的关系, 可以定义以下状态量描述伸缩管和飞机的相对位置。

相对俯仰角 θ_{21} : $O_2 X_2$ 在 $O_1 X_1 Y_1$ 面内投影和 $O_2 X_2$ 的夹角, 管头在上, 管尾在下时为正。

相对偏航角 ϕ_{21} : $O_2 X_2$ 在 $O_1 X_1 Y_1$ 面内投影和 $O_1 X_1$ 的夹角, 管尾前视时管尾左偏为正。

相对滚转角 ψ_{21} : $O_2 Z_2$ 和平行于 $O_1 Z_1$ 和 $O_2 X_2$ 的平面的夹角, 管尾前视 $O_2 Z_2$ 指向平面左侧为正; 由于万向节约束, $\psi_{21} \equiv 0$ 。

内管伸长量 l : 内管伸出外管部分的长度。

利用上述定义, 可以得到 S_1 到 S_2 的坐标变换矩阵 S_{12} 为

$$\begin{bmatrix} \cos\theta_{21} \cos\phi_{21} & \cos\theta_{21} \sin\phi_{21} & -\sin\theta_{21} \\ -\sin\phi_{21} & \cos\phi_{21} & 0 \\ \sin\theta_{21} \cos\phi_{21} & \sin\theta_{21} \sin\phi_{21} & \cos\theta_{21} \end{bmatrix}$$

描述加油机的其他状态量, 如: 加油机质心在 S_0 中的位置 $X_1 Y_1 Z_1$ 、俯仰角 θ_1 、偏航角 ϕ_1 、滚转角 ψ_1 等参照文献[9]美式坐标系下的定义。其他符号将在模型推导过程中加以说明。

则系统位形可用9个独立广义坐标描述

$$(X_1, Y_1, Z_1, \theta_1, \phi_1, \psi_1, \theta_{21}, \phi_{21}, l)$$

2 凯恩动力学方程推导

加油机和伸缩管间的相互作用是由铰接处的3个理想约束力和1个垂直于万向节两转轴的约束力矩带来的。凯恩方法用广义速率和偏速度描述系统, 凯恩方程表达式如下

$$F^r + F^{*r} = 0 \quad (1)$$

式中, F^r 和 F^{*r} 分别为系统对第 r 广义速率的广义主动力和广义惯性力

$$\begin{cases} F^r = \sum_i \mathbf{F}_i \cdot \mathbf{V}_i^r + \mathbf{M}_i \cdot \boldsymbol{\omega}_i^r \\ F^{*r} = \sum_i \mathbf{F}_i^* \cdot \mathbf{V}_i^r + \mathbf{M}_i^* \cdot \boldsymbol{\omega}_i^r \end{cases} \quad (2)$$

式中: \mathbf{V}_i^r 与 $\boldsymbol{\omega}_i^r$ 为 i 号刚体对 u_r 的偏速度和偏角速度; \mathbf{F}_i 和 \mathbf{M}_i 为作用于 i 号刚体的合外力和合外力矩; \mathbf{F}_i^* 和 \mathbf{M}_i^* 为 i 号刚体的惯性力和惯性力矩。

2.1 广义速率定义和受力分析

内管在执行机构的驱动下进行伸缩, 运动规律简单。本文假设内管做匀速伸缩, 对系统的影响表现为对伸缩管质心和惯量矩阵的影响, 将系统简化为8个自由度2刚体模型, 并不计万向节带来的阻力矩。系统可由8个独立广义速率来描述:

$$(u_1, u_2, u_3, u_4, u_5, u_6, u_7, u_8)$$

其中: u_1, u_2, u_3 为飞机速度在 S_1 下的投影; u_4, u_5, u_6 为飞机角速率在 S_1 下的投影; u_7, u_8 为伸缩管对加油机的相对角速度 ω_{21} 在 S_2 系下沿 y 轴和 z 轴方向的分量。 ω_{21} 沿 S_2 系 x 轴分量为 $-u_8 \tan\theta_{21}$ 。

除理想约束力外, 加油机上受到的主动力 \mathbf{F}_1

包括重力、气动力和发动机推力;受到气动力矩为 \mathbf{M}_1 。伸缩管受到的主动力 \mathbf{F}_2 包括重力和气动力;受到的气动力矩为 \mathbf{M}_2 。将上述各项投影到 S_1 下有

$$\begin{cases} \mathbf{F}_1 = F_1^x \mathbf{e}_1^x + F_1^y \mathbf{e}_1^y + F_1^z \mathbf{e}_1^z \\ \mathbf{M}_1 = M_1^x \mathbf{e}_1^x + M_1^y \mathbf{e}_1^y + M_1^z \mathbf{e}_1^z \\ \mathbf{F}_2 = F_2^x \mathbf{e}_1^x + F_2^y \mathbf{e}_1^y + F_2^z \mathbf{e}_1^z \\ \mathbf{M}_2 = M_2^x \mathbf{e}_1^x + M_2^y \mathbf{e}_1^y + M_2^z \mathbf{e}_1^z \end{cases} \quad (3)$$

式中 $[\mathbf{e}_1^x, \mathbf{e}_1^y, \mathbf{e}_1^z]$ 为 S_1 系的基,下同。

2.2 偏速度、偏角速度与惯性力

在 S_1 下,加油机质心速度为

$$\mathbf{V}_1 = u_1 \mathbf{e}_1^x + u_2 \mathbf{e}_1^y + u_3 \mathbf{e}_1^z = \sum_r u_r \mathbf{V}_1^r \quad (4)$$

则 \mathbf{V}_1 对应于 u_r 的偏速度为 \mathbf{V}_1^r 。

同理,在 S_1 下,加油机绕质心角速度为

$$\omega_1 = u_4 \mathbf{e}_1^x + u_5 \mathbf{e}_1^y + u_6 \mathbf{e}_1^z = \sum_r u_r \omega_1^r \quad (5)$$

则 ω_1 对应于 u_r 的偏角速度为 ω_1^r 。

定义加油机质心到伸缩管铰接点位置矢量为 \mathbf{r}_o ,铰接点到伸缩管质心位置矢量为 \mathbf{r}_a ,前者为常量,后者为内管伸长量 l 的函数。伸缩管质心速度为

$$\mathbf{V}_2 = \mathbf{V}_1 + \omega_1 \times \mathbf{r}_o + (\omega_1 + \omega_{21}) \times \mathbf{r}_a$$

利用坐标变换矩阵 \mathbf{S}_{12} ,将上式在 S_1 下展开得到

$$\mathbf{V}_2 = \sum_r u_r \mathbf{V}_2^r \quad (6)$$

则 \mathbf{V}_2 对应于 u_r 的偏速度为 \mathbf{V}_2^r 。

加油管绕自身质心的绝对角速度为

$$\omega_2 = \omega_1 + \omega_{21}$$

利用 \mathbf{S}_{12} ,将上式在 S_1 下展开得到

$$\omega_2 = \sum_r u_r \omega_2^r \quad (7)$$

则 ω_2 对应于 u_r 的偏角速度为 ω_2^r 。由式(4~7)确定的系统的偏速度和偏角速度是以 $[\mathbf{e}_1^x, \mathbf{e}_1^y, \mathbf{e}_1^z]$ 为基的一组向量。下面计算系统的惯性力和力矩。

飞机质量为 m_1 ,对应的惯性力在 S_1 系下为

$$\mathbf{F}_1^* = -m_1 \frac{d\mathbf{V}_1}{dt} = -m_1 \frac{\partial \mathbf{V}_1}{\partial t} - m_1 \omega_1 \times \mathbf{V}_1 \quad (8)$$

在 S_1 系下,飞机对质心惯量矩阵为 \mathbf{J}_1 ,对应的惯性力矩为

$$\mathbf{M}_1^* = -\frac{d\mathbf{J}_1 \omega_1}{dt} = -\mathbf{J}_1 \frac{d\omega_1}{dt} - \omega_1 \times \mathbf{J}_1 \omega_1 \quad (9)$$

伸缩管的质量为 m_2 ,对应的惯性力在 S_1 系下为

$$\mathbf{F}_2^* = -m_2 \frac{d\mathbf{V}_2}{dt} = -m_2 \frac{\partial \mathbf{V}_2}{\partial t} - m_2 \omega_1 \times \mathbf{V}_2 \quad (10)$$

在 S_1 系下,伸缩管的惯量矩阵为 \mathbf{J}_2 , \mathbf{J}_2 与内管伸长量 l 有关。则伸缩管惯性力矩为

$$\mathbf{M}_2^* = -\frac{d\mathbf{J}_2 \omega_2}{dt} = -\frac{\partial \mathbf{J}_2 \omega_2}{\partial t} - \omega_1 \times \mathbf{J}_2 \omega_2 \quad (11)$$

式(8~11)中,将出现含 \dot{u}_r 一次幂的项和不含 \dot{u}_r 的项,从而将广义速率导数引入系统模型。由于 \mathbf{r}_a 和 \mathbf{J}_2 是 l 的函数,式(10,11)中将出现 \dot{l} ,但由于文中将内管设为匀速伸缩, \dot{l} 也为常数。至此,推导动力学方程所需的偏速度、外力和惯性力均已求出。

2.3 系统动力学和运动学方程

分别将式(4~7)中对应于 u_r 的偏速度及偏角速度、式(3)的主动力代入式(2),得到对应于 u_r 的广义主动力 F^r ;将偏速度和偏角速度、式(8~11)确定的惯性力代入式(2),得到对应 u_r 的广义惯性力 F^{*r} ; F^r 和 F^{*r} 均为标量表达式。最后将式(2)代入式(1),就得到 8 个标量形式的系统动力学方程,可以整理为如下标准形式

$$\sum_{i=1}^8 A_{ri} \dot{u}_i = B_r \quad (12)$$

式中,系数 A_{ri} 和 B_r 由系统质量与惯量、作用于系统的外力和外力矩及系统当前状态决定。

为了得到系统的位形,还应建立系统的运动方程,即建立广义速率和广义坐标间的关系。用地面坐标系 S_0 到飞机机体坐标系 S_1 的转换矩阵 \mathbf{S}_{01} 可得

$$\begin{bmatrix} \dot{X}_1 \\ \dot{Y}_1 \\ \dot{Z}_1 \end{bmatrix} = \mathbf{S}_{01}^T \begin{bmatrix} u_1 \\ u_2 \\ u_3 \end{bmatrix} \quad (13)$$

根据飞机三轴角速率与姿态角变化率的关系可得

$$\begin{bmatrix} \dot{\theta}_1 \\ \dot{\psi}_1 \\ \dot{\phi}_1 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} u_5 \cos \phi_1 - u_6 \sin \phi_1 \\ (u_6 \cos \phi_1 + u_5 \sin \phi_1) / \cos \theta_1 \\ u_4 + (u_6 \cos \phi_1 + u_5 \sin \phi_1) \tan \theta_1 \end{bmatrix} \quad (14)$$

参照式(14),可以得到 θ_{21} 与 ψ_{21} 的微分方程

$$\begin{bmatrix} \dot{\theta}_{21} \\ \dot{\psi}_{21} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} u_7 \\ \frac{1}{\cos \theta_{21}} u_8 \end{bmatrix} \quad (15)$$

由于内管匀速伸缩,内管伸长量的微分方程为

$$\dot{l}_n = \delta_n V_n \quad (16)$$

式中 δ_n 为控制信号,收缩为 -1,外伸为 1,静止为 0。则完整的系统模型就由式(12~16)表示出来了。

3 伸缩管空气动力估算

3.1 舵系统结构

伸缩管的舵系统由支架和舵面构成,舵面绕支

架上的转轴转动。伸缩管受到的气动力包括管身产生的气动力和舵面产生的气动力。由于舵面产生主要气动力,本文忽略管身产生的气动力。

如图2所示,舵面左右对称安装,升降舵转轴和方向舵转轴相互垂直,并且两转轴确定的平面垂直于管轴。升降舵零偏时与管轴的夹角定义为安装角 δ_{e0} ,方向舵安装角为零。升降舵偏转角 δ_e ,下偏为正。方向舵偏转角 δ_r ,管尾前视,左偏为正。

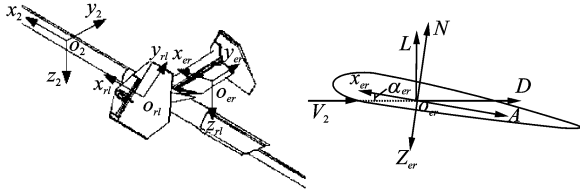


图2 伸缩管舵面安装结构

3.2 空气动力和力矩

伸缩管气动力主要由舵面产生,作用类似于机翼,将其视作可偏转的机翼来处理。同时,忽略伸缩管和舵面转动引起的附加气动力,认为舵面质心速度与伸缩管质心速度相同。

以右升降舵为例,如图2所示,将 S_2 系沿 y 轴旋转 $\delta_{er} - \delta_{e0}$ 得到右升降舵面坐标系 S_{er} ,坐标变换矩阵

$$S_{2er} = \begin{bmatrix} \cos(\delta_{er} - \delta_{e0}) & 0 & -\sin(\delta_{er} - \delta_{e0}) \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin(\delta_{er} - \delta_{e0}) & 0 & \cos(\delta_{er} - \delta_{e0}) \end{bmatrix}$$

将式(6)得到的 V_2 投影到 S_{er} 系

$$\begin{bmatrix} V_{2x}^{er} \\ V_{2y}^{er} \\ V_{2z}^{er} \end{bmatrix} = S_{2er} S_{12} \begin{bmatrix} V_{2x}^1 \\ V_{2y}^1 \\ V_{2z}^1 \end{bmatrix}$$

则舵面迎角满足 $\tan\alpha_{er} = V_{2z}^{er}/V_{2x}^{er}$ 。右升降舵升力 L 和阻力 D 为

$$L = C_L QS, D = C_D QS$$

其中: C_L 和 C_D 分别为升力系数和阻力系数; Q 为动压; S 为参考面积。在 S_{er} 系下有

$$\begin{cases} N = C_L QS \cos\alpha_{er} + C_D QS \sin\alpha_{er} \\ A = -C_L QS \sin\alpha_{er} + C_D QS \cos\alpha_{er} \end{cases}$$

则在管体坐标系 S_2 下,右升降舵产生的气动力为

$$\begin{bmatrix} F_x^{er} \\ F_y^{er} \\ F_z^{er} \end{bmatrix} = S_{2er}^T \begin{bmatrix} -A \\ 0 \\ -N \end{bmatrix}$$

同理,可得 S_2 下所有舵面产生的气动力 F_{er} , F_{dr} , F_{rr} , F_{rl} 。设 S_2 系下伸缩管质心到4个舵面气动焦点的位置矢量分别为 r_{er} , r_{dr} , r_{rr} , r_{rl} 。则伸缩管受到总气动力为

$$\begin{cases} F_2 = F_{er} + F_{dr} + F_{rr} + F_{rl} \\ M_2 = r_{er} \times F_{er} + r_{dr} \times F_{dr} + r_{rr} \times F_{rr} + r_{rl} \times F_{rl} \end{cases}$$

再利用矩阵 S_{12} 即可得到这些力及力矩在 S_1 系下的表达式。

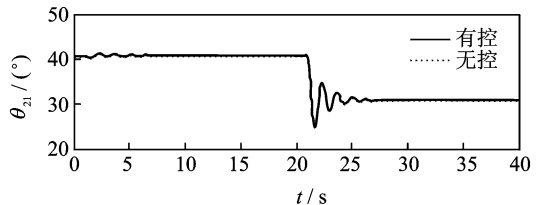
4 仿真分析

系统部分参数如下:加油机与伸缩管质量比约为200:1;伸缩管不限俯仰和偏航包线,舵面偏转范围为 $\pm 10^\circ$;外管长10 m, $1 \text{ m} \leq l_n \leq 3 \text{ m}$, $V_n = 0.5 \text{ m/s}$ 。伸缩管无控,加油机分别处于有控与无控状态。有控状态下加油机接通自动驾驶仪来保持姿态、高度和速度,纠正侧向偏移。配平点高度300 m,马赫数0.23, $l=1 \text{ m}$,用油门、水平安定面、加油机迎角和 θ_{21} 进行配平,配平状态下 $\theta_{21} \approx 41^\circ$ 。本节仿真初始条件均为配平状态。

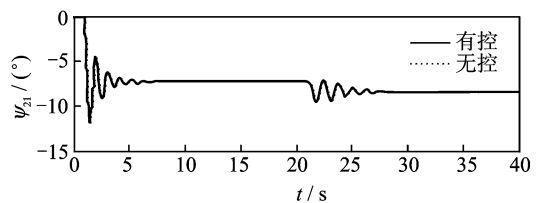
(1) 伸缩管姿态响应

飞机分别处于有控无控状态。第1 s方向舵正偏 10° 并保持,第21 s升降舵正偏 10° 并保持,伸缩管姿态响应如图3所示。第1 s升降舵正偏 10° 并保持,第21 s方向舵正偏 10° 并保持,伸缩管姿态响应如图4所示。

可见,伸缩管姿态响应都是振荡收敛的,而且超调量大、阻尼小、收敛速度慢,纵向与横侧向相互耦合。由于偏航运动附加的横侧向速度使伸缩管质心速度发生变化,影响动压和纵向气动力,总会引起 θ_{21} 的变化;当 ψ_{21} 到达稳态值时, θ_{21} 恢复原值。当系统有初始偏航角时,俯仰运动会对偏航运动产生类似影响,而当 $\psi_{21} = 0$ 时,由于系统对称分布,横侧向受力平衡,俯仰运动不会导致 ψ_{21} 的变化。另外,图3,4中有控和无控条件下,伸缩管姿态响

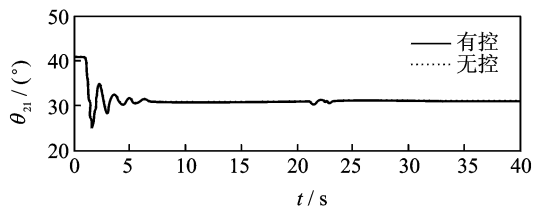


(a) 相对俯仰角响应曲线

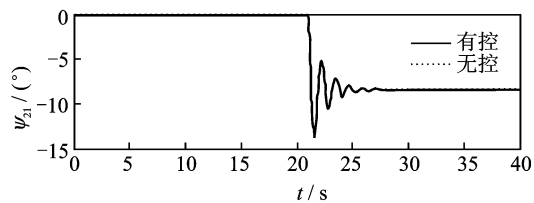


(b) 相对偏航角响应曲线

图3 先偏方向舵再偏升降舵时姿态响应曲线

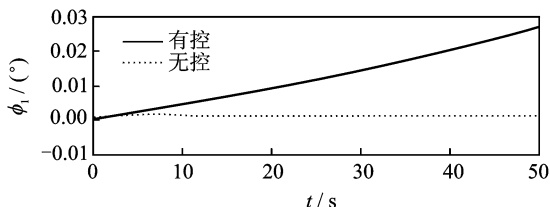


(a) 相对俯仰角响应曲线

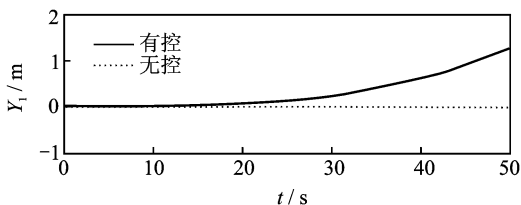


(b) 相对偏航角响应曲线

图 4 先偏升降舵再偏方向舵时姿态响应曲线



(a) 飞机滚转角



(b) 飞机侧向偏移

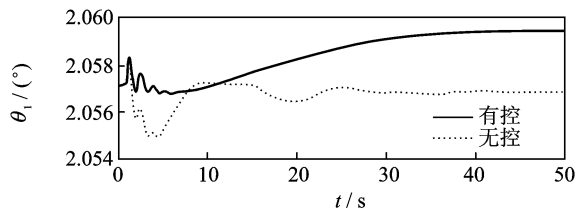
图 6 伸缩管横侧向运动对飞机的影响

应几乎一样,这是因为伸缩管运动对飞机影响很小,仿真时长较短,使飞机控制系统的作用尚不明显。但结合后文的仿真结果可以推断,飞机无控最终将导致整个系统偏离预设的加油工作点。

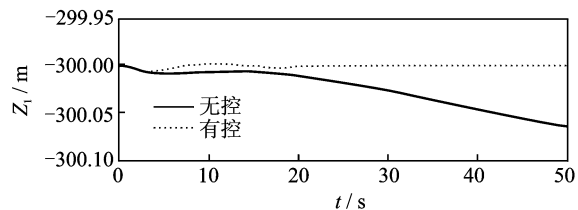
(2) 伸缩管运动对加油机的影响

飞机分别处于有控和无控状态。伸缩管升降舵偏转 10° ,飞机俯仰角与垂直位移响应如图 5 所示。伸缩管方向舵偏转 10° ,飞机滚转角和侧向位移响应如图 6 所示。

可见,伸缩管运动对飞机的影响十分微小,而且在自动驾驶仪作用下,飞机能回到原来的运动状态,这是由于伸缩管与飞机悬殊的质量差异造成的。值得注意的是:无控状态下, ϕ_1, Y_1 和 Z_1 持续变化趋于发散,会给伸缩管运动带来额外的扰动,不利于对接过程对伸缩管的操纵,威胁对接安全。



(a) 飞机俯仰角

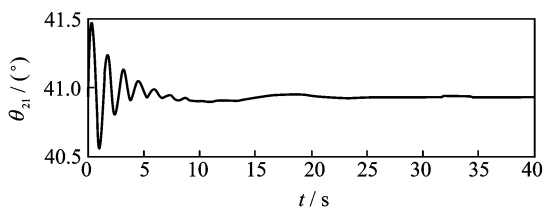


(b) 飞机垂直方向位移

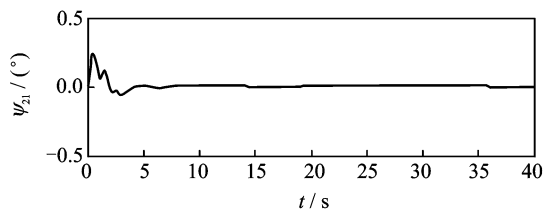
图 5 伸缩管纵向运动对飞机的影响

(3) 加油机运动对伸缩管的影响

飞机有控,俯仰速率和滚转速率分别受到 $1^\circ/s$ 的扰动,伸缩管姿态响应如图 7 所示。



(a) 飞机俯仰速率扰动下相对俯仰角响应



(b) 飞机滚转速率扰动下相对偏航角响应

图 7 飞机运动对伸缩管的影响

可见,尽管飞机的控制系统能迅速补偿角速度扰动,飞机受扰运动对伸缩管姿态还是带来了较大的影响。其中 θ_{21} 变化范围达到 1° ,相当于管尾有近 0.2 m 的位移。如果这个位移在系统即将对接的时候产生,很有可能造成伸缩管与受油机的碰撞,对加油安全造成很大威胁。

(4) 内管伸缩对伸缩管姿态的影响

飞机有控,内管分别匀速外伸不同长度,伸缩管俯仰角响应如图 8 所示。

可见,内管外伸使伸缩管重心位置和惯量改变,纵向受力不再平衡,导致纵向姿态变化, θ_{21} 达到新的平衡位置。当有偏航角时,伸缩运动会对横

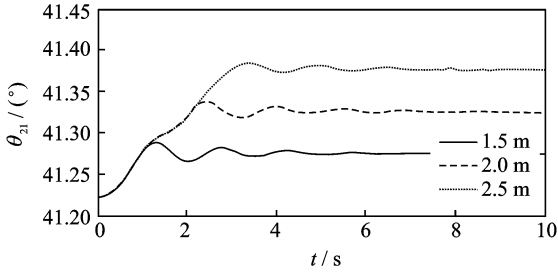


图8 内管伸缩对纵向姿态的影响

侧向产生类似影响。

5 结 论

本文将加油机-伸缩管系统视作多体系统,用凯恩方法建立了动力学模型,仿真并分析了系统响应的特点,得到的结论如下:

(1)仿真中系统表现出了加油机运动与伸缩管运动相互影响以及内管伸缩影响姿态的特点,与对系统的理论分析相符合。表明所建立的模型相比于目前所用模型,能反映系统各部件运动相互耦合的特点,达到了预期目的。

(2)伸缩管运动对加油机的影响微小,但加油机运动对伸缩管的影响较大,给对接过程的安全带来很大威胁。这就要求在控制系统设计时,一方面需要抑制加油机受到的各种扰动,另一方面设计伸缩管控制律时,要考虑加油机的影响。如果加油机的控制系统能很好地抑制扰动,使加油机保持稳态水平飞行,那么可以将伸缩管独立出来设计控制律,并将加油机的影响作为伸缩管模型中的不确定项加以考虑。

(3)伸缩管有稳定的姿态响应,但存在大超调、低阻尼、纵横向耦合等特点,内管伸缩也会影响姿态。设计伸缩管控制律时,应综合考虑改善动态特性、纵横向解耦以及抑制内管伸缩和加油机运动的影响等要求。

可见,与目前国内研究采用的简化模型相比,本文建立的模型能够反映系统中刚体间的相互作用,能为系统仿真及控制律设计提供更符合实际的模型。

参考文献:

[1] Nalepka J P, Hinchman J L. Automated aerial refu-

eling extending the effectiveness of unmanned air vehicles [C]//2005 AIAA Modeling and Simulation Technologies Conference and Exhibit. San Francisco, California: American Institute of Aeronautics and Astronautics Inc., 2005:1-8.

- [2] Ro K, Kamman J W. Modeling and simulation of hose-paradrogue aerial refueling systems[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2010, 33(1): 53-63.
- [3] Smith A L, Kunz D L. Dynamic coupling of the KC-135 tanker and boom for modeling and simulation [R]. AFRL-VA-WP-TP-2006-342, 2006.
- [4] 黑文静,安刚,林皓. 硬式加油伸缩杆非线性解耦控制仿真研究[J]. 飞行力学, 2008, 26(4): 27-30.
Hei Wenjing, An Gang, Lin Hao. Simulation research on nonlinear decoupling control for boom[J]. Flight Dynamic, 2008, 26(4): 27-30.
- [5] 黑文静,安刚,林皓. 输入输出非线性反馈线性化方法在硬式空中加油控制系统设计中的应用[J]. 航空学报, 2008, 29(3): 652-656.
Hei Wenjing, An Gang, Lin Hao. Input-output feedback non-linearization used in design of boom air-refueling control system[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2008, 29(3): 652-656.
- [6] 曲耀红,陈丽莎,仇江. 非对消解耦方法在硬式空中加油管控制中的应用[J]. 火力与指挥控制, 2010, 35(10): 171-173.
Qu Yaohong, Chen Lisha, Qiu Jiang. Application of non-cancellation decoupling in boom refueling control [J]. Fire Control & Command Control, 2010, 35(10): 171-173.
- [7] 薛建平,陈博,王小平. 空中加油伸缩套管控制研究[J]. 飞行力学, 2008, 26(4): 15-18.
Xue Jianping, Chen Bo, Wang Xiaoping. Control law research on aerial refueling boom[J]. Flight Dynamic, 2008, 26(4): 15-18.
- [8] Smith J J, Kunz D L. Simulation of the dynamically coupled KC-135 tanker and refueling Boom[C]//25th AIAA Applied Aerodynamics Conference. Miami, Florida: American Institute Aeronautics and Astronautics Inc., 2007:1-10.
- [9] 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.
Wu Sentang, Fei Yuhua. Flight control system[M]. Beijing: Beihang University Press, 2005.

