

DOI: 10.19452/j.issn1007-5453.2017.09.036

硬式空中加油已对接系统建模与仿真

张珊珊*, 何超, 唐瑞琳

航空工业第一飞机设计研究院, 陕西 西安 710089

摘要:以硬式空中加油已对接系统为对象, 考虑了加油机、伸缩管外管、内管以及受油机之间的相互作用。建立了描述系统的坐标系, 定义了广义坐标与广义速率, 用凯恩 (Kane) 法推导得到系统的动力学模型, 对所建模型进行仿真。结果表明, 建立的模型能够反映已对接系统中加油机、伸缩管外管、内管和受油机间的相互影响, 该方法能为系统仿真等应用提供较为精确的动力学模型。

关键词:硬式空中加油; 建模与仿真; 凯恩法; 伸缩管

中图分类号: TN964.3 文献标识码: A 文章编号: 1007-5453 (2017) 09-0036-06

空中加油具有突出的军事应用价值, 主要有插头锥套式 (软式) 和伸缩管式 (硬式) 两种加油方式, 其中硬式空中加油具有加油速度快、受油机飞行员操纵负荷小等优点^[1]。空中加油可分为未对接阶段和已对接阶段: 未对接阶段的研究方向包括动力学建模和控制方法等^[2-5]; 已对接阶段主要进行加油头的卸荷控制, 使得加油头的受力在允许范围内, 以保证加油的顺利进行。目前有文献对已对接阶段的卸荷控制进行了研究^[6], 但对已对接系统建模的研究还处于空白。本文采用凯恩 (Kane) 法建立已对接系统的动力学方程, 为空中加油已对接系统控制方案的设计提供较为精准的模型。

已对接系统包括加油机、加油杆内管、外管和受油机四个刚体, 若采用牛顿法逐一对每个刚体进行分析较为复杂, 多刚体动力学研究中的凯恩法具有不考虑内部作用力, 只需计算宏观外力 (气动力、重力), 且无须求导计算的特点, 这对多体大系统问题尤为有利^[7]。

1 凯恩法

凯恩法是将系统中各刚体的速度和角速度矢量用广义速率表示, 求出这些速度和角速度相对于各广义速率的偏速度和偏角速度, 再将各刚体的惯性力用广义速率表示出来,

用偏速度、偏角速度结合惯性力与主动力, 求出广义惯性力与广义主动力, 继而得到凯恩方程。

假设某系统由 m 个刚体构成, 共有 n 个运动自由度, 选定 n 个相互独立的广义速率为 u_j ($1 \leq j \leq n$), 则凯恩方程表达式为:

$$F_j + F_j^* = 0 \quad (1)$$

式中: F_j 和 F_j^* 分别为系统对第 j 个广义速率 u_j 的广义主动力和广义惯性力, 其表达式为:

$$\begin{cases} F_j = \sum_{i=1}^m F_i V_i^j + M_i \omega_i^j \\ F_j^* = \sum_{i=1}^m F_i^* V_i^j + M_i^* \omega_i^j \end{cases} \quad (2)$$

式中: V_i^j , ω_i^j 为刚体 i ($1 \leq i \leq m$) 对广义速率 u_j 的偏速度和偏角速度, 表达式为:

$$\begin{cases} V_i^j = \partial V_i / \partial u_j \\ \omega_i^j = \partial \omega_i / \partial u_j \end{cases} \quad (3)$$

2 已对接系统建模

2.1 坐标系及状态量定义

伸缩管通过万向节与加油机相连, 通过加油喷嘴插入

收稿日期: 2017-03-29; 退修日期: 2017-05-26; 录用日期: 2017-07-19

* 通信作者. Tel.: 029-86832511 E-mail: 332304531@qq.com

引用格式: ZHANG Shanshan, HE Chao, TANG Ruilin. Modeling and simulation of connected boom aerial refueling system[J].

Aeronautical Science & Technology, 2017, 28 (09): 36-41. 张珊珊, 何超, 唐瑞琳. 硬式空中加油已对接系统建模与仿真 [J].

航空科学技术, 2017, 28 (09): 36-41.

受油机受油座与受油机相连。伸缩管绕万向节俯仰轴进行俯仰运动,绕滚转轴进行滚转运动。加油对接示意图如图 1 所示。

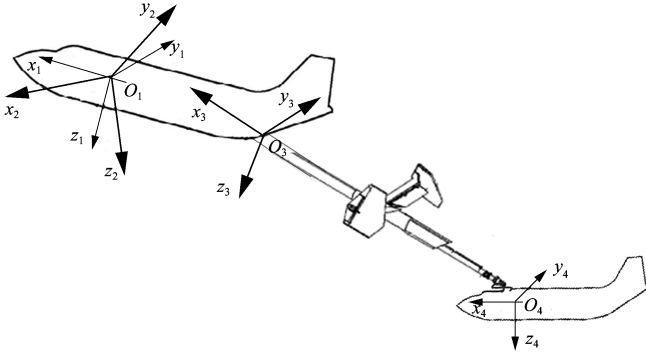


图 1 加油对接示意图

Fig.1 Connected boom aerial refueling

图 1 中的坐标系 (右手定则) 如下:

- (1) 惯性系 $Oxyz$: 原点位于海平面任意一点, x 轴指向水平面任意方向, z 轴指向地心。
- (2) 加油机体系 $O_1x_1y_1z_1$: 原点位于加油机质心, x_1 轴沿加油机体轴指向前方, z_1 轴在加油机对称面垂直 x_1 轴指向下方。
- (3) 万向节系 $O_2x_2y_2z_2$: 原点位于加油机质心, x_2 轴沿伸缩管滚转轴指向前方, z_2 轴在加油机对称面垂直 x_1 轴指向下方。
- (4) 管体系 $O_3x_3y_3z_3$: 原点位于万向节, x_3 轴平行管轴由管尾指向机腹, z_3 轴在伸缩管对称面内垂直 x_3 轴指向下方。
- (5) 受油机体系 $O_4x_4y_4z_4$: 原点位于受油机质心, x_4 轴沿受油机体轴指向前方, z_4 轴在受油机对称面垂直 x_4 轴指向下方。

伸缩管相对万向节系的运动用相对俯仰角 θ_s 、相对偏航角 ψ_s 、相对滚转角 ϕ_s 表示, 对应的相对角速率为 q_s , r_s 和 p_s ; 伸缩管相对于受油机的运动用相对俯仰角 θ_t 、相对偏航角 ψ_t 、相对滚转角 ϕ_t 表示, 对应的相对角速率为 q_t , r_t 和 p_t ; 俯仰轴角 θ 为伸缩管绕其俯仰轴转过的角度, 滚转轴角 ϕ 为伸缩管绕其滚转轴转过的角度, 即加油机对称面 $O_1x_1z_1$ 与伸缩管对称面 $O_3x_3z_3$ 的夹角。

2.2 广义速率选取

内管有相对运动时, 系统可以划为四个刚体, 标识加油机为 1 号刚体, 外管为 2 号刚体, 内管为 3 号刚体, 受油机为 4 号刚体。系统的广义速率 $u_1 \sim u_{12}$ 定义如下: u_1 ,

u_2, u_3 为 $O_1x_1y_1z_1$ 下加油机质心速度矢量; u_4, u_5, u_6 为 $O_1x_1y_1z_1$ 下加油机质心角速度矢量, 设定加油机定直平飞, 则 $u_2 = u_4 = u_5 = u_6 = 0$; u_7, u_8 分别为 $O_3x_3y_3z_3$ 相对于 $O_1x_2y_2z_2$ 的角速度在 O_3y_3 和 O_3z_3 方向上的分量; u_9, u_{10}, u_{11} 分别为 $O_3x_3y_3z_3$ 相对于 $O_4x_4y_4z_4$ 的角速度在 O_3x_3 , O_3y_3 和 O_3z_3 方向上的分量; u_{12} 为内管伸长量的变化率 $u_{12} = \dot{l}$ 。

2.3 偏速度与偏角速度

首先定义若干位置矢量来描述各质心的位置关系: 加油机质心指向万向节矢量 r_1 , 万向节指向外管质心矢量 r_2 , 万向节指向内管质心矢量 r_3 , 内管质心指向喷嘴矢量 r_4 , 喷嘴指向受油机质心矢量 r_5 。

在管体系下, 分别将各刚体的速度与角速度表示为广义速率, 再用式 (3) 得到对应的偏速度与偏角速度。外管、内管及受油机的质心速度及绕自身角速度为 (角标对应刚体号):

$$\begin{cases} V_2 = V_1 + \omega_1 \times r_1 + (\omega_1 + \omega_{32}) \times r_2 = \sum_{j=1}^{12} u_j V_2^j \\ \omega_2 = \omega_1 + \omega_{32} = \sum_{j=1}^{12} u_j \omega_2^j \\ V_3 = V_1 + \omega_1 \times r_1 + \frac{\partial}{\partial t} r_3 + (\omega_1 + \omega_{32}) \times r_3 = \sum_{j=1}^{12} u_j V_3^j \\ \omega_3 = \omega_2 \\ V_4 = V_1 + \omega_1 \times r_1 + \frac{\partial(r_3 + r_4)}{\partial t} + (\omega_1 + \omega_{32}) \times (r_3 + r_4) + (\omega_1 + \omega_{32} - \omega_{34}) \times r_5 = \sum_{j=1}^{12} u_j V_4^j \\ \omega_4 = \omega_1 + \omega_{32} - \omega_{34} = \sum_{j=1}^{12} u_j \omega_4^j \\ V_{32} = V_3 - V_2 = \sum_{j=1}^{12} u_j V_{32}^j \end{cases} \quad (4)$$

式中: V_{32} 为内管质心相对外管质心的速度。

2.4 惯性力

假设加油机、外管、内管和受油机的质量为 m_1, m_2, m_3 和 m_4 ; 刚体绕自身质心的转动惯量在管体系下为 J_1, J_2, J_3 和 J_4 。则系统各刚体的惯性力和惯性力矩为:

$$\begin{cases} F_2^* = -m_2 dV_2/dt \\ M_2^* = -J_2 \partial \omega_2 / \partial t - \omega_2 \times J_2 \omega_2 \\ F_3^* = -m_3 dV_3/dt \\ M_3^* = -J_3 \partial \omega_3 / \partial t - \omega_3 \times J_3 \omega_3 \\ F_4^* = -m_4 dV_4/dt \\ M_4^* = -J_4 \partial \omega_4 / \partial t - \omega_4 \partial J_4 / \partial t - \omega_4 \times J_4 \omega_4 \end{cases} \quad (5)$$

在式(5)求偏导的过程中,可将广义速率的导数引入模型中。

2.5 主动力

作用于外管的主动力包括:外管自身的重力 G_2 ,伸缩管受到的气动力 R_2 ,合力为 $F_2=G_2+R_2$;气动力对外管质心的力矩为 M_2 。

作用于内管的主动外力仅为重力 G_3 ,合力为 $F_3=G_3$, $M_3=0$ 。

作用于受油机的主动力包括:受油机的重力 G_4 ,推力 T_4 ,总气动力 R_4 ,合力为 $F_4=G_4+T_4+R_4$;力矩为气动力矩为 M_4 。

内、外管间的主动内力为内管相对于外管运动过程的阻尼力,该力的方向为沿管轴线的方向, $F_{32}=f+ku_{12}$;其中 f 为静摩擦力, k 为动摩擦因数。

2.6 动力学方程

由于表达式十分复杂,本文不再详细列出模型表达式,仅就计算过程及模型的形式说明如下:将式(4)求取的 ω_j^i , V_j^i 与主动力 F_2, F_3, F_4, F_{32} 代入式(2)得到 F_j^* ;将式(5)的惯性力代入式(2)得到 F_j^* ;将它们代入式(1),就得到 $\ddot{u}_1 \sim \ddot{u}_{12}$ 标量形式的动力学方程,简化表达为:

$$A \sum_{j=1}^{12} \ddot{u}_j = B \quad (6)$$

式中:系数 A, B 由系统广义坐标、广义速率、各刚体质量、转动惯量确定、系统的外力和主动内力来确定。

2.7 运动学方程

管体系相对万向节系的角速度为 $p_s=u_8 \cos \phi_s \cot \theta_s$, $q_s=u_7$, $r_s=u_8$,管体系相对万向节系的相对姿态角微分方程为:

$$a \begin{bmatrix} \dot{\theta}_s \\ \dot{\psi}_s \\ \dot{\phi}_s \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} u_7 \cos \phi_s - u_8 \sin \phi_s \\ \frac{1}{\cos \theta_s} (u_8 \cos \phi_s + u_7 \sin \phi_s) \\ u_8 \cos \phi_s \cot \theta_s + (u_8 \cos \phi_s + u_7 \sin \phi_s) \tan \theta_s \end{bmatrix} \quad (7)$$

同理,管体系相对受油机机体系的角速度为 $p_t=u_9$, $p_t=u_{10}$, $r_t=u_{11}$,管体系相对受油机机体系的姿态角的微分方程为:

$$\begin{bmatrix} \dot{\theta}_t \\ \dot{\psi}_t \\ \dot{\phi}_t \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} u_{10} \cos \phi_t - u_{11} \sin \phi_t \\ \frac{1}{\cos \theta_t} (u_{11} \cos \phi_t + u_{10} \sin \phi_t) \\ u_9 + (u_{11} \cos \phi_t + u_{10} \sin \phi_t) \tan \theta_t \end{bmatrix} \quad (8)$$

另外,内管伸缩速率:

$$\dot{l}=u_{12} \quad (9)$$

至此,式(8)和式(9)完整地描述了系统的运动学与动力学方程。

3 仿真分析

对第2节所建的系统模型进行仿真。假定加油机定直平飞,飞行高度 $H=7000\text{m}$,马赫数 $Ma=0.74$;受油机质心位于万向节下方 8m 、后方 15m 、侧方 0m ,受油机质心速度与万向节的速度一致。伸缩管俯仰轴角、升降舵位置和內管伸长量根据加、受油机初始位置配平。

(1) 伸缩管俯仰运动对系统的影响

2s 偏转伸缩管升降舵 -5° ,伸缩管俯仰运动对系统的影响如图2所示。

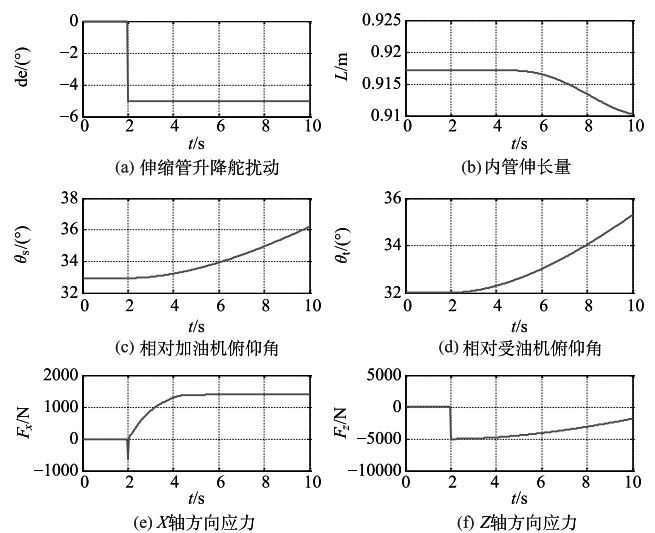


图2 伸缩管俯仰运动对系统的影响

Fig.2 Influence of boom pitching on system

从图2可以看出,伸缩管的升降舵上偏时,在伸缩管上作用一个额外的气动力矩,伸缩管相对加油机的俯仰角呈增加趋势。由于受油机的姿态角几乎不变,伸缩管相对受油机的俯仰角也呈增加趋势,且增加的幅度与相对加油机俯仰角的增加幅度相当。当系统状态变化到一定程度时,受油机对內管克服内、外管之间的摩擦力,内外管间出现相对运动。

(2) 伸缩管滚转运动对系统的影响

2s 偏转伸缩管方向舵 -10° ,伸缩管滚转运动对系统的影响如图3所示。

从图3可以看出,伸缩管的方向舵偏转时,会对三个方向均产生影响,证明伸缩管的横航向存在耦合。当系统状态变化到一定程度时,受油机对內管克服摩擦力,内外管间出现相对运动。

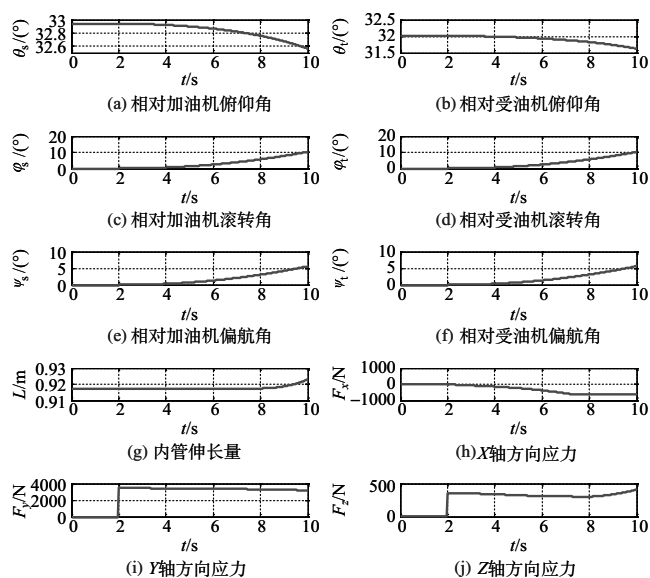


图3 伸缩管滚转运动对系统的影响
Fig.3 Influence of boom rolling on system

(3) 内管伸缩对系统的影响

内管的伸缩通过受油机调整油门来实现, 2s 负偏油门 0.2°, 4s 正偏油门 0.2°, 6s 正偏油门 0.4°。内管伸缩对系统的影响如图 4 所示。

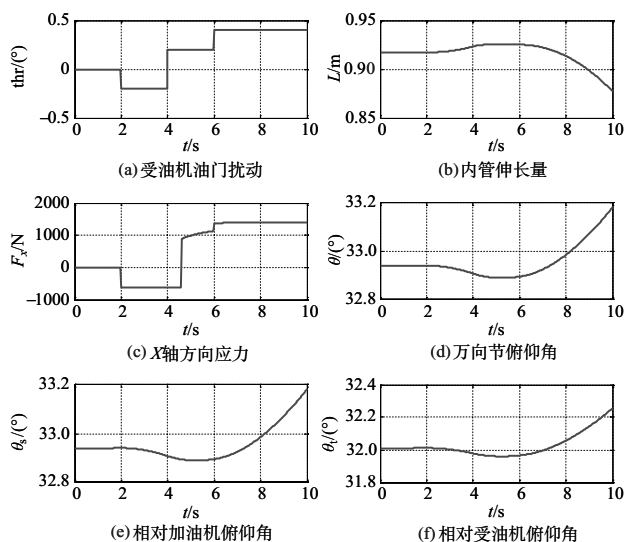


图4 内管伸缩对系统的影响

Fig.4 Influence on the system response caused by the boom extension

从图 4 可以看出, 前 2s 系统平衡, 接嘴处没有相互作用力。2s 时负偏油门, 受油机减速, 受油机与伸缩管有分离的趋势, 在接嘴处轴向作用一个负的约束力, 该约束力与重力在轴向的分量之和超过了静摩擦力, 因此内管开始沿管轴加速滑出。4s 正偏油门, 受油机加速,

受油机与伸缩管分离的速度逐渐减小, 当速度降低为零时, 由于受油机仍在加速, 接嘴处作用于伸缩管一个正向的轴向力, 但该轴向力与重力在轴向分量之和不足以克服静摩擦力, 因此内管停止运动。6s 油门继续增大, 此时接嘴处轴向应力更大, 克服静摩擦力后内管开始收缩。

(4) 受油机俯仰运动对系统的影响

2s 偏转受油机升降舵 -1° , 受油机俯仰运动对系统的影响如图 5 所示。

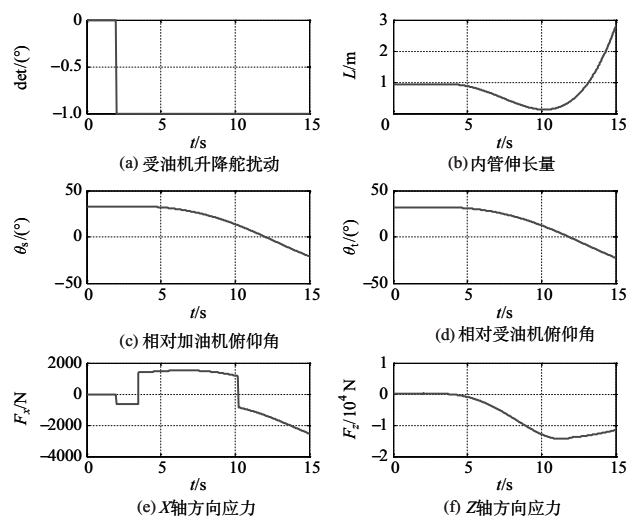


图5 受油机俯仰运动对系统的影响
Fig.5 Influence of receiver pitching on system

从图 5 可以看出, 2s 时负偏升降舵, 产生一个负的升力增量, 使受油机与伸缩管有分离的趋势, 伸缩管外伸。随着受油机的抬头, 升力逐渐增大, 受油机高度会有一定的上升, 促使内管收缩; 后期随着迎角增大, 阻力逐渐增大, 受油机的速度降低, 由于速度降低导致受油机与伸缩管在水平方向上远离, 因此观察到内管长期运动的趋势是外伸。随着受油机偏离平衡位置的程度加大, 伸缩管接嘴处受到逐渐增大的径向对接应力与侧向对接应力, 间接证实了理论分析结果。

(5) 受油机滚转运动对系统的影响

2s 偏转受油机左副翼 -5° , 受油机滚转运动对系统的影响如图 6 所示。

从图 6 可以看出, 由于负偏左副翼时, 受油机出现左滚、左侧滑, 并对万向节作用一个正的侧向力。由于受油机相对伸缩管总是有分离的趋势, 内管总是伸长。随着受油机偏离平衡位置的程度加大, 伸缩管接嘴处受到逐渐增大的径向对接应力。

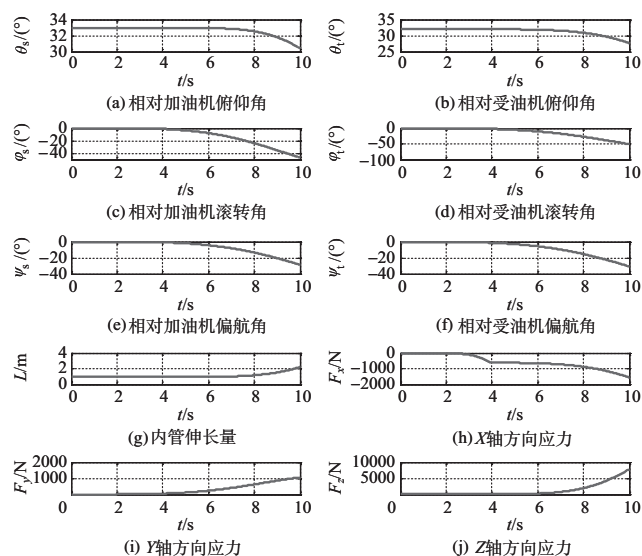


图6 受油机滚转运动对系统的影响

Fig.6 Influence of receiver rolling on system

(6) 受油机偏航运动对系统的影响

2s 偏转受油机方向舵 -1° , 受油机偏航运动对系统的影响如图 7 所示。

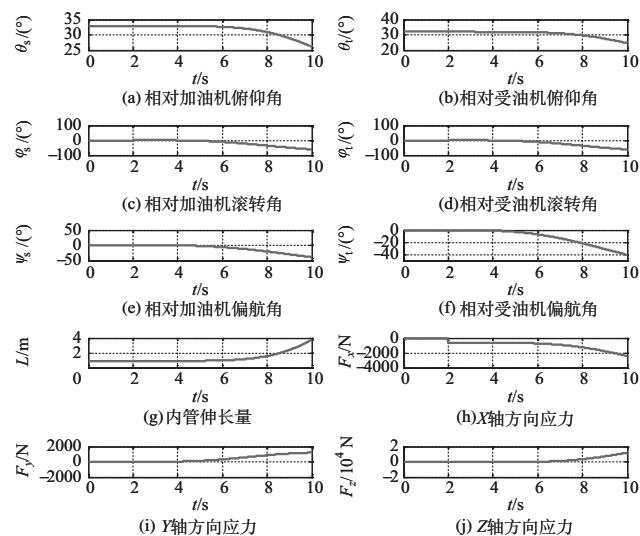


图7 受油机偏航运动对系统的影响

Fig.7 Influence of receiver yawing on system

从图 7 可以看出, 方向舵负偏, 受油座相对伸缩管有正的侧向偏离趋势, 受油机作用于接嘴一个正的侧力, 这个侧力对万向节产生负的偏航力矩, 因此伸缩管相对加油机与受油机的偏航角均减小。随着受油机偏离平衡位置的程度加大, 伸缩管接嘴处受到逐渐大的径向对接应力与侧向对接应力。

通过仿真分析可知:

(1) 伸缩管舵面变化时, 其相对于加油机和受油机的

姿态发生变化, 横航向与纵向存在耦合, 内、外管之间出现 0.01m 左右的相对运动, 加油头在 X、Y、Z 三个方向均产生应力。

(2) 受油机加、减油门时, 当克服了内、外管之间的摩擦力后, 内、外管之间会出现相对运动。

(3) 受油机舵面变化时, 加油杆相对于加油机和受油机的姿态发生变化, 且数值较大, 内、外管之间的相对运动可达 4m, 加油头受力较大, 受油机的扰动运动对系统影响较大。

4 结束语

本文依据凯恩法建立了硬式空中加油已对接系统的动力学模型, 并仿真分析了系统响应的特点。所建模型在加油机定直平飞的假设下, 表达了加油机、伸缩管外管、内管和受油机四个刚体之间的相互关系, 同时通过仿真分析说明了伸缩管舵面运动、伸缩运动以及加油机运动对系统的影响, 给出了不同扰动下加油头的受力分析, 为已对接系统的卸荷控制提供设计基础。

AST

参考文献

- [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, 2005: 15-18.
- [2] 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.
- [3] 杨朝星, 刘洋洋, 陆宇平. 硬式加油装置的凯恩法建模与仿真研究[J]. 飞行力学, 2014, 32 (6): 518-522.
YANG Chaoxing, LIU Yangyang, LU Yuping. Modeling and simulation for boom aerial refueling device using Kane method[J]. Flight Dynamics, 2014, 32 (6): 518-522. (in Chinese)
- [4] 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 feed-back non-linearization used in design of boom air-refueling control system[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2008, 29 (3): 652-656. (in Chinese)
- [5] 薛建平, 陈博, 王小平. 空中加油伸缩管控制研究[J]. 飞行力学, 2008, 26 (4): 14-18.

- XUE Jianping, CHEN Bo, WANG Xiaoping. Control law research on aerial refueling boom[J]. Flight Dynamics, 2008, 26 (4): 14-18. (in Chinese)
- [6] 蒋军昌,高亚奎,陈明. 空中加油伸缩管装置控制系统研究[J]. 飞行力学, 2008, 26 (1): 87-91.
- JIANG Junchang, GAO Yakui, CHEN Ming. Air refueling boom control system investigation[J]. Flight Dynamics, 2008, 26 (1): 87-91. (in Chinese)
- [7] Stoneking E T. Implementation of Kane's method for a spacecraft composed of multiple rigid bodies[C]//Proceeding of AIAA Guidance, Navigation and Control (GNC) Conference, USA, 2013. (责任编辑 朱赫)
- 作者简介**
- 张珊珊 (1988-) 女, 硕士, 工程师。主要研究方向: 控制律设计与仿真。
- Tel: 029-86832511
- E-mail: 332304531@qq.com
- 何超 (1982-) 男, 学士, 高级工程师。主要研究方向: 飞机建模与控制律设计。
- 唐瑞琳 (1987-) 男, 硕士, 工程师。主要研究方向: 控制律设计与仿真。

Modeling and Simulation of Connected Boom Aerial Refueling System

ZHANG Shanshan*, HE Chao, TANG Ruilin

AVIC The First Aircraft Institute, Xi'an 710089, China

Abstract: A model of connected boom aerial refueling system was established. The constraint function between the tanker, inner tube on the boom, fixed boom and the receiver was considered. Coordinated frames, generalized coordinates and generalized velocities were defined. A Kane method based model was established. The simulation on the established model is carried out. The results indicate that the tanker, inner tube of the boom, fixed boom and the receiver are mutually influenced. It is concluded that the method which is discussed is able to provide precise dynamic model for system simulation.

Key Words: boom aerial refueling; modeling and simulating; Kane method; refueling boom

Received: 2017-03-29; Revised: 2017-05-26; Accepted: 2017-07-19

*Corresponding author. Tel. : 029-86832511 E-mail: 332304531@qq.com