

DOI:10.11918/202005037

受油机头波作用下软管-锥套运动特性分析

刘海洲, 田浩, 黄意新, 赵阳

(哈尔滨工业大学 航天学院, 哈尔滨 150001)

摘要:为降低空中加油对接过程中头波作用对软管-锥套的扰动,提高空中加油对接成功率,对头波影响范围内软管-锥套运动特性进行了仿真与分析。首先,基于集中参数原理的多刚体动力学,建立了包含软管弹性及弯曲恢复力矩且长度可变的软管锥套组合体动力学模型。然后,采用拟合半兰金体头波理论模型模拟符合受油机头部外形尺寸的头波流场。最后,通过综合考虑紊流、重力以及加油机尾流等因素的数值仿真,获得了头波作用下软管锥套的运动特性,就不同对接高度、飞行速度、软管材料、对接速度、对接方式和受油机头部外形等因素对头波作用下软管锥套运动特性的影响进行了分析。结果表明:受油机靠近锥套时,在头波作用下锥套会向远离受油机的方向运动,然后回摆;高对接高度、低飞行速度可降低头波的扰动,合理设置对接速度、对接方式、软管材料、截面类型与受油机头部外形也可降低头波对锥套的扰动。仿真结果充分说明通过优化加油设备及对接过程可以达到降低头波扰动的目的。

关键词:空中加油;受油机头波;软管锥套组合体;多刚体动力学;运动特性

中图分类号: V228.1+7 **文献标志码:** A **文章编号:** 0367-6234(2021)12-0016-07

Analysis of motion characteristics of hose-drogue under bow wave

LIU Haizhou, TIAN Hao, HUANG Yixin, ZHAO Yang

(School of Astronautics, Harbin Institute of Technology, Harbin 150001, China)

Abstract: To reduce the bow wave disturbance on hose-drogue during the docking operation of aerial refueling and improve the docking success rate of aerial refueling, the motion characteristics of hose-drogue under the influence of bow wave were simulated and analyzed. First, based on the lumped parameter method, a dynamic model of hose-drogue assembly with hose elastic, bending restoring moment, and variable-length was built. Then, a theoretical model for the bow wave of Rankine half-body was introduced to simulate the bow wave field conforming to the nose shape of the receiver aircraft. Finally, through the numerical simulation of turbulence, gravity, and tanker wake, the motion characteristics of hose-drogue under bow wave were obtained. The effects of docking height, flight speed, hose material, docking speed, docking method, and nose shape of the receiver on the motion characteristics of hose-drogue under bow wave were analyzed. Results show that when the receiver aircraft was close to the drogue, the drogue would deviate away from the receiver under the bow wave effect and then swing back. High docking altitude and low flight speed reduced bow wave disturbance. Reasonable setting of docking speed, docking method, hose material, section type, and nose shape of aircraft could also reduce the disturbance of bow wave to drogue. Simulation results show that the bow wave disturbance could be reduced by optimizing the refueling equipment and docking process.

Keywords: aerial refueling; bow wave; hose-drogue assembly; rigid multi-body dynamics; motion characteristic

软管锥套式空中加油系统具有结构简单、性能可靠、能为多架受油机同时加油的优点,软式加油吊舱尺寸较小、便于挂载,在无人机自主空中加油中极具优势。但软管锥套组合体(hose-drogue assembly, HDA)因其软管结构柔性易受环境扰动干扰,对接成功率较低。在众多扰动中受油机头波引起的锥套扰动是最大的问题,往往是对接失败的主要因

素^[1]。分析受油机头波作用下HDA运动特性及影响其扰动幅度的因素,可以为选取最优的对接环境、对接结构、对接方式,进而降低头波对锥套的扰动,提高对接成功率,降低对接风险提供帮助。

目前,国内外对软管锥套系统的建模仿真已较为成熟,罗^[2]建立了基于集中质量法的软管-锥套模型,并分析了软管-锥套在多种因素下的动力学特性,但其长度固定,忽视了软管的弹性特征。王海涛等^[3-5]在集中参数原理的多刚体动力学基础上,引入质量弹簧模型与软管弯曲恢复力,建立了考虑软管弹性且长度可变的软管锥套动力学模型,并将其应用到甩鞭效应的研究当中,取得了良好的效果,

收稿日期: 2020-05-11

基金项目: 国家自然科学基金青年科学基金(12002103)

作者简介: 刘海洲(1996—),男,博士研究生;

赵阳(1968—),男,教授,博士生导师

通信作者: 田浩, tih@hit.edu.cn

但其弯曲恢复力模型不方便进行加载。

在受油机头波建模方面, Ro 等^[6]与王健等^[7]利用 CFD 方法对受油机头波进行研究, 该方法计算量较大, 难以满足计算的实时性。Bhandari 等^[8]在空中加油过程中的头波效应研究中采用兰金体模型模拟受油机头部流场, 并深入分析了多种湍流的影响。Dai 等^[9]建立了一个基于拟合强度函数的差分半兰金体头波模型, 在此基础上使用 CFD 计算结果修正已有模型的偏差, 得到的结果与实验对比为吻合。

针对头波扰动, Dai 等^[10-12]采用迭代学习控制方法对受油机进行控制以达到降低头波扰动的目的。Liu 等^[13]利用深度学习的方法对受油机对接轨迹进行了优化有效的降低了头波的扰动。但深度学习控制方法对扰动抑制有限, 如果通过优化加油设备和对接过程, 可以进一步降低头波扰动, 将充分提升头波扰动抑制能力, 提高对接成功率。

为证明优化加油设备及对接过程可以有效降低头波扰动, 对受油机头波作用下软管锥套组合体运动特性进行分析。将拟合半兰金体头波理论模型与基于质量集中原理的软管动力学模型相结合, 并引入质量弹簧模型和新型软管弯曲恢复力矩, 综合考虑加油机尾流、头波作用与大气紊流的扰动, 对软管-锥套头波效应下的运动状态进行仿真, 并针对加-受油机飞行高度、飞行速度、软管材料特性、对接速度、对接方式等因素对软管-锥套在受油机头波状态下的运动特性影响进行研究。

1 软管动力学与头波建模

1.1 建模假设与坐标系定义

采用集中参数法将软管简化为 n 个可变长度软管段, 段间用球铰链接, 质量、外部力、内力、等效弯曲恢复力均集中于节点处。锥套位于最后一节软管段的末端。

地平坐标系 $Oxyz$ 为惯性系, 建立建模坐标系 $O_p x_p y_p z_p$, O_p 点位于加油吊舱处, x_p 轴为加油机速度方向的反方向, z_p 轴垂直于海平面向上, y_p 轴由右手定则确定。平行于 $O_p x_p y_p z_p$ 坐标系在受油机机头处建立受油机坐标系 $O_r x_r y_r z_r$, 坐标系示意图如图 1 所示。

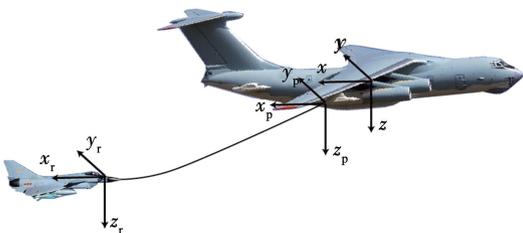


图 1 坐标系示意图

Fig. 1 Sketch of coordinate system

1.2 软管动力学建模

由牛顿第二定律可得, 节点 i 的动力学方程为

$$\mathbf{a}_i = \begin{cases} 0, & i=1 \\ \frac{1}{m}(\mathbf{T}_i + \mathbf{T}_{i-1} + \mathbf{Q}_i + \mathbf{R}_i), & i=2, 3, \dots, n \\ \frac{1}{m}(\mathbf{T}_{i-1} + \mathbf{Q}_i + \mathbf{R}_i), & i=n+1 \end{cases} \quad (1)$$

式中: \mathbf{a}_i 为节点 i 的加速度; $m = \mu l_0$, 其中 m 为单个软管段的质量, μ 为软管的线密度, l_0 为软管段的初始长度; \mathbf{T}_i 为第 i 段软管段的张力; \mathbf{Q}_i 为参数集中之后的集中到 i 节点的外力; \mathbf{R}_i 为 i 节点上的等效弯曲恢复力距所产生的力。

根据 GJB 2461A—2008《空中加油橡胶软管组合件规范》规定^[14]软管最大伸长率不超过 4% 且主要由橡胶与螺旋钢丝组成, 具有一定黏弹性。为模拟软管蠕变特性, 可利用 Kelvin 固体模型(弹簧质量模型)构造软管段的张力模型。该模型中两节点间的张力大小表示为一个应力-应变关系项加一个线性阻尼项^[15-16]为

$$\mathbf{T}_i = E A \boldsymbol{\varepsilon}_i + B \dot{\boldsymbol{\varepsilon}}_i \quad (2)$$

式中: E 为软管弹性模量, A 为软管横截面面积, $\boldsymbol{\varepsilon}_i$ 、 $\dot{\boldsymbol{\varepsilon}}_i$ 分别为软管段的应变和应变率。线性阻尼系数 B 为

$$B = 2B_0 m \sqrt{E/\rho} \quad (3)$$

式中: $\sqrt{E/\rho}$ 为材料中纵波的波速, B_0 为材料的阻尼常数, 通常在 0~0.5 之间。

新型弯曲恢复力矩模型如图 2 所示, 其幅值可简化为

$$|M_i| = \frac{2EI\theta_i}{l_{i-1}}, \quad i=2, 3, \dots, n \quad (4)$$

式中软管截面的面积惯性矩 I 与相邻两杆间夹角 θ_i 可表示为:

$$I = \pi(d_0^4 - d_i^4)/64 \quad (5)$$

$$\theta_i = \arccos(\mathbf{e}_{i-1} \cdot \mathbf{e}_i) \quad (6)$$

式中: d_i 、 d_0 分别为软管的内、外直径, \mathbf{e}_{i-1} 为 $i-1$ 节点到 i 节点的单位方向向量, \mathbf{e}_i 为 i 节点到 $i+1$ 节点的单位方向向量。

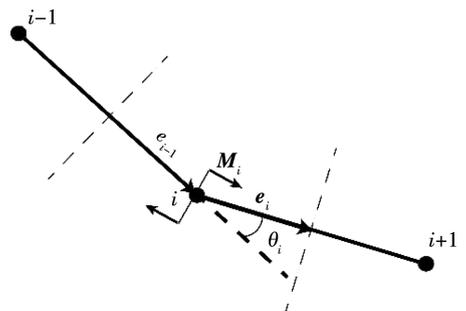


图 2 等效弯曲恢复力矩

Fig. 2 Equivalent bending restoring moment

等效恢复力矩 M_i 的方向向量为

$$\mathbf{n}_i = -\mathbf{e}_{i-1} \times \mathbf{e}_i \quad (7)$$

软管气动力由切向气动摩擦力与法向压差力两部分组成,软管切向气动力平行于软管轴线方向,法向压差力方向垂直于其轴线方向。气动阻力可写成如下矢量形式^[17]:

$$\mathbf{D}_i = \mathbf{D}_t - \mathbf{D}_n = \left[\frac{1}{2} C_{f, \text{air}} (\mathbf{v} \cdot \mathbf{n}_t)^2 \pi d_o \cdot l_i \right] \mathbf{n}_t + \left[\frac{1}{2} C_{d, \text{air}} (\mathbf{v} - (\mathbf{v} \cdot \mathbf{n}_t) \mathbf{n}_t)^2 d_o \cdot l_i \right] \mathbf{n}_n \quad (8)$$

式中: C_f 、 C_d 分别为软管的表面摩擦系数与表面升力系数, ρ_{air} 为大气密度, \mathbf{v} 为相对速度矢量, \mathbf{n}_t 、 \mathbf{n}_n 分别为软管轴向方向向量、软管法向方向向量。

锥套气动阻力可表示为

$$\mathbf{D}_{\text{drogue}} = -\frac{1}{2} \rho_{\text{air}} (\mathbf{v}_{\text{d/air}} \cdot \mathbf{v}_{\text{d/air}}) \frac{\pi d_{\text{drogue}}^2}{4} C_{\text{drogue}} \frac{\mathbf{v}_{\text{d/air}}}{|\mathbf{v}_{\text{d/air}}|} \quad (9)$$

式中: $\mathbf{v}_{\text{d/air}}$ 为锥套相对空气的速度矢量, d_{drogue} 、 C_{drogue} 分别为锥套直径和阻力系数。

1.3 头波气流建模

受油机头波模型的建立十分困难,研究也很不充分,通常采用半兰金体来模拟受油机头部的流场,但其外形过于简单,难以准确地描述受油机头波。本文中选用文献[9]中的方法,用偶极子强度函数来拟合确定形状的机首所形成的头波流场。

将偶极子分布区平均分为 m 段,在机头表面取 n 个点 $P_i(x_{ci}, y_{ci}) (i=1, 2, \dots, n), n > m$ 。

由

$$A_{ij} = \frac{\Delta s}{(x_{ci} - s_j)^2 + y_{ci}^2}, \mathbf{A} \begin{bmatrix} f_m(s_1) \\ f_m(s_2) \\ \vdots \\ f_m(s_m) \end{bmatrix} = \mathbf{I}_{n \times 1} \quad (10)$$

式中: Δs 为偶极子段长度, s_j 为第 j 段偶极子段中点, $\mathbf{A} = (A_{ij})_{n \times m}$, 可以求解出 m 个偶极子强度分布函数的值 $f_m(s_1), f_m(s_2), \dots, f_m(s_m)$ 及拟合流函数。

$$\psi(x, y) = v_\infty y - v_\infty y \sum_{j=1}^m \frac{f_m(s_j) \Delta s}{(x - s_j)^2 + y^2} \quad (11)$$

式中 (x, y) 为平面上机头外一点, \mathbf{v}_∞ 为来流速度。

如图 3 所示,在三维流动下, D 点在受油机坐标系 O_r, y_r, z_r 下的坐标为 (x_r, y_r, z_r) , 则其在半兰金体轴线与 D 点构成的平面上的坐标 (x_d, y_d) 为

$$x_d = -x_r, y_d = \sqrt{y_r^2 + z_r^2} \quad (12)$$

因此气流速度在 3 个方向上的分量为

$$\begin{cases} v_x = -\frac{\partial \psi(x_d, y_d)}{\partial y} \\ v_y = \frac{y_r}{\sqrt{y_r^2 + z_r^2}} \frac{\partial \psi(x_d, y_d)}{\partial x} \\ v_z = \frac{z_r}{\sqrt{y_r^2 + z_r^2}} \frac{\partial \psi(x_d, y_d)}{\partial x} \end{cases} \quad (13)$$

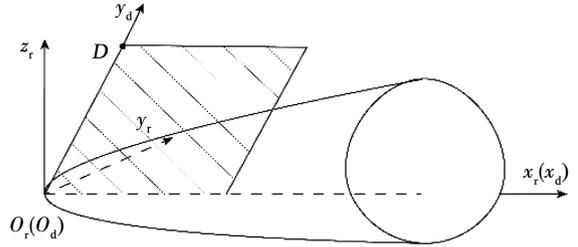


图 3 转换关系图

Fig. 3 Transformation relation

2 仿真结果及分析

仿真参数设置如下:

1) 采用标准大气模型与 Dryden 紊流^[18-19]模型,如无特殊说明紊流模型尺度 $L_u = L_v = L_w = 53\ 340\ \text{mm}$,强度 $\sigma_u = \sigma_v = \sigma_w = 10^{-2}$ 。加油机机翼长度 $39.9\ \text{m}$,质量为 $58.8\ \text{t}$,采用 Hallock-Burnham 模型^[19-20]模拟加油机后方的尾流。如无特殊说明,本文算例均为飞行高度 $8\ 000\ \text{m}$,飞行速度 $120\ \text{m/s}$,大气密度 $0.525\ 2\ \text{kg/m}^3$ 。

2) 如无特殊说明,本文算例受油机头部均为长 $7.10\ \text{m}$ 、宽 $1.05\ \text{m}$ 、高 $1.25\ \text{m}$ 的钝头体。受油锥管端点位于受油机坐标系下 $(2.2\ \text{m}, 0.86\ \text{m}, 1.0\ \text{m})$ 处。

3) 如无特殊说明,加油软管参数如下, $L = 15\ \text{m}$ 、 $d_o = 0.067\ 0\ \text{m}$ 、 $d_i = 0.050\ 8\ \text{m}$ 、 $\mu = 4.11\ \text{kg/m}$ 、 $E = 13.79\ \text{MPa}$ 、 $A = 14.988\ 2\ \text{cm}^2$ 、 $B_0 = 0.5$ 、 $\rho = 2\ 742.15\ \text{kg/m}^3$ 、 $C_f = 0.005\ 2$ 、 $C_d = 0.218\ 2$ 、 $d_{\text{drogue}} = 0.6\ \text{m}$ 、 $C_{\text{drogue}} = 0.830\ 68$ 、 $M = 29.5\ \text{kg}$ 。

2.1 锥套动态特性及紊流影响

对接开始前受油机位于加油机后方 $35\ \text{m}$ 处,受油机插头与锥套处于同一水平位置。 $T = 70\ \text{s}$ 时,受油机在紊流和受油机头波扰动下开始进行对接,相对对接速度 $v_d = 1.2\ \text{m/s}$,加油机机体坐标系下 $70 \sim 100\ \text{s}$ 时间内锥套运动轨迹如图 4 所示。

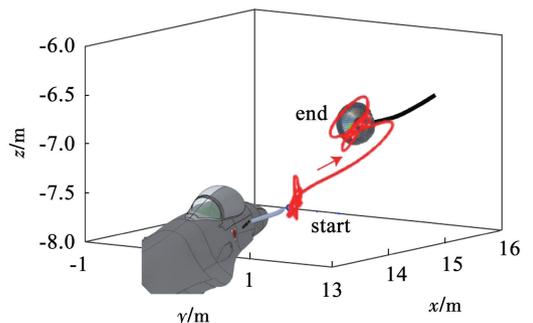


图 4 锥套运动轨迹

Fig. 4 Motion track of drogue

在对接初始阶段,受油机距离锥套位置较远,锥套几乎不受受油机头波影响,在紊流扰动下无规则的小幅运动,当受油机逐渐靠近锥套时,锥套在头波作用下远离受油机头部向右上方运动,在回摆后稳定在初始位置的右上方,继续在紊流扰动下无规则的小幅运动。

在上述过程中,锥套运动不仅受头波作用影响,也受大气紊流的影响,因此选取不考虑紊流、轻度紊流($\sigma_u = \sigma_v = \sigma_w = 10^{-2}$)、中度紊流($\sigma_u = \sigma_v = \sigma_w = 10^{-3}$)3种情况下的对接过程进行仿真分析,仿真得到的不同紊流强度下 70~90 s 的锥套 yz 平面运动轨迹如图 5 所示。

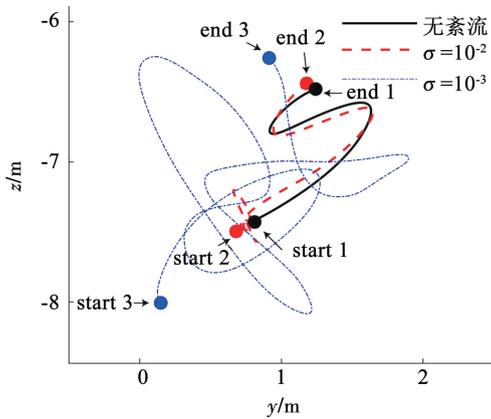


图 5 不同紊流强度下的锥套运动轨迹

Fig. 5 Motion track of drogue under different turbulence intensities

图 5 中 strat 1、end 1 为不考虑紊流情况锥套运动的起始点, strat 2、end 2 为轻度紊流($\sigma = 10^{-2}$)情

况下锥套运动的起始点, strat 3、end 3 为中度紊流($\sigma = 10^{-3}$)情况下锥套运动的起始点。不同紊流情况下,锥套在 yz 平面内受头波作用扰动向右上方运动,不考虑紊流与轻度紊流情况下锥套的运动趋势相似,起始点位置接近,轻度紊流对对接过程影响较小。中度紊流情况下,对接轨迹变化较大,紊流扰动幅度与头波扰动幅度相近。

2.2 加油编队飞行状态的影响

加-受油机完成编队后,加-受油机处于相对稳定状态,软管-锥套运动状态稳定,为描述锥套的摆动情况,取建模坐标系 $O_p x_p y_p z_p$ 下锥套位置为参考点,引入锥套相对于该点的位移 X_d 、 Y_d 、 Z_d 。飞行速度 120 m/s,飞行高度 2 000、3 500、5 000、6 500、8 000 m,对接速度 1.2 m/s 的轻度紊流($\sigma = 10^{-2}$)情况下仿真结果如图 6 所示,不同飞行高度下对应的 ρ_{air} 分别为 1.006、0.863、0.736、0.624、0.525 kg/m^3 。

加-受油机编队状态时,锥套受紊流影响无规则摆动,在各方向均上锥套相对平衡位移的运动均不超过 1.0 m,对接开始后锥套受头波作用影响摆动幅度增加,摆动幅度增加在 oz 方向上最为显著,最大摆动幅值达到 1.8 m。随对接高度增加,加-受油机编队所处的空气密度下降,从而使头波与紊流对软管-锥套的扰动下降。因此,选取高飞行高度有利于降低对接过程中锥套扰动,降低对接困难。

飞行高度 8 000 m、对接速度 1.2 m/s、飞行速度 100、120、140 m/s 的轻度紊流($\sigma = 10^{-2}$)情况下锥套运动仿真结果如图 7 所示。

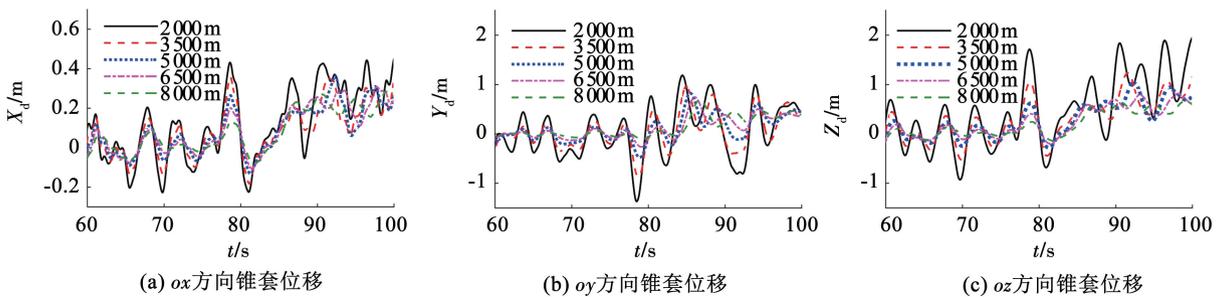


图 6 不同高度下锥套相对位移

Fig. 6 Relative displacement of drogue at different altitudes

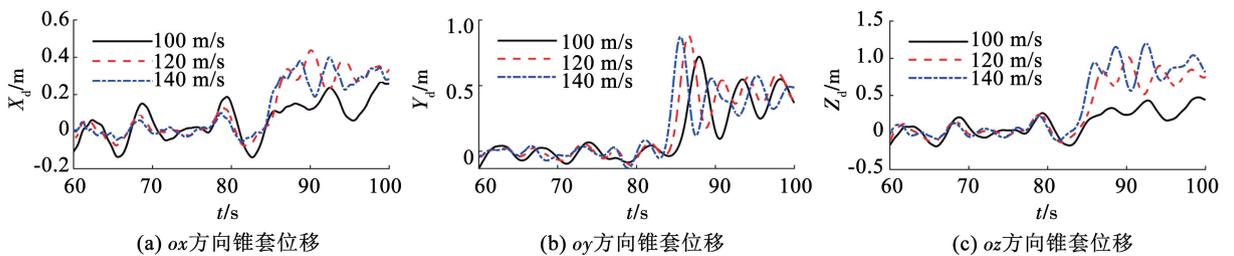


图 7 不同飞行速度下锥套相对位移

Fig. 7 Relative displacement of drogue at different flight speeds

飞行速度对头波效应下锥套的扰动具有一定影响,在 oy, oz 方向上,飞行速度增加,锥套受头波作用扰动增加,锥套的摆动幅度增加,在 ox 方向上,飞行速度的影响并不显著。在保证飞机机动性与升力的同时,低飞行速度有利于空中加油对接。

2.3 软管材料特性的影响

忽略加油软管扭转,将软管简化为多刚体段,软管简化为各向同性材料。不同截面、不同弹性模量的软管-锥套在尾流影响下的平衡位置如图 8 所示。

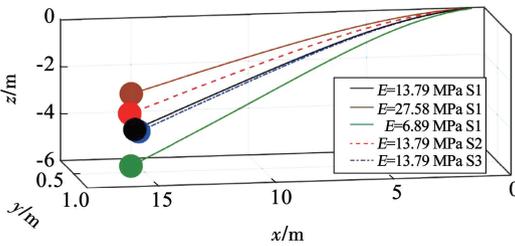


图 8 软管锥套在不同材料与截面下的平衡位置

Fig. 8 Balance position of hose-drogue with different materials and sections

3 个不同软管截面参数如下:1) S1 截面,外径 $d_o = 0.0670\text{ m}$ 、内径 $d_i = 0.0508\text{ m}$;2) S2 截面,外径 $d_o = 0.0770\text{ m}$ 、内径 $d_i = 0.0634\text{ m}$;3) S3 截面,外径 $d_o = 0.0670\text{ m}$ 、内径 $d_i = 0.0450\text{ m}$ 。

软管截面相同时,提高软管的弹性模量将会使软管的刚度提升,从而使锥套平衡位置向左上方靠拢,相同弹性模量下,软管截面不同,锥套的平衡位置也会产生改变。

相同截面、不同弹性模量软管材料下锥套的头波响应如图 9 所示,相同材料不同软管截面下锥套的头波响应如图 10 所示。软管-锥套在尾流影响下的平衡位置会随软管材料、软管截面的改变而改变,为更清晰的观测锥套在无紊流状态下的运动状态引入相对于尾流影响下平衡位置的位移 S_d 。

软管材料弹性模量增加,锥套摆动幅度有所减小,锥套受头波影响扰动降低,但增大软管弹性模量的同时,锥套在紊流影响下的平衡位置将更加靠近尾流涡核,受油机受尾流的影响将增大,受油机的控制难度大大提升,不利于空中加油对接。

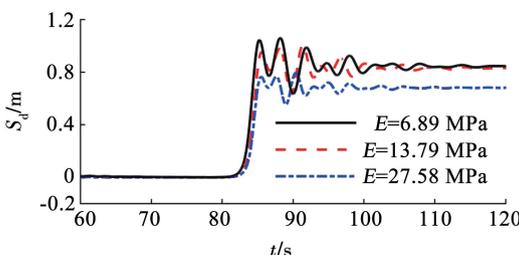


图 9 不同刚度下锥套位移量

Fig. 9 Displacement of drogue under different stiffness

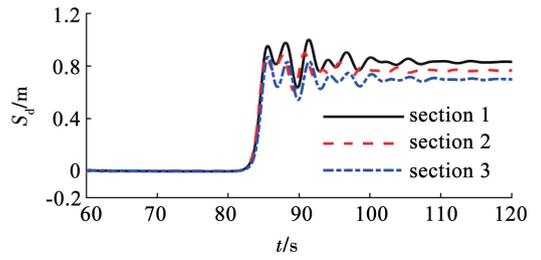


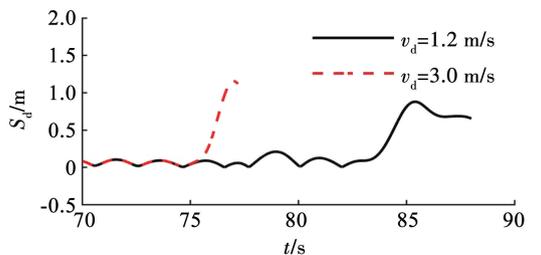
图 10 不同截面下锥套位移量

Fig. 10 Displacement of drogue with different types of sections

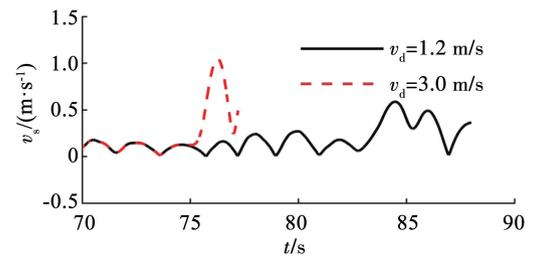
截面 1 相较于截面 2,在保持截面面积的情况下,软管直径有所较小,软管的面积惯性矩与气动力降低,锥套受头波扰动降低的同时锥套在加油机尾流作用下的平衡位置也有所降低,有利于进行空中加油对接,但却导致软管内径降低,大大降低了燃油的传输效率。截面 1 相较于截面 3,在软管的面积惯性矩与气动力不变的同时,使软管内径增大,增加了燃油传输效率,但软管截面面积、面积惯性矩和质量均有所降低,锥套在受油机头波扰动增加,不利于空中加油对接。由此可见,软管截面与软管弹性模量对头波作用下软管-锥套运动特性的影响较为复杂,此外,软管其他材料特性、结构设计等都会对空中加油对接产生影响,进行更深入研究可以进一步优化对接过程。

2.4 对接速度的影响

在对接速度 $v_d = 1.2\text{ m/s}$ 、 $v_d = 3.0\text{ m/s}$ 两种工况下进行水平直线匀速对接仿真模拟,锥套位移 S_d 、 yz 平面锥套运动速度 v_s 如图 11 所示。为更加直观的观察锥套在两种对接速度下的运动情况,当对接插头到达对接前平衡状态下锥套所处的 yz 平面时,对接停止。



(a) 摆动距离



(b) 运动速度

图 11 不同对接速度下锥套摆动距离与速度

Fig. 11 Displacement and velocity of drogue under different docking speeds

对比两种对接速度下的锥套运动情况, $v_d = 1.2 \text{ m/s}$, 对接过程较长, 锥套摆动幅度较小, 最大摆动幅度不超过 1 m 。 $v_d = 3.0 \text{ m/s}$ 时, 对接时间缩短, 但锥套摆动幅度较大, 摆动幅度处于峰值位置, 虽然摆动速度较小, 但仍有 0.5 m/s 。

2.5 对接方式的影响

采用 3 种对接方式进行对接, oy 、 oz 方向锥套位移如图 12 所示。

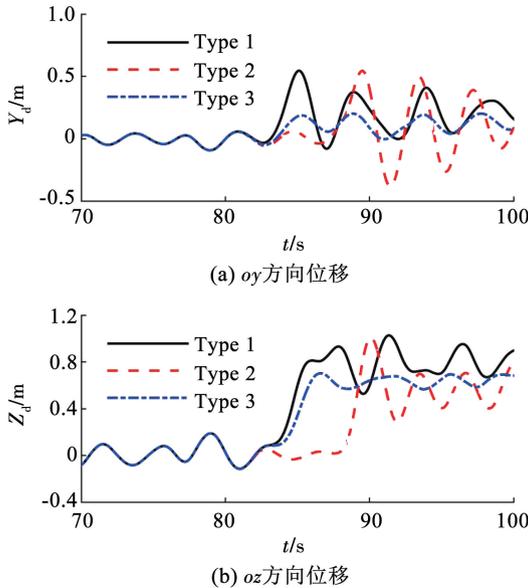


图 12 不同对接方式下锥套相对位移

Fig. 12 Relative displacement of drogue under different docking methods

3 种对接方式如下: 1) 方式 1。以 $v_d = 1.2 \text{ m/s}$ 的对接速度匀速对接; 2) 方式 2。从相对静止状态以 $a_d = 0.1 \text{ m/s}^2$ 的对接加速度匀加速对接; 3) 方式 3。以 $v_d = 1.2 \text{ m/s}$ 的对接速度从锥套后下方斜向上对接, 竖直高度差 $H_d = 5.0 \text{ m}$ 。

方式 2 与方式 1 相比, 锥套在 oy 方向产生大幅度回摆, 在对接不成功的情况下锥套极有可能击中受油机机头。方式 3 与方式 1 相比, 锥套的摆动幅度减小, 也更容易趋于平稳。

2.6 受油机头部外形的影响

两种不同尺寸的受油机头部外形: 外形 1 为长 7.10 m 、宽 1.05 m 、高 1.25 m 的钝头体; 外形 2 为长 7.10 m 、宽 0.73 m 、高 0.87 m 的钝头体。两种外形受油机头部的流函数如图 13 所示。

外形 2 相较于外形 1 长度不变, 宽度与高度相对较小, 两种受油机头部外形头波影响下锥套在 oy 、 oz 方向上的运动轨迹如图 14 所示。

不同外形的受油机头波作用下, 锥套在 oy 、 oz 方向的运动轨迹趋势相似。相较于外形 1, 外形 2 的受油机头波影响下, 锥套运动幅度有所降低。受

油机头部外形与尺寸也会对头波扰动下锥套的运动状态产生影响。

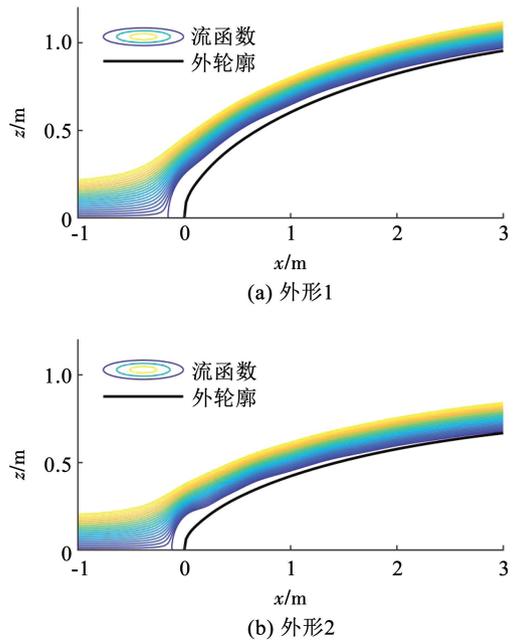


图 13 受油机头部流函数图

Fig. 13 Stream function of aircraft's nose

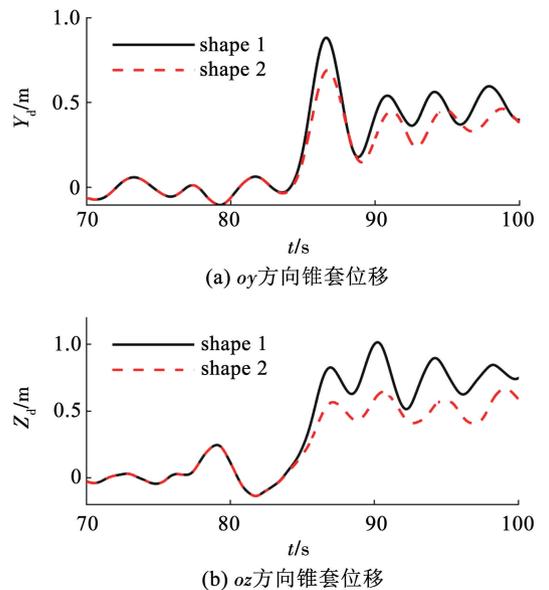


图 14 不同头部外形下锥套相对位移

Fig. 14 Relative displacement of drogue with different geometric shapes of nose

3 结 论

1) 当受油机逐渐接近锥套时, 锥套会在头波作用与轻度紊流影响下远离受油机头部, 随后产生一定程度的回摆, 多次摆动后在远离初始位置一定距离的位置上小幅摆动。

2) 高海拔高度、低空速下软管-锥套受头波作用影响降低, 后下方匀速对接方式锥套受头波作用扰

动低于后方直线匀速对接方式。增大对接相对速度,受油机可以更快的到达对接平面,但锥套摆动幅度、摆动速度都有所增大。通过合理选取空中加油对接环境与对接方式可以达到降低头波扰动的目的。

3)增加软管的刚度、保持截面面积增加软管直径、保持软管外径的同时缩小内径会使头波扰动下锥套的相对位移减小,受油机头部外形也会对头波作用下的锥套运动产生影响。通过优化空中加油设备可以有效的降低头波的扰动。

参考文献

- [1]全权,魏子博,高俊,等.软管式自主空中加油对接阶段中的建模与控制综述[J].航空学报,2014,35(9):2390
QUAN Quan, WEI Zibo, GAO Jun, et al. A survey on modeling and control problems for probe and drogue autonomous aerial refueling at docking stage[J]. Acta aeronautica et Astronautica Sinica, 2014, 35(9): 2390. DOI: 10.7527/S1000-6893.2014.0092
- [2]RO K, KAMMAN J W. Modeling and simulation of hose-paradrogue aerial refueling systems[J]. Guidance Control and Dynamics, 2010, 33(1): 53. DOI: 10.2514/1.45482
- [3]王海涛,董新民,窦和锋,等.软管锥套式空中加油系统建模与特性分析[J].北京航空航天大学学报,2014,40(1):92
WANG Haitao, DONG Xinmin, DOU Hefeng, et al. Dynamic modeling and characteristics analysis of hose-paradrogue aerial refueling system[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2014, 40(1): 92. DOI: 10.13700/j. bh. 1001-5965.2014.01.011
- [4]王海涛,董新民,郭军,等.空中加油软管锥套组合体甩鞭现象动力学建模与分析[J].航空学报,2015,36(9):3116
WANG Haitao, DONG Xinmin, GUO Jun, et al. Dynamics modeling and analysis of hose whipping phenomenon of aerial refueling hose-drogue assembly [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2015, 36(9): 3116. DOI: 10.7527/S1000-6893.2014.0343
- [5]WANG Haitao, DONG Xinmin, XUE Jianping, et al. Dynamic modeling of a hose-drogue aerial refueling system and integral sliding mode back stepping control for the hose whipping phenomenon[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2014, 27(4): 930. DOI: 10.1016/j. cja. 2014.06.010
- [6]RO K, KUK T, KANMAN J W. Active control of aerial refueling hose-drogue systems[C]//AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference. Toronto: AIAA, 2010. DOI: 10.2514/6.2010-8400
- [7]王健,董新民,徐跃鉴,等.软式空中加油受油机头波数值仿真分析[J].飞行力学,2016,34(1):54
WANG Jian, DONG Xinmin, XU Yuejian, et al. Simulation and analysis of the bow wave effect of the receiver in hose-drogue aerial refueling[J]. Flight Dynamics, 2016, 34(1): 54. DOI: 10.13645/j. cnki. f. d. 20150908.003
- [8]BHANDARI U, THOMAS P R, BULLOCK S, et al. Bow wave effect

- in probe and drogue aerial refueling [C]//Guidance, Navigation, and Control Conference. Boston: AIAA, 2013. DOI: 10.2514/6.2013-4695
- [9]DAI Xunhua, WEI Zibo, QUAN Quan. Modeling and simulation of bow wave effect in probe and drogue aerial refueling[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2016, 29(2): 448. DOI: 10.1016/j. cja. 2016.02.001
- [10]DAI Xunhua, QUAN Quan, REN Jinrui, et al. Terminal iterative learning control for autonomous aerial refueling under aerodynamic disturbances [J]. Journal of Guidance Control and Dynamics, 2018, 41(7): 1577. DOI: 10.2514/1. G003217
- [11]DAI Xunhua, QUAN Quan, REN Jinrui, et al. Iterative learning control and initial value estimation for probe-drogue autonomous aerial refueling of UAVs[J]. Aerospace Science and Technology, 2018, 9(34): 82. DOI: 10.1016/j. ast. 2018.09.034
- [12]REN Jinrui, DAI Xunhua, QUAN Quan, et al. Reliable docking control scheme for probe-drogue refueling[J]. Journal of Guidance Control and Dynamics, 2019, 42(11): 2511. DOI: 10.2514/1. G003708
- [13]LIU Yiheng, WANG Honglun, SU Zikang, et al. Deep learning based trajectory optimization for UAV aerial refueling docking under bow wave[J]. Aerospace Science and Technology, 2018, 80: 392. DOI: 10.1016/j. ast. 2018.07.024
- [14]中国人民解放军总装备部.空中加油橡胶软管组件规范: GJB 2461A—2008[S].北京:中国人民解放军总装备部,2008:2
General Armament Department of the Chinese People's Liberation Army. Specification for rubber hose and hose assembly for use in air refueling system; GJB 2461A—2008 [S]. Beijing: General Armament Department of the Chinese People's Liberation Army, 2008: 2
- [15]PUEVIS J W. Prediction ofparachute line sail during lines-first deployment[J]. Journal of Aircraft, 1983, 20(11): 940. DOI: 10.2514/3.56727
- [16]杨挺青.粘弹性力学[M].武汉:华中科技大学出版社,1990
YANG Tingqing. Viscoelastic mechanics [M]. Wuhan: Huazhong University of Science and Technology Press, 1990
- [17]VASSBERG J C, YEH D T, BLAIR A J, et al. Numerical simulations of KC-10 wing-mount aerial refueling hose-drogue dynamics with a reel take-up system[C]//Proceedings of the 22nd Applied Aerodynamics Conference and Exhibit. Providence: AIAA, 2004: 1. DOI: 10.2514/6.2004-4719
- [18]United States Department of Defense. Military specification flying Qualities of Piloted Airplanes: MIL-F-8785C[S]. Washington DC: United States Department of Defense, 1980
- [19]DOGAN A, LEWIS T A, BLAKE W. Flight data analysis and simulation of wind effects during aerial refueling [J]. Journal of Aircraft, 2008, 45(6): 2036. DOI: 10.2514/1.36797
- [20]DOGAN A, VENKATARAMANAN S, BLAKE W. Modeling of aerodynamic coupling between aircraft in close proximity [J]. Journal of Aircraft, 2005, 42(4): 941. DOI: 10.2514/1.7579

(编辑 张红)