

文章编号: 1674-8190(2024)06-255-13

软式空中加油主动增稳锥套控制研究

李飞, 朱喆, 黄江涛, 王春阳, 刘刚
(中国空气动力研究与发展中心, 绵阳 621000)

摘要: 软式空中加油中, 由于软管本身为柔性体, 在加油机尾流、阵风和大气紊流等复杂风场扰动下, 存在飘摆现象, 严重影响空中加油对接成功率。针对加油机尾流场建模、尾流风场扰动影响研究过程中存在精度和实时性要求较高的特点, 采用神经网络与 CFD 计算相结合的方法, 依据高精度 CFD 方法生成流场数据信息, 利用 BP 神经网络训练风场坐标参数和速度参数的映射关系, 建立加油机尾流风场模型; 针对锥套飘摆抑制控制方法存在抗干扰能力差、对模型依赖性较强、工程实现难度较大等问题, 采用模糊 PD 控制方法, 实现复杂风场干扰下翼舵式主动增稳锥套的飘摆抑制。结果表明: Y、Z 方向平均飘摆幅度分别降低 86.49%、79.04%, Y、Z 方向平均速度强度分别降低 72.98%、65.29%, 有效抑制了锥套飘摆幅度。

关键词: 软式空中加油; 神经网络; 加油机尾流; 增稳锥套; 模糊 PD

中图分类号: V228.1⁺7

文献标识码: A

DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.2024.06.24

Control strategy of an active stabilized drogue for hose-drogue aerial refueling

LI Fei, ZHU Zhe, HUANG Jiangtao, WANG Chunyang, LIU Gang
(China Aerodynamics Research and Development Center, Mianyang 621000, China)

Abstract: In the hose-drogue aerial refueling, as the hose is a flexible body, there is a floating phenomenon under the disturbance of complex wind fields such as tanker wake, gust and atmospheric turbulence, which seriously affects the success rate of docking. In view of the high accuracy and real-time requirements in the process of modeling the wake flow field of tanker and studying the influence of wake wind field disturbance, the method of combining neural network and CFD is adopted. Based on high-precision CFD method to generate flow field data, BP neural network is used to train the mapping between wind field coordinate parameters and velocity parameters, so as to establish the tanker wake wind field model. Aiming at the problems of poor anti-interference ability, strong dependence on model and difficulty in engineering realization, fuzzy PD control method is adopted to realize the swing suppression of wing-rudder active stabilization drogue under complex wind field interference. The simulation results show that the average floating amplitude in Y and Z directions is reduced by 86.49% and 79.04% respectively, and the flight test results show that the average speed intensity in Y and Z directions is reduced by 72.98% and 65.29% respectively, which effectively restrains the floating amplitude of drogue.

Key words: hose-drogue aerial refueling; neural network; tanker wake; stabilized drogue; fuzzy PD

收稿日期: 2024-03-18; 修回日期: 2024-09-14

通信作者: 黄江涛(1982-), 男, 博士, 研究员。E-mail: hjtcyfx@163.com

引用格式: 李飞, 朱喆, 黄江涛, 等. 软式空中加油主动增稳锥套控制研究[J]. 航空工程进展, 2024, 15(6): 255-267.

LI Fei, ZHU Zhe, HUANG Jiangtao, et al. Control strategy of an active stabilized drogue for hose-drogue aerial refueling[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2024, 15(6): 255-267. (in Chinese)

0 引言

空中加油技术对于航空兵作战能力而言是“力量倍增器”^[1],是增大飞机作战半径、提高载弹量、解决起飞重量与飞行性能相矛盾的重要手段^[2]。随着无人机的发展,自主空中加油在世界范围内掀起热潮^[3-4]。软式加油因其无需人工操纵、便于多机加油等特点^[5-7],受到人们的广泛关注。但是由于柔式加油软管易发生形变,受到加油机尾流、阵风、大气紊流等气流扰动影响,软管—锥套组合体存在无规律飘摆现象,不利于空中加油精确对接,影响对接成功率,甚至产生安全隐患,影响飞行安全^[8]。

加油机尾流风场模型建模精度直接影响锥套运动的仿真精度^[9],为提高仿真可信度,需要建立更精确的加油机尾流风场模型。现阶段加油机尾流建模方法主要分为试验测量、理论建模^[10-12]、计算流体力学^[13-15](Computational Fluid Dynamics, 简称CFD)仿真等。试验测量是最直接、最有说服力的方法,例如风洞法^[16],但是在资金和时间上消耗较大;理论建模常用模型有Hallock-Burnham模型、马蹄涡模型等,在仿真研究中表现出快速、简单的特点,但是模型精度和CFD计算、风洞试验以及实际飞行存在一定差距;CFD方法能够有效提高加油机尾流风场模型精度,但是对于计算资源要求较高,且后续研究加油机尾流风场扰动下加油设备的运动特性,一方面通过插值获取气动数据应用于软管锥套仿真研究,在一定程度上牺牲精度从而保证仿真较好的实时性,另一方面通过CFD方法计算不同状态下尾流对软管锥套的运动状态影响情况,虽然保证了较高的仿真精度,但是会消耗大量时间和计算资源。

在锥套飘摆抑制研究方面,目前国内外对气动扰动下软管—锥套组合体空中飘摆运动抑制的研究很多,按照是否添加控制,划分为被动增稳和主动增稳。被动增稳^[17-20]通过在锥套上安装稳定伞而增加锥套阻力系数,进而抑制锥套飘摆,但是不具备主动控制能力,对于复杂风场下的响应较慢。主动增稳控制利用气动控制面代替稳定伞,采用LQG(Liner Quadratic Gaussian)、LQR(Liner Quadratic Regulator)、PID(Proportion Integration Differentiation)等控制方法^[21-25],通过控制锥套上

气动舵面的偏转,抑制锥套在复杂风场下的飘摆,但是LQG和LQR控制方法对模型的依赖性较强,PID控制方法抗干扰能力不强,容易产生振荡。而基于模糊PD的控制方法不依赖精确的数学模型,通过实时调节PD参数,能很好地处理时变、非线性、滞后等问题,响应速度更快、鲁棒性更强^[26]。除此之外,朱喆等^[8]采用基于拉格朗日方法建立软管—锥套组合体运动模型,通过控制动量环的转速及旋转方向,实现对锥套飘摆抑制,但是自旋式动量环主动增稳锥套结构复杂,在工程应用上实现难度较大,而翼舵式增稳锥套通过气动力实现飘摆抑制,结构相对简单,在工程上易于实现。

本文以加油机尾流风场CFD计算数据为基础,利用神经网络方法重建加油机尾流风场模型,可快速预测加油机尾流场;建立软管—锥套多刚体动力学模型,采用模糊PD控制方法,开展锥套飘摆抑制控制研究。

1 建模假设和坐标系定义

1.1 风场建模坐标系

加油机在飞行过程中,周围空气受到强烈扰动并在加油机尾部形成复杂的湍流场,即尾流^[2]。为方便对锥套位置等运动参数进行描述,在建立软管—锥套组合体运动模型之前选取并定义适合的坐标系。本文采用风轴系 $Ox_aY_aZ_a$ 和体轴系 $Ox_bY_bZ_b$ 描述软管—锥套组合体相关运动姿态,坐标系示意图如图1所示,其中加油机迎角 $\alpha = 4.985^\circ$ 。



图1 建模坐标系

Fig. 1 Modeling coordinate systems

1.2 软管—锥套组合体建模坐标系和假设

根据集中参数法思想,将软管—锥套组合体抽象为长度恒定逐级串联理想单摆系^[27],如图2所示,并作如下假设:

1) 各段软管与相应摆杆长度相同,质量和外力均集中于球形铰链;

- 2) 模型不计软管扭转和弹性,软管长度不变;
- 3) 软管一锥套系统承受重力,以及加油机尾流、阵风和大气紊流等引起的气动力;
- 4) 不考虑加油机姿态变化影响。

软管一锥套组合体建模坐标系如图 2 所示,将地平系 $O_g X_g Y_g Z_g$ 视为惯性系,坐标系 $O_w X_w Y_w Z_w$ 为加油机拖曳点坐标系,即软管一锥套组合建模坐标系,其坐标轴指向和加油机航迹坐标系 $O_T X_T Y_T Z_T$ 平行,拖曳点 O 的坐标为 $(0,0,0)$ 。 θ_{k1} 为第 k 级摆杆相对于平面 $O_w X_w Y_w$ 的偏转角, θ_{k2} 为第 k 级摆杆相对于平面 $O_w X_w Z_w$ 的偏转角。

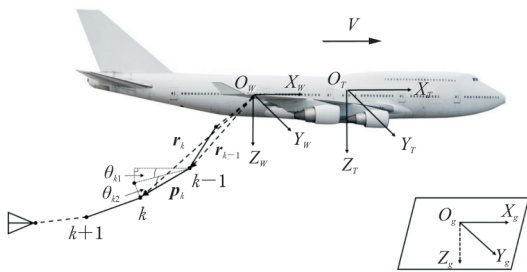


图 2 软管一锥套组合体建模坐标系
Fig. 2 Coordinate systems of hose-drogue assembly

2 基于神经网络的加油机尾流风场建模

2.1 尾流风场建模区域选择

本文研究重点为空中加油对接过程中加油机尾流对锥套运动特性的影响以及在尾流、阵风和大气紊流等复杂风场扰动下的锥套飘摆抑制控制,因此建模区域为锥套飘摆运动区域。加油机尾流风场 CFD 气动数据的三维坐标分布如图 3 所示。

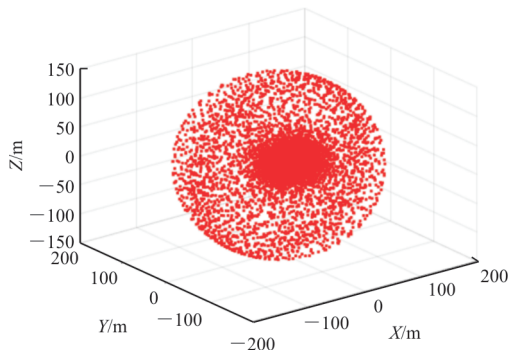


图 3 原始数据网格点坐标分布图
Fig. 3 Grid point coordinate distribution of the original data

在加油机尾流风场中,软管一锥套组合体最终趋于稳定,锥套稳态平衡位置如图 4 所示,锥套稳态平衡位置的速度云图如图 5~图 6 所示。

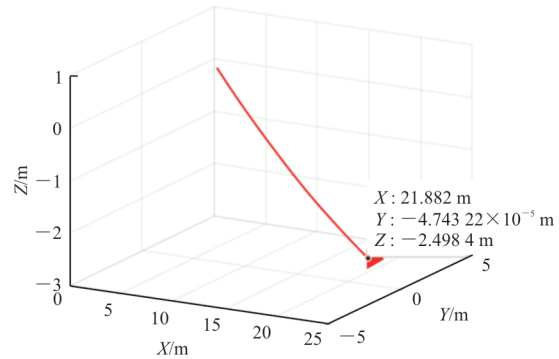


图 4 软管一锥套组合体稳态平衡位置
Fig. 4 Steady state equilibrium position of hose-drogue assembly

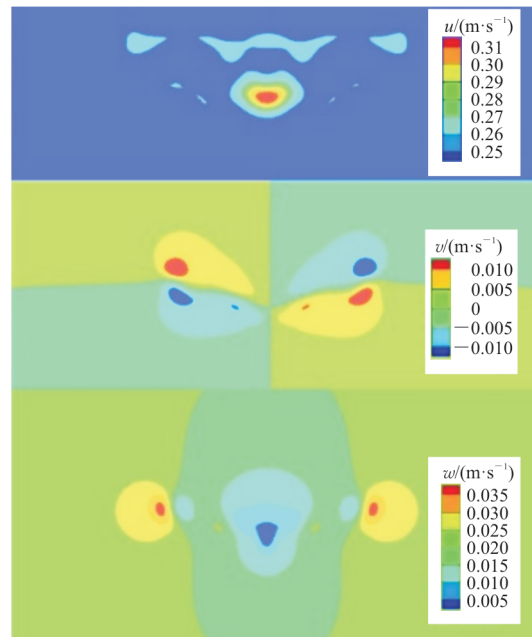


图 5 $X=22$ m 截面的流场分布
Fig. 5 Flow field distribution in $X=22$ m cross section

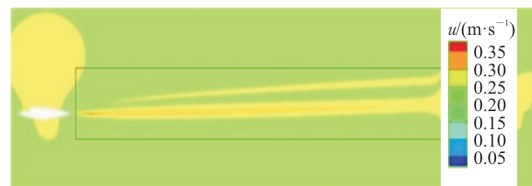


图 6 $Y=0$ m 截面的流场分布
Fig. 6 Flow field distribution in $Y=0$ m cross section

根据加油机尾流下锥套稳态平衡位置,结合加油机软管长度 15 m、风轴系 $O X_a Y_a Z_a$ 、航迹坐标系 $O_T X_T Y_T Z_T$ 原点间距离 3.1 m,确定在体轴

系 $Ox_b Y_b Z_b$ 下加油机尾流场建模范围 $X=[15\text{ m}, 44\text{ m}]$, $Y=[-10\text{ m}, 10\text{ m}]$, $Z=[-10\text{ m}, 6\text{ m}]$ 。

2.2 加油机尾流场建模

基于神经网络的建模方法具有自学习、自适应性、非线性、鲁棒性与容错性以及计算的并行性和存储的分布性等特点,能够克服传统方法的局限性。常见的神经网络模型有:反向传播神经网络(Back Propagation Networks,简称BP Networks)、径向基函数神经网络(Radial Basis Function Networks,简称RBF Networks)、循环神经网络(Recurrent Neural Networks,简称RNN)和卷积神经网络(Convolutional Neural Networks,简称CNN)等。其中BP神经网络具有较强的非线性映射能力、较好的泛化和容错能力^[28]、简单、易行、计算量小、并行性强等特点,本文采用BP神经网络用于加油机尾流风场的构建。为了定量判断风场模型的准确性,选用决定系数 R^2 作为判断标准,公式如下:

$$R^2 = 1 - \frac{\sum [\text{net}(x) - x]^2}{\sum (x - \bar{x})^2} \quad (1)$$

式中: $\text{net}(x)$ 为神经网络输出值; x 为原始数据点的数值; \bar{x} 为 x 的平均值。 R^2 数值越接近1,说明神经网络训练效果越好。

根据加油机尾流速度在空间的分布情况,选取数据作为神经网络的训练集和测试集,训练加油机尾流风场坐标参数和速度参数之间的映射关系,建立加油机尾流风场模型,神经网络结构图如图7所示。

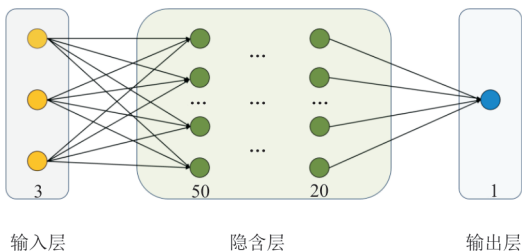
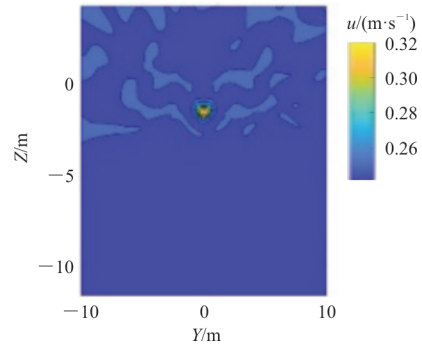


图7 神经网络训练结构图

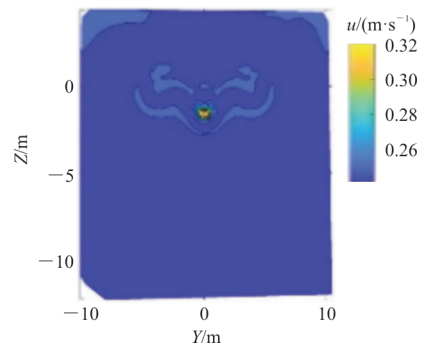
Fig. 7 Neural network training structure

采用变步长方法提取数据作为神经网络重构加油机尾流风场的训练集,加密区域三轴间距步长分别取0.20、0.08、0.08 m,非加密区域三轴间距步长分别取0.5、0.2、0.2 m;基于神经网络重构

和基于CFD计算的加油机尾流风场速度分量对比如图8所示,速度误差对比如图9所示。

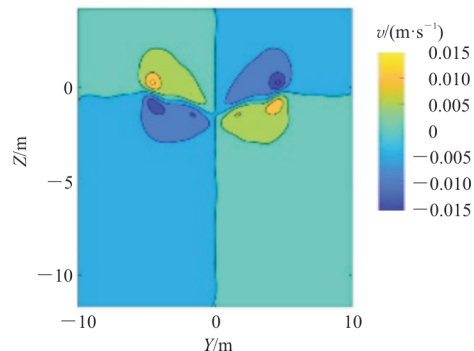


(a1) 神经网络云图

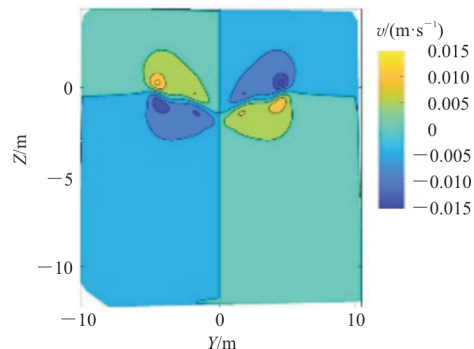


(a2) CFD计算云图

(a) 速度分量 u



(b1) 神经网络云图



(b2) CFD计算云图

(b) 速度分量 v

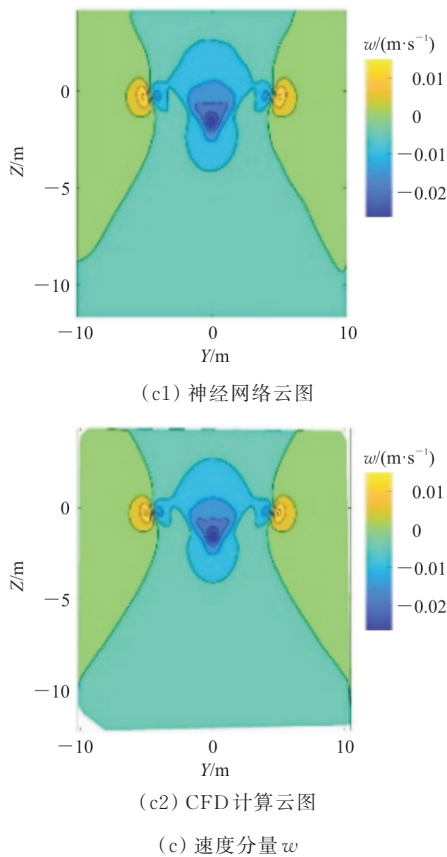


图 8 训练集下速度分量 u, v, w 云图对比
 Fig. 8 Comparison of cloud maps for velocity component u, v , and w under training set

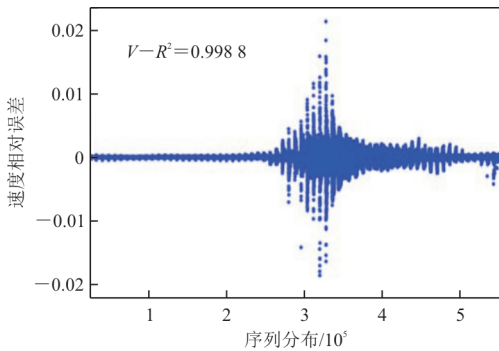


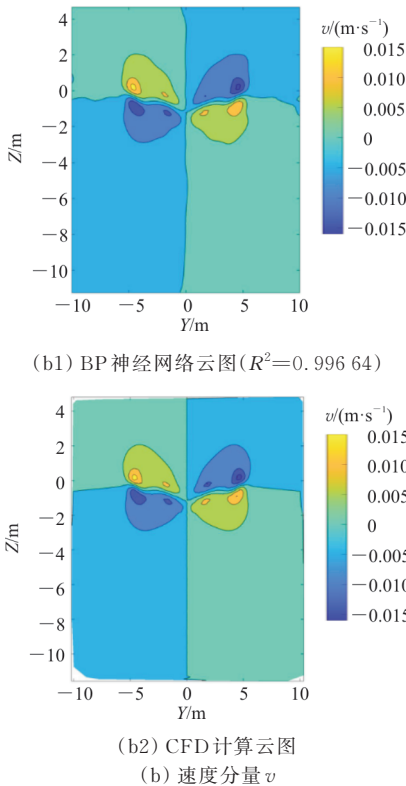
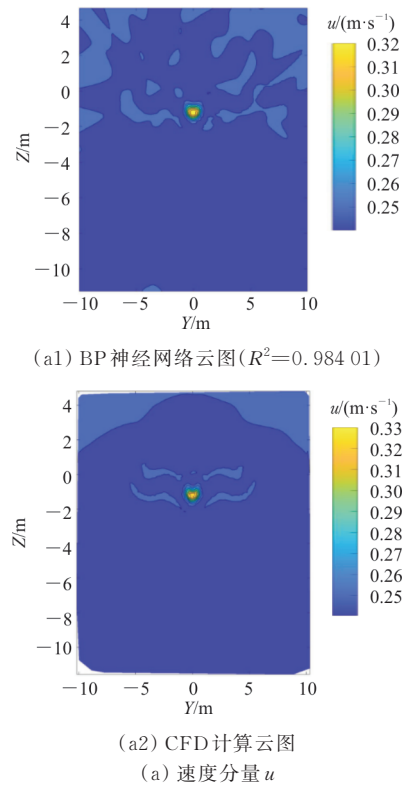
图 9 训练集下 BP 重构风场速度误差分布图
 Fig. 9 Velocity error distribution of BP reconstructed wind field under training set

从图 8 可以看出:基于神经网络重构加油机尾流风场和基于 CFD 计算的加油机尾流风场拟合程度较高。

从图 9 可以看出:基于神经网络重构的尾流风场速度最大相对误差不超过 3%,决定系数 R^2 大于 0.99,加油机尾流风场满足精度要求。

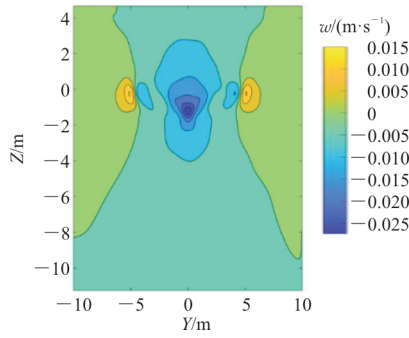
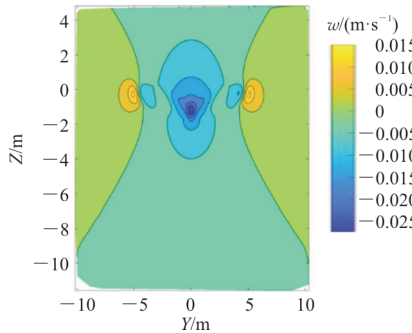
采用变步长方法提取数据作为测试集,在加密区域内,三轴间距步长分别取 0.3、0.2、0.2 m,

在加密区域外,三轴间距步长分别取 0.7、0.3、0.3 m。基于神经网络重构和基于 CFD 计算的加油机尾流风场速度云图对比如图 10 所示,速度相对误差序列分布如图 11 所示。



(b1) BP 神经网络云图($R^2=0.9964$)

(b2) CFD 计算云图
 (b) 速度分量 v

(c1) BP神经网络云图($R^2=0.99717$)

(c2) CFD计算云图

(c) 速度分量 w

图 10 测试集下速度分量 u 、 v 、 w 云图对比
Fig. 10 Comparison of cloud maps for velocity component u , v , and w under test set

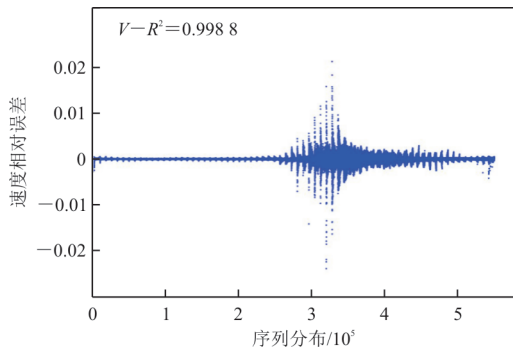


图 11 测试集下BP重构风场速度误差分布图
Fig. 11 Velocity error distribution of BP reconstructed wind field under test set

从图 10 可以看出:基于神经网络重构加油机尾流风场和基于CFD计算的加油机尾流风场拟合程度较高。

从图 11 可以看出:基于神经网络重构的尾流风场速度最大相对误差不超过 3%,决定系数 R^2 大于 0.99。

从数据预测和相对误差分布的结果可以看出,神经网络重构尾流风场对于数据的预测结果很好,而且和实际情况的偏差很小,加油机尾流风场模型满足精度要求。

3 软管—锥套组合体建模

3.1 软管—锥套组合体运动学分析

如图 2 所示,铰链 k 的空间位置矢量 r_k 在加油机拖曳点坐标系 $O_W X_W Y_W Z_W$ 中表示为

$$r_k = r_{k-1} + p_k \quad (2)$$

式中: p_k 为由铰链 k 指向铰链 $(k-1)$ 的距离矢量。

$$p_k = -l_k [\cos \theta_{k1} \cos \theta_{k2} \quad \sin \theta_{k2} \quad -\sin \theta_{k1} \cos \theta_{k2}] \quad (3)$$

式中: l_k 为第 k 级摆杆的长度。由于本文不涉及软管的收放,令 l_k 为常量。

对式(2)进行一次和二次求导,可以得到铰链 k 的运动速度 v_k 和加速度 a_k 分别为

$$v_k = v_{k-1} + \dot{p}_k \quad (4)$$

$$a_k = a_{k-1} + \ddot{p}_k \quad (5)$$

式中: \dot{p}_k 和 \ddot{p}_k 分别为 p_k 的一、二阶导数。

$$\dot{p}_k = \sum_{i=1}^2 (p_{k, \theta_{ki}} \dot{\theta}_{ki}) \quad (6)$$

$$\ddot{p}_k = \sum_{i=1}^2 (p_{k, \theta_{ki}} \ddot{\theta}_{ki} + \dot{p}_{k, \theta_{ki}} \dot{\theta}_{ki}) \quad (7)$$

由于 $p_{k, \theta_{k1}} \cdot p_{k, \theta_{k2}} = 0$, 结合式(5)、式(7)得到第 k 段软管的一般运动方程:

$$\ddot{\theta}_{ki} = \frac{p_{k, \theta_{ki}} \cdot \left[a_k - a_{k-1} - \sum_{j=1}^2 (\dot{p}_{k, \theta_{kj}} \dot{\theta}_{kj}) \right]}{p_{k, \theta_{ki}} \cdot p_{k, \theta_{ki}}} \quad (8)$$

3.2 软管—锥套组合体动力学分析

质点 k 受到的力包括上一段软管 l_k 对质点 k 的拉力 t_k 、下一段软管 l_{k+1} 对质点 k 的拉力 t_{k+1} 、软管 l_k 和 l_{k+1} 对质点 k 的弯曲恢复力 R_k 以及质点 k 气动阻力 D_k 、重力 $m_k g$ 的合力 Q_k 。由牛顿第二定律可知,铰链 k 的加速度 a_k 为

$$a_k = \frac{Q_k + t_k - t_{k+1}}{m_k} \quad (9)$$

式中: m_k 为第 k 级软管铰链质量, $m_k = \mu l_k$; μ 为软管单位长度质量。

Q_k 如式(10)所示^[29]。

$$Q_k = \begin{cases} m_k g + R_k + \frac{D_{k-1} + D_k}{2} & (k \neq N) \\ (m_N + m_d) g + \frac{D_k}{2} + D_d & (k = N) \end{cases} \quad (10)$$

式中: m_d 为锥套质量; D_d 为锥套气动阻力。

锥套受到的阻力 D_d 包含两部分,一部分为增稳气动舵面偏转带来的气动力 D_{d1} ,另一部分为锥套本身的气动阻力 D_{d2} 。可通过CFD计算数据插值得到气动舵面的气动力 D_{d1} ,锥套本身的气动组合 D_{d2} 可表示为

$$D_{d2} = -\frac{1}{2} \rho_{\infty} \|V_{\text{air}}\| \frac{\pi D_{\text{drogue}}^2}{4} C_{D\text{drogue}} V_{\text{air}} \quad (11)$$

式中: D_{drogue} 为锥套直径; $C_{D\text{drogue}}$ 为锥套空气阻力系数。

4 主动增稳锥套设计

本文设计一种基于翼舵式主动增稳空中加油锥套方案,即在锥套锥杯处添加X型气动舵面,通过控制气动舵面的偏转角度,抑制锥套飘摆幅度,主动增稳锥套结构图如图12所示。

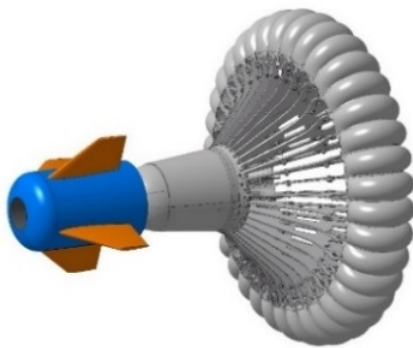


图12 X舵式主动增稳锥套结构图
Fig. 12 Structure diagram of active stabilization drogue with X rudder

从艉向艏看,气动舵面编号和横截面直角坐标系象限编号相同,如图13所示。

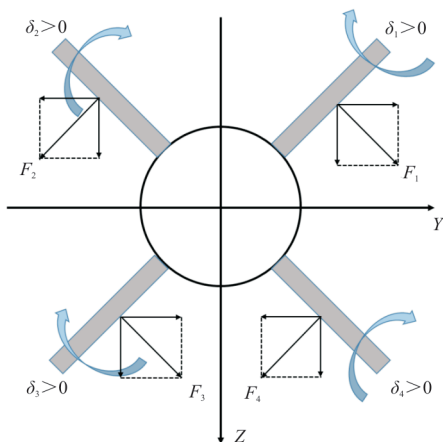


图13 X舵的舵编号
Fig. 13 Rudder number of X rudder

X舵具有操作效率高、机动性强等优势,但是俯仰、偏航、滚转通道耦合效应明显。综合考虑系统响应特性,采用模糊PD控制方法开展锥套飘摆抑制控制研究,即通过一定的模糊控制规则^[30],运用模糊经验逻辑对PD参数进行实时优化,以克服传统PD参数无法实时调整PD参数的弱点^[31]。基于模糊PD控制的主动增稳锥套如图14所示。

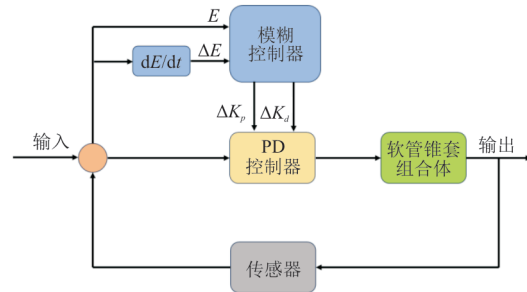


图14 锥套飘摆抑制流程图
Fig. 14 Flow chart for drogue float suppression

模糊控制器主要由三个模块组成:模糊化、模糊推理、解模糊。锥套通过传感器采集位置信息,确定当前位置距稳态位置的偏差 E 以及偏差变化量 ΔE ,将其模糊化,根据数据库和规则库进行模糊推理,再对结果进行反模糊化,得到修正的PD参数,最后输出到PD控制器,实现实时调节PD参数的目的,模糊控制器如图15所示。

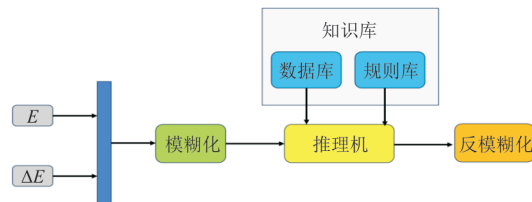


图15 模糊控制器
Fig. 15 Fuzzy controller

偏差和偏差变化量作为模糊控制器的输入量, ΔK_p 和 ΔK_d 为输出语言变量,输入模糊集上的基本论域为: $E \in [-0.8 \ 0.8]$, $\Delta E \in [-0.5 \ 0.5]$;输出模糊集上的基本论域为: $\Delta K_p \in [-10 \ 10]$, $\Delta K_d \in [-10 \ 10]$ 。由于锥套上气动舵面在执行指令时实时性高,要求对数据的处理能力较快,因此本文选择较为简单的三角形函数作为隶属度函数。偏差和偏差变化量的模糊子集均为{NB, NM, NS, ZO, PS, PM, PB},即{负大,负中,负小,零,正小,正中,正大}。通过研究误差、误差变化量和PD两个参数的变化量之间

的关系,并与国内外专家经验相结合,制定的关于比例环节增量 ΔK_p 、微分环节增量 ΔK_d 的模糊控制规则如表1~表2所示。

表1 ΔK_p 模糊规则表
Table 1 Fuzzy rule table of ΔK_p

ΔK_p	ΔE						
	NB	NM	NS	ZO	PS	PM	PB
NB	PB	PB	PM	PM	PS	ZO	ZO
NM	PB	PB	PM	PS	PS	ZO	NS
NS	PM	PM	PM	PS	ZO	NS	NS
E	ZO	PM	PM	PS	ZO	NS	NM
PS	PS	PS	ZO	NS	NS	NM	NM
PM	PS	ZO	NS	NM	NM	NM	NB
PB	ZO	ZO	NM	NM	NM	NB	NB

表2 ΔK_d 模糊规则表
Table 2 Fuzzy rule table of ΔK_d

ΔK_d	ΔE						
	NB	NM	NS	ZO	PS	PM	PB
NB	PS	NS	NB	NB	NB	NM	PS
NM	PS	NS	NB	NM	NM	NS	ZO
NS	ZO	NS	NM	NM	NS	NS	ZO
E	ZO	NS	NS	NS	NS	NS	ZO
PS	ZO	ZO	ZO	ZO	ZO	ZO	ZO
PM	PB	NS	PS	PS	PS	PS	PB
PB	PB	PM	PM	PM	PS	PS	PB

侧向通道和垂向通道的控制指令为

$$\delta R = (K_{pY} + \Delta K_{pY})(y - y_{\text{cmd}}) + (K_{dY} + \Delta K_{dY})V_Y \quad (12)$$

$$\delta E = (K_{pZ} + \Delta K_{pZ})(z - z_{\text{cmd}}) + (K_{dZ} + \Delta K_{dZ})V_Z \quad (13)$$

式中: K_{pY} 、 K_{pZ} 为侧向和垂向位置比例控制增益; K_{dY} 、 K_{dZ} 为侧向和垂向速度阻尼增益; ΔK_{pY} 、 ΔK_{pZ} 为模糊控制器输出的侧向和垂向位置比例控制增益; ΔK_{dY} 、 ΔK_{dZ} 为模糊控制器输出的侧向和垂向速度阻尼增益; y_{cmd} 、 z_{cmd} 为目标点坐标; V_Y 、 V_Z 为锥套的速度分量。

侧向和垂向通道分配到每个舵面的舵偏量为

$$\delta_1 = \delta_3 = \delta E + \delta R \quad (14)$$

$$\delta_2 = \delta_4 = \delta E - \delta R \quad (15)$$

5 数值仿真

5.1 仿真环境建立

建立加油锥套飘摆运动仿真环境,设定空速 $V_{\text{inf}} = 84 \text{ m/s}$,飞行高度 $H = 1000 \text{ m}$,加油机翼展 $b = 10 \text{ m}$,拖曳点在拖曳点系中的坐标为 $(-4.1350 \text{ m}, -0.7049 \text{ m})$ 。软管弹性模量为 34.475 MPa ,软管长度 $L = 15 \text{ m}$,软管内径 $d_i = 0.004 \text{ m}$,软管外径 $d_o = 0.01 \text{ m}$,软管单位长度质量 $\mu = 0.353 \text{ kg/m}$;锥套质量 $m_d = 6.5 \text{ kg}$,锥套直径 $D_{\text{drogue}} = 0.5 \text{ m}$ 。基于软管—锥套组合体动力学模型开展飘摆运动仿真,如图16所示。

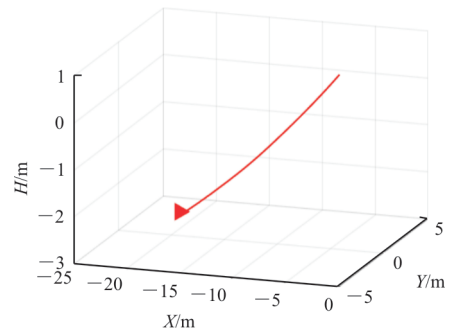


图16 软管—锥套组合体飘摆运动仿真
Fig. 16 Floating motion simulation of hose-drogue assembly

5.2 控制方法优越性验证

为验证本文所提方法的优越性,在加油机尾流的基础上,添加阵风 and Dryden^[32]大气紊流风场环境,其中阵风强度为 6 m/s ,持续时间 0.5 s ,开展复杂风场扰动下基于模糊PD控制和PD控制的软管—锥套组合体运动仿真,Y方向和Z方向上锥套飘摆轨迹仿真结果对比如图17~图18所示。

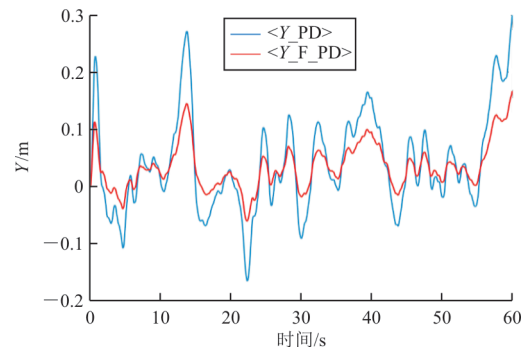


图17 PD和模糊PD控制下锥套Y坐标对比图
Fig. 17 Contrast diagram of Y coordinate of the drogue under PD and fuzzy PD control

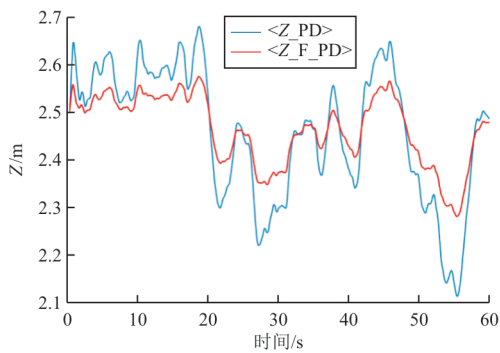


图 18 PD 和模糊 PD 控制下锥套 Z 坐标对比图
Fig. 18 Contrast diagram of Z coordinate of the drogue under PD and fuzzy PD control

从图 17~图 18 可以看出:相对于 PD 控制,模糊 PD 控制下,锥套飘摆幅度更小,且 Y 方向和 Z 方向平均飘摆幅度从 0.064 4、0.115 4 m 降到 0.030 4、0.061 1 m,降低幅度为 52.85%、47.08%。因此,相对于 PD 控制方法,模糊 PD 控制方法能够更加有效地抑制锥套在复杂风场扰动下的飘摆运动幅度。

5.3 锥套飘摆抑制仿真

空中加油过程中,风场环境中除了加油机尾流,还存在阵风和大气紊流,给锥套稳态位置和飘摆幅度带来极大的影响。为更真实地对无控和增稳情况下锥套飘摆情况进行分析,在加油机尾流的基础上,添加阵风和 Dryden^[32]大气紊流风场环境,开展锥套飘摆抑制研究,Y 方向和 Z 方向上锥套飘摆轨迹如图 19~图 20 所示,增稳状态下的侧向通道和纵向通道的控制指令如图 21~图 22 所示。

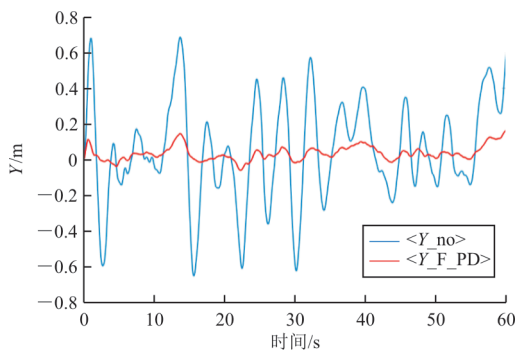


图 19 无控和增稳状态下锥套 Y 坐标对比图
Fig. 19 Contrast diagram of Y coordinate of the drogue under uncontrolled and stabilized state

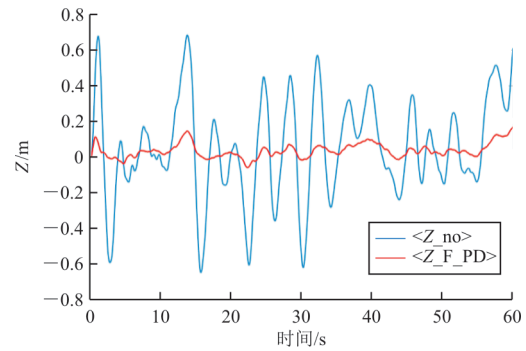


图 20 无控和增稳状态下锥套 Z 坐标对比图
Fig. 20 Contrast diagram of Z coordinate of the drogue under uncontrolled and stabilized state

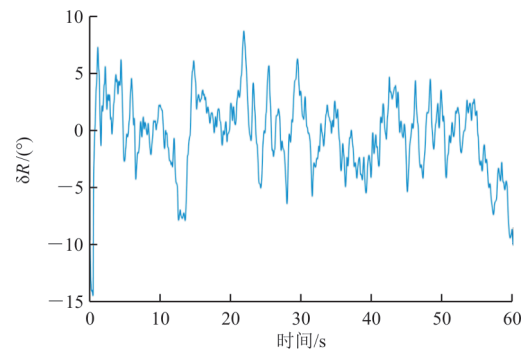


图 21 锥套侧向控制指令
Fig. 21 Drogue lateral channel control instruction

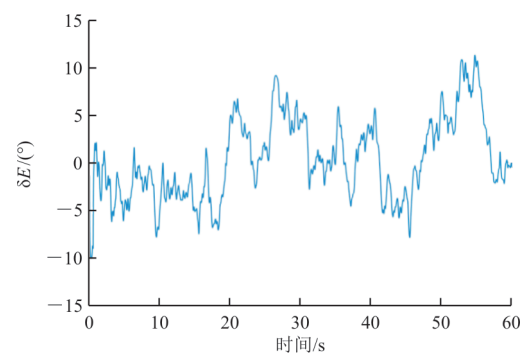


图 22 锥套垂向通道控制指令
Fig. 22 Drogue vertical channel control instruction

从图 19~图 22 可以看出:在加油机尾流、阵风和大气紊流扰动风场作用下,加油锥套存在无规律飘摆现象。开启增稳控制后,锥套 Y 方向和 Z 方向最大摆动幅度分别从 0.683、1.014 m 降低到 0.137、0.189 m,降低幅度分别为 79.94%、81.36%;Y 方向和 Z 方向平均飘摆幅度分别从 0.222、0.291 m 降低到 0.030、0.061 m,降低幅度分别为 86.49%、79.04%。从开启增稳模式后,锥套最大和平均飘摆幅度降低程度可以看出,基于模糊 PD 控制的翼舵式主动增稳锥套控制可以有效抑制锥套飘摆。

由于受油机质量远超锥套质量,在空中加油对接过程中会出现受油机慢动态追踪锥套快动态问题,影响空中加油对接成功率。为进一步探究翼舵式主动增稳锥套对频率的控制效果,通过快速傅里叶变换(Fast Fourier Transform,简称FFT),将锥套的时域信息转换为频域信息,开展无控和增稳状态下锥套运动轨迹频谱分析,锥套Y、Z方向频谱对比如图23~图24所示。

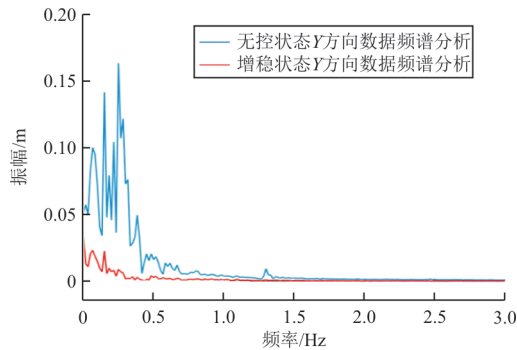


图 23 无控和增稳状态下锥套 Y 方向频谱对比
Fig. 23 Contrast diagram of Y coordinate spectrum of the drogue under uncontrolled and stabilized state

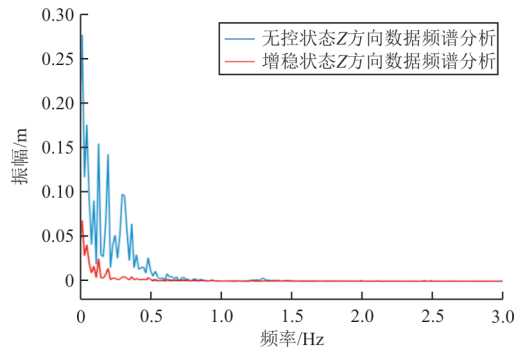


图 24 无控和增稳状态下锥套 Z 方向频谱对比
Fig. 24 Contrast diagram of Z coordinate spectrum of the drogue under uncontrolled and stabilized state

从图23~图24可以看出:未添加控制前,锥套在复杂风场扰动下存在高频摆动,且摆动频率主要集中在0.1~0.4 Hz;开启增稳控制后,在锥套主要摆动频率范围内,锥套Y方向和Z方向最大摆动幅度分别从0.16、0.17 m降低至0.05 m以下,锥套的高频摆动得到有效抑制。从无控和增稳状态下锥套的频率对比可以看出,基于模糊PD控制的主动增稳锥套控制有效削弱了锥套高频动态响应,为提高空中加油对接成功率奠定了基础。

6 试验飞行

6.1 飞行试验环境

飞行试验环境为:加油机飞行高度 $H=150\text{ m}$,飞行速度 $V=35\text{ m/s}$,其中加油机为尾流风场建模所采用的加油机缩比模型,且试验环境为真实加油环境。软管弹性模量为 34.475 MPa ,软管长度 $L=15\text{ m}$,软管内径 $d_i=0.004\text{ m}$,软管外径 $d_o=0.01\text{ m}$,软管单位长度质量 $\mu=0.353\text{ kg/m}$;锥套质量 $m_d=2.2\text{ kg}$,锥套直径 $D_{\text{drogue}}=0.4\text{ m}$,锥套内安装位置及速度传感器,对锥套的位置及速度信息进行测量。

6.2 飞行试验中的锥套增稳控制

为进一步验证本文所提方法的有效性,开展试验飞行过程中基于模糊PD控制的锥套飘摆抑制研究。模糊控制器的输入为:锥套在侧向和垂向上相对于稳态的位置和速度偏差。其中,相对位置为锥套相对于锥套参考点的距离,参考点为理想情况下(软管—锥套组合体仅在加油机尾涡干扰下)锥套最终达到的稳态位置;锥套理想的侧向和垂向速度均为零,即锥套相对于加油机位置保持不变。开展无控和增稳模式下锥套飘摆运动情况研究,锥套侧向速度运动情况对比如图25所示,锥套垂向速度和相对高度运动情况对比如图26所示。

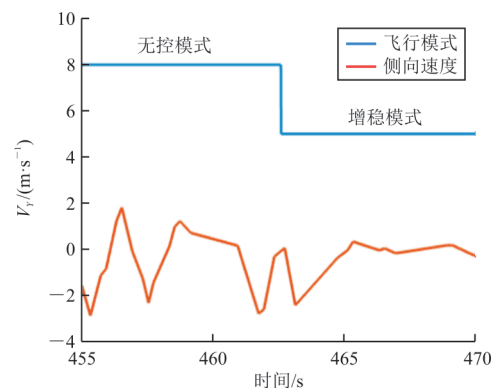


图 25 无控和增稳状态下锥套侧向速度对比图
Fig. 25 Contrast diagram of lateral velocity of drogue under uncontrolled and stabilized state

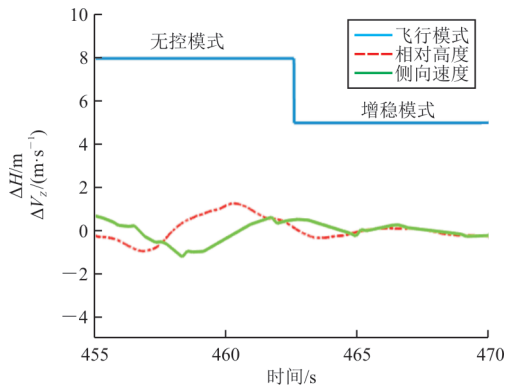


图 26 无控和增稳状态下锥套垂向速度和相对高度对比图
Fig. 26 Contrast diagram of vertical velocity of drogue and relative height between receiver and drogue under uncontrolled and stabilized state

从图 25 可以看出:开启增稳模式后,锥套侧向速度平均值从 1.351 9 降低到 0.365 3 m/s,降幅为 72.98%。

从图 26 可以看出:锥套垂向速度最大值从 1.223 降低到 0.487 m/s,降幅为 60.18%,平均值从 0.561 1 降低到 0.194 8 m/s,降幅为 65.29%;开启增稳模式后,锥套垂向相对高度最大值从 1.264 降低到 0.334 m,降幅为 73.57%,平均值从 0.699 2 降低到 0.159 1 m,降幅为 77.24%。从锥套侧向速度和纵向速度、相对高度平均值降低幅度可以看出,在实际飞行试验中,本文所提方法依旧能够有效抑制锥套的飘摆。

为证明理论设计方法的有效性,开展相同流场环境下锥套飘摆抑制仿真研究,并对比飞行试验下锥套飘摆抑制效果。锥套侧向、垂向速度对比如图 27~图 28 所示,相应的速度分量平均值对比如表 3 所示。

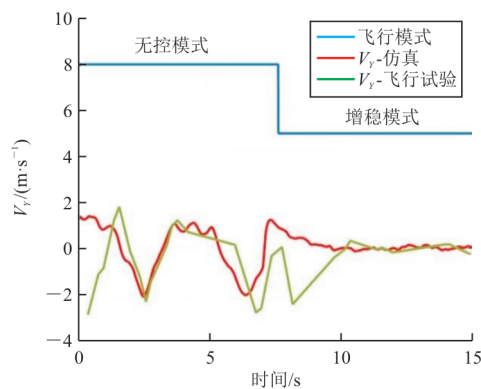


图 27 仿真和飞行试验下锥套侧向速度对比图
Fig. 27 Contrast diagram of lateral velocity of drogue under simulation and flight test

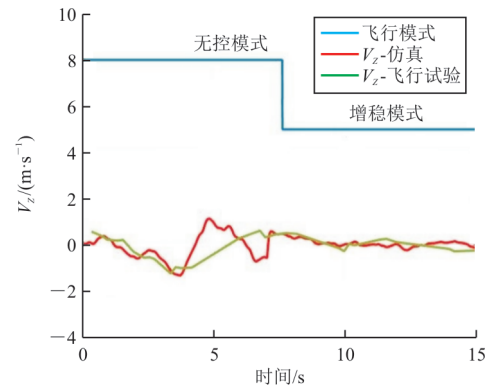


图 28 仿真和飞行试验下锥套垂向速度对比图
Fig. 28 Contrast diagram of vertical velocity of drogue under simulation and flight test

表 3 仿真和飞行试验下锥套速度平均值
Table 3 Average value of drogue velocity under simulation and flight test

验证方式	有/无增稳措施	速度平均值/(m·s ⁻¹)		下降比例/%
		v_y	v_z	
仿真	无控模式	1.351 9	0.561 1	72.98
	增稳模式	0.365 3	0.149 8	65.29
飞行试验	无控模式	0.995 8	0.505 7	79.85
	增稳模式	0.200 6	0.140 4	72.24

从图 27~图 28 可以看出:在复杂风场扰动下,锥套侧向和垂向速度在无控和增稳情况下变化趋势基本重合。

从表 3 可以看出:锥套侧向和垂向速度下降比例相差不大,表明了本文所提理论设计方法的正确性。

7 结 论

1) 以 CFD 计算数据为基础,利用神经网络方法重构加油机尾流风场,实现快速预测加油机尾流场的目的。相对于传统理论模型方法,精度更高,风场数据拟合的最大相对误差不超过 3%,决定系数 R^2 大于 0.99。

2) 在加油机尾流风场建模方面,本文研究重点为采用神经网络与 CFD 技术相结合的方法重构尾流风场,所采用的神经网络为常见的 BP 神经网络,后续可进一步选取更先进的神经网络用于加油机尾流风场建模。

3) 提出基于模糊 PD 控制的 X 舵式主动增稳锥套飘摆抑制方案,仿真结果表明,Y 方向、Z 方向

平均摆动幅度降低了一个量级,有效抑制了锥套飘摆幅度。

4) 飞行试验结果表明,本文所提主动增稳控制方法依旧可以有效抑制锥套飘摆,进一步验证了本文所提方法的有效性。

文中暂未考虑对接过程中受油机头波效应等干扰对于锥套飘摆运动的影响,需要后续研究中进一步完善风场干扰条件。

参考文献

- [1] 陶杨, 颜仙荣. 国外空中加油技术及装备现状与趋势[J]. 飞机设计, 2021, 41(3): 39-43.
TAO Yang, YAN Xianrong. Current station and development trend of air-to-air refueling technology and equipments [J]. Aircraft Design, 2021, 41(3): 39-43. (in Chinese)
- [2] 李大伟, 王宏伦. 无人机自动空中加油飞行控制技术[J]. 系统仿真学报, 2010, 22(s1): 126-130.
LI Dawei, WANG Honglun. Flight control technology of UAV automatic aerial refueling[J]. Journal of System Simulation, 2010, 22(s1): 126-130. (in Chinese)
- [3] DOGAN A, LEWIS T, BLAKE W. Wake-vortex induced wind with turbulence in aerial refueling—part B: model and simulation validation [C]// AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference and Exhibit. Honolulu, Hawaii: AIAA, 2008: 6697-6709.
- [4] DICKES E G, GINGRAS D R, HULTBERTG R S, et al. Unmanned combat air vehicle (UCAV) automated refueling simulation: development delivery order 0009 [M]. Ohio, USA: United States Air Force Equipment Command, 2002.
- [5] 陆宇平, 杨朝星, 刘洋洋. 空中加油系统的建模与控制技术综述[J]. 航空学报, 2014, 35(9): 2375-2389.
LU Yuping, YANG Chaoxing, LIU Yangyang. A survey of modeling and control technologies for aerial refueling system [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2014, 35(9): 2375-2389. (in Chinese)
- [6] 张博连. 无人机自主空中加油对接控制技术研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2018.
ZHANG Bolian. Research on autonomous aerial refueling docking control technology of UAV [D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2018. (in Chinese)
- [7] 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): 2390-2410.
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): 2390-2410. (in Chinese)
- [8] 朱喆, 黄江涛, 章胜, 等. 动量环式主动增稳加油锥套建模与飘摆抑制[J]. 航空学报, 2024, 45(7): 100-112.
ZHU Zhe, HUANG Jiangtao, ZHANG Sheng, et al. Modeling and control for actively stabilized aerial refueling drogue with momentum rings [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2024, 45(7): 100-112. (in Chinese)
- [9] 李宏图, 黄安祥, 贾荣珍, 等. 空中加油仿真中尾流扰动的建模与仿真[J]. 系统仿真学报, 2008, 20(4): 1020-1023.
LI Hongtu, HUANG Anxiang, JIA Rongzhen, et al. Model and simulation of wake interference in air-to-air refueling flight simulation [J]. Journal of System Simulation, 2008, 20(4): 1020-1023. (in Chinese)
- [10] JEWELL W, STAPLEFORD R. Mathematical models used to simulate aircraft encounters with wake vortices: NASA-TR-1035-4 [R]. US: NASA, 1975.
- [11] BLOY A W, WEST M G. Interference between tanker wing wake with roll-up and receiver aircraft [J]. Journal of Aircraft, 1994, 31(5): 1214-1216.
- [12] DOGAN A, VENKATARAMANAN S, BLAKE W. Modeling of aerodynamic coupling between aircraft in close proximity [J]. Journal of Aircraft, 2005, 42(4): 941-955.
- [13] SWITZER G F, PROCTOR F H, AHMAD N M. An improved wake vortex tracking algorithm for multiple aircraft: AIAA-2010-7933 [R]. United States: NASA Center for Aerospace Information (CASI), 2010.
SWITZER G, PROCTOR F, AHMAD N, et al. An improved wake vortex tracking algorithm for multiple aircraft [C]// AIAA Atmospheric and Space Environments Conference. Toronto, Ontario, Canada: AIAA, 2010: 7993-8010.
- [14] MISAKA T, HOLZÄPFEL F, GERZ T, et al. Large-eddy simulation of wake vortex evolution from roll-up to vortex decay [C]// 49th AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition. Orlando, Florida: AIAA, 2011: 1003-1012.
- [15] JURKOVICH M. CFD prediction of the flowfield behind the KC-135R tanker [C]// 29th AIAA Applied Aerodynamics Conference. Honolulu, Hawaii: AIAA, 2011: 3510-3521.
- [16] CLAASE E H. Robust multi-H2 output-feedback approach to aerial refueling automation of large aircraft via linear matrix inequalities [D]. Stellenbosch: Stellenbosch University, 2013.
- [17] 徐阳, 张维峰, 薛长宝, 等. 可变阻力特征对锥套拖曳位置的影响 [J]. 南京航空航天大学学报, 2021, 53(4): 605-612.
XU Yang, ZHANG Weifeng, XUE Changbao, et al. Effects of variable drag characteristic on paratrogue draught position [J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2021, 53(4): 605-612. (in Chinese)

- [18] 石超, 薛建平, 董新民, 等. 空中加油锥套支柱数对稳定伞阻力系数影响研究[J]. 飞行力学, 2014, 32(4): 320-324. SHI Chao, XUE Jianping, DONG Xinmin, et al. Investigations of impact on drag coefficient of drogue canopy caused by the number of drogue strut in aerial refueling system[J]. Flight Dynamics, 2014, 32(4): 320-324. (in Chinese)
- [19] RO K, BASARAN E. Aerodynamic investigations of paratrogue assembly in aerial refueling system[C]// 44th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. Reno, Nevada: AIAA, 2006: 855-867.
- [20] KIRKLAND W L, LINDGREN M, STULTZ J. Passive variable speed drogue: US6588465[P]. 2003-07-08.
- [21] 张进, 袁锁中, 龚全铨. 空中加油软管—锥套动态建模及其飘摆运动抑制[J]. 科学技术与工程, 2015, 15(8): 134-139. ZHANG Jin, YUAN Suozhong, GONG Quanquan. Dynamic modeling and restriction of shaking motion of aerial refueling hose-drogue[J]. Science Technology and Engineering, 2015, 15(8): 134-139. (in Chinese)
- [22] 张进, 袁锁中, 龚全铨. 空中加油软管—锥套空中飘摆运动建模与控制[J]. 系统仿真学报, 2016, 28(2): 388-395. 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. (in Chinese)
- [23] 孟中杰, 卢俊杰, 郭光光, 等. 一种基于舵面的自主空中加油试验锥套: CN114577431A[P]. 2022-06-03. MENG Zhongjie, LU Junjie, GUO Guangguang, et al. An autonomous aerial refueling test drogue based on rudder surface: CN114577431B[P]. 2022-06-03. (in Chinese)
- [24] WU L, SUN Y R, HUANG B, et al. Modeling method and control strategy for hose-drogue aerial refueling system[J]. Transactions of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2018, 35(2): 371-382.
- [25] 吴玲, 孙永荣, 黄斌, 等. 不确定环境下的软管—锥套建模及控制研究[J]. 计算机工程与应用, 2017, 53(18): 250-256. WU Ling, SUN Yongrong, HUANG Bin, et al. Modeling and control of hose-drogue aerial refueling system in uncertain environment[J]. Computer Engineering and Applications, 2017, 53(18): 250-256. (in Chinese)
- [26] 王直, 孙强. 基于STM32的半导体制冷片控制系统设计[J]. 电子设计工程, 2015, 23(18): 100-102, 106. WANG Zhi, SUN Qiang. The design of control system of semiconductor refrigeration piece based on STM32[J]. Electronic Design Engineering, 2015, 23(18): 100-102, 106. (in Chinese)
- [27] 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): 92-98. WANG Haitao, DONG Xinmin, DOU Hefeng, et al. Dynamic modeling and characteristics analysis of hose-paratrogue aerial refueling system[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2014, 40(1): 92-98. (in Chinese)
- [28] 李昌庆, 谢小平. 基于便携式排放测试系统与BP神经网络的大型客车排放预测[J]. 汽车技术, 2021(1): 57-62. LI Changqing, XIE Xiaoping. Emission prediction of large buses based on portable emission measurement systems and BP neural network[J]. Automobile Technology, 2021(1): 57-62. (in Chinese)
- [29] 翟堃贤. 空中加油建模与仿真系统研究[D]. 西安: 西安电子科技大学, 2020. ZHAI Kunxian. Research on modeling and simulation system of aerial refueling[D]. Xi'an: Xidian University, 2020. (in Chinese)
- [30] 徐娟, 陈时桢, 何焯剑, 等. 基于模糊PID的平衡头自适应控制策略研究[J]. 电子测量与仪器学报, 2016, 30(6): 895-902. XU Juan, CHEN Shizhen, HE Yangjian, et al. Research on self-satisfaction control strategy of balancing head based on fuzzy-PID[J]. Journal of Electronic Measurement and Instrumentation, 2016, 30(6): 895-902. (in Chinese)
- [31] 刘益剑, 王树青. 混合参数自调整模糊PID控制的应用[J]. 电光与控制, 2003, 10(4): 31-34. LIU Yijian, WANG Shuqing. Application of mixed parameter self-adjusted fuzzy PID control[J]. Electronics Optics & Control, 2003, 10(4): 31-34. (in Chinese)
- [32] WOODCOCK R J, DRAKE D E. Flying Qualities of Piloted Airplanes: MIL-F-8785C[R]. US: United States Department of Defense, 1980.

(编辑:马文静)