http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2019.0607

空中加油软管“甩鞭”现象安全性分析与仿真验证

丛继平[1], 崔利杰[2,*], 陈浩然[1], 任博[2]
(1. 空军工程大学 研究生院, 西安 710051; 2. 空军工程大学 装备管理与无人机工程学院, 西安 710051)

摘 要: 对于软管式空中加油系统,由于受到加油机尾流、大气紊流、受油机艏波、飞行员操作水平、燃油压力脉动等各种因素干扰,加油软管难以稳定在平衡位置,在对接时常发生软管“甩鞭”现象(HWP)。软管“甩鞭”现象严重影响了空中加油任务的安全性,降低对接成功率,是空中加油过程的一种典型危险。基于系统理论事故模型和过程模型(STAMP)理论和系统理论过程分析(STPA)方法对空中加油过程的典型危险——HWP,开展了具体的致因分析,从控制模型的角度系统分析导致 HWP 发生的不安全行为和相应的致因场景,从系统层、不安全控制行为层和致因因素层分别提出避免空中加油软管 HWP 发生的一系列安全约束。根据软管 HWP 的危险功能控制结构,利用 Simulink 工具搭建仿真验证平台,以对接速度、卷盘机构控制、软管长度关键致因为模型输入,验证所提安全约束的准确性和可行性。

关 键 词: 空中加油; 软管“甩鞭”现象(HWP); 航空安全; 系统理论事故模型和过程模型(STAMP)理论; 仿真验证
中图分类号: V249
文献标志码: A **文章编号**: 1001-5965(2020)10-1958-08

空中加油是一架加油机通过加油设备给另外一架或多架受油机输送燃油的飞行技术[1]。空中加油过程两机进行超密集编队飞行,技术难度大,精度要求高,持续时间长,设计环节需保证飞机低速条件下良好的飞行操控性,制造过程要提高装备的可靠性,飞行环节要保证操作的精准性,维护过程要保持装备的可靠性和安全性。否则,微小的差错往往导致严重的事故,轻则装备受损,重则两机相撞,甚至人员伤亡,严重削弱部队战斗能力。

由于空中加油是一个涉及装备、人员、空管、环境等诸多要素的复杂过程,传统的线性因果理论如 Reason 模型[2]、多米诺模型[3]分离导致事故发生的人、机、环、管等致因因素,对系统交联、人机交互、空地协同等非线性因素影响考虑十分有限,无法全面有效识别空中加油过程中隐藏的危险因素,更无法有针对性的提高空中加油系统的整体安全水平。

同样的,其他类似的传统安全性分析方法面对空中加油这类动态的复杂系统时,既不能科学准确地解释事故发生原因,也无法提出合理有效的改善措施,因此,许多新的基于系统理论的安全性分析方法应运而生,如 AcciMaps[4] 理论、FRAM(Functional Resonance Analysis Method)[5] 模型、系统理论事故模型和过程模型(System-Theoretic Accident Model and Processes, STAMP)[6] 理论、影响因素交互作用模型(Contributory Factors Interactions Model)[7]。由于系统论事故致因模型既能识别传统的组件失效影响,也能充分考虑到组件交互等非线性危险因素,把复杂系统当作一个完整体,能够从各个层次分析导致事故发生的致因

收稿日期: 2019-11-27; **录用日期**: 2020-01-12; **网络出版时间**: 2020-01-16 14:30
网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200116.0935.003.html
基金项目: 国家自然科学基金 (71401174)
* **通信作者**. E-mail: lijie_cui@163.com

引用格式: 丛继平, 崔利杰, 陈浩然, 等. 空中加油软管“甩鞭”现象安全性分析与仿真验证[J]. 北京航空航天大学学报, 2020, 46(10): 1958-1965. CONG J P, CUI L J, CHEN H R, et al. Safety analysis and simulation verification of HWP in aerial refueling [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2020, 46(10): 1958-1965 (in Chinese).

因素，并提出行之有效的预防措施和改善策略。因此，相较于传统事故因果模型存在致因考虑单一、人为因素分析不彻底、过于注重事故责任归咎而轻视系统改良等缺陷，新的基于系统理论的事故致因模型，能够为提高空中加油这类复杂系统[8-10]的安全水平提供新的研究方向和思路。

以软式空中加油为例，目前训练主要问题存在于空中加油对接过程。由于受油机与加油机会合之后组成超密集编队飞行，软管锥套受加油机尾流、受油机艏波、大气紊流影响，难以稳定在固定位置[11]，适合对接的时机较短；而对接时速度过快很容易导致软管松弛，发生软管“甩鞭”现象（Hose Whipping Phenomenon，HWP），可能造成严重后果。基于此，本文主要以软式加油系统软管锥套建模方法和软管锥套动力学特性方面为基础，采用系统理论过程分析（System Theoretic Process Analysis，STPA）方法对 HWP 展开分析讨论。

1　空中加油 HWP 分析

HWP 主要发生在受油机对接或输送燃油过程中，系统组件主要包括加油机、受油机和两机飞行员。加油机飞行员的主要职责为按照约定好的速度、姿态和高度保持水平直飞状态，受油机飞行员通过飞行控制系统改变飞机状态，完成对接和输送燃油的工作。

HWP 具体表现为受油机对接或输送燃油过程中，软管过度松弛引起的剧烈甩动，会对软管和受油插头处瞬间产生很大的载荷，很可能造成软管和锥套脱离，甚至会导致软管断裂、受油插头折断，轻则导致任务失败，重则造成飞行事故，导致飞机或加油装备损坏甚至是人员伤亡。据此，识别 HWP 相关系统级损失为人员受伤或死亡（L-1）、飞机或加油装备损坏或损毁（L-2）、任务失败（L-3）。其中 L-1 表示对机组人员或其他人员造成的危害；L-2 主要涉及对军用装备造成的经济损失或系统损坏；L-3 涉及各类因素导致空中加油任务失败的情况，如两机未成功会合、天气突变等导致无法实施空中加油。

进一步分析得到 HWP 导致损失发生的系统级危险如表 1 所示。

软管过度松弛（H-1）指张力不足导致软管过于松弛的状态，软管剧烈甩动（H-2）指的是软管轻微甩动进一步加剧的现象，插头折断（H-3）、软管锥套损坏（H-4）是指受油插头或软管锥套受力过大导致受损，飞机失控（H-5）指受油机难以稳定控制的情形。

表 1　HWP 相关的系统级危险

Table 1　HWP-related system-level hazards

编号	系统级危险	相关的系统级损失
H-1	软管过度松弛	L-2、L-3
H-2	软管剧烈甩动	L-2、L-3
H-3	插头折断	L-1、L-2、L-3
H-4	软管锥套损坏	L-2、L-3
H-5	飞机失控	L-1、L-2、L-3

2　控制过程建模与安全性分析

2.1　HWP 功能控制结构

根据空中加油过程，描述对接和燃油输送过程中相关组件的控制行为：获取对接指令后，加油机按照先调整水平间距再调整垂直高度的顺序，以不超过加油机 3 m/s 的速度接近锥套，同时保持 5 ~ 10 m 的高度差，直到锥套自锁装置锁紧受油插头，受油机再向前 3 ~ 5 m，卷盘机构迅速回收软管保持张力稳定，对接过程结束。对接过程中，飞行员通过轻微地调整副翼和方向舵保持水平飞行，通过交替的偏转升降舵和轻柔的改变发动机功率保持安全高度；要求飞行员熟悉电传系统的基本原理，柔和操纵飞机。输油过程中，加油机尾流、大气紊流、阵风等对受油机运动产生干扰，飞行员要调整飞行姿态；同时，受油机质量不断增大，飞行员要及时改变油门、脚蹬、操作杆位置，保持在安全区域。据此，构建 HWP 功能控制结构如图 1 所示。

由图 1 可知，加、受油机与各自飞行员，卷盘机构与加油设备共构成 3 个主要的控制反馈回路。受油机、软管锥套状态信息可以看作是外部输入，辅助受油机飞行员调整控制指令，避免发生

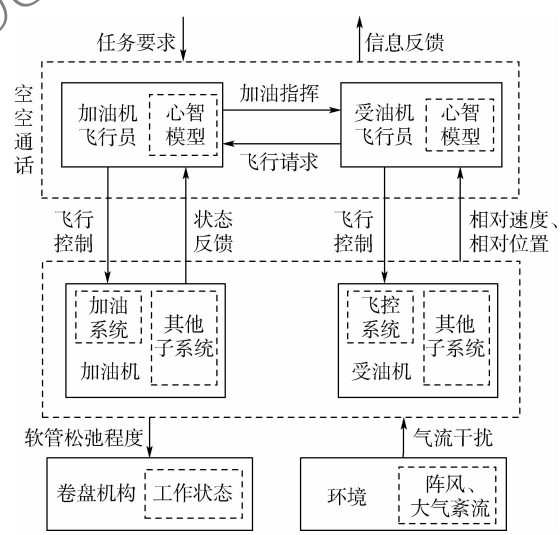


图 1　HWP 功能控制结构

Fig. 1　HWP function control structure

http://bhxb.buaa.edu.cn

HWP危险或者在危险发生后及时采取应急控制措施。

2.2 HWP的STPA安全性分析

HWP相关的控制行为主要包括速度控制(CA-1)、位置控制(CA-2)、空空通话(CA-3),分析得到HWP不安全控制行为(Unsafe Control Action,UCA)如表2所示。

针对表2中的15种控制行为,采用致因场景分析方法,结合图1,进一步分析得到系统的致因因素如表3所示。

表2 HWP不安全控制行为分析

Table 2 HWP unsafe control action analysis

控制行为	UCA类型			
	未提供控制行为	提供了错误的控制行为	控制行为过早、过晚或顺序错误	控制行为结束太早或太晚
CA-1:速度控制	UCA-1:未进行速度控制(H-1、H-3)	UCA-2:对接时油门过大或过小、迎角过大或偏航角过大(H-1、H-3、H-4) UCA-3:输送燃油过程中受油机油门、脚蹬、操作杆控制不柔和(H-1、H-2、H-3、H-4) UCA-4:软管甩动时受油机减速(H-2、H-3、H-4)	UCA-5:对接成功后未及时控制油门、操纵杆使飞机减速(H-1、H-3) UCA-6:输送燃油过程中飞行员滥用控制行为(H-2、H-3、H-4、H-5)	UCA-7:未加油结束并停止速度保持(H-1、H-3、H-4、H-5)
CA-2:位置控制	UCA-8:未进行位置控制(H-1、H-5)		UCA-9:未按照先水平距离再垂直间隔的顺序接近锥套(H-1、H-2、H-5) UCA-10:对接成功后未及时保持在安全加油区域(H-1、H-2、H-3、H-4、H-5)	UCA-11:加油未结束便停止位置控制(H-1、H-2、H-3、H-4、H-5)
CA-3:空空通话	UCA-12:两飞行员未进行空空通话(H-1、H-2、H-3、H-4)	UCA-13:空空通话用语不规范(H-1、H-2、H-3、H-4)	UCA-14:软管甩动幅度增大未及时通告加油机(H-3、H-4、H-5)	UCA-15:加油未结束便停止空空通话(H-1、H-2、H-3、H-4)

表3 HWP致因因素

Table 3 HWP causal factors

组件	原因分析	导致UCA
受油机飞行员	在加油过程中对飞行姿态的掌握技术经验不足	1、2、3、4、5、6、7、8、9、10、11
	在加油过程中对飞行姿态的调整操作不够柔和	1、2、3、4、5、6、7、8、9、10、11
	在加油过程中精神高度紧张导致人员疲劳	所有
	受油机飞行员在加油期间受其他因素干扰注意力分配不当	所有
	在加油时突遇侧风和尾涡等特情处置不当	1、2、3、4、5、6、7、8、9、10、11
	在工作过程中与加油机飞行员未及时保持空空通话	所有
	在加油时未使用标准通话用语	所有
飞行控制系统	受油机操作机构老化	1、2、3、4、5、6、7、8、9、10、11
	受油机电传机构延迟	1、2、3、4、5、6、7、8、9、10、11
传感系统	受油机传感器安装位置不合理	1、2、3、4、5、6、7、8、9、10、11
	受油机传感系统抗干扰能力差	1、2、3、4、5、6、7、8、9、10、11
软管锥套	加油软管长度、质量设计不合理	1、7、8、11
	加油软管弹性系数过小	1、7、8、11
	软管在加油机上的安装差错导致收放卡滞	1、7、8、11
	卷盘控制机构工作异常	1、7、8、11
	加油过程中对软管张力控制延迟	1、7、8、11
受油插头	受油插头在受油机上安装位置不合理加剧艏波效应	2、3、10
	受油插头长度、刚度设计不合理	3、6
加油机人机系统	在加油过程中飞行不稳定	所有
	掌握飞行姿态和油量的人机界面不合理	所有
加油机飞行员	在加油过程中与受油机飞行员未及时保持空空通话	所有
	在加油时未使用标准通话用语	所有

http://bhxb.buaa.edu.cn

2.3　安全约束

在分析完系统级危险、不安全控制行为和致因因素后,可分 3 个层次提出安全约束(Security Constraints,SC),即系统级安全约束、不安全控制行为安全约束和致因因素安全约束分别如表 4 ~ 表 6 所示。

表 4　HWP 系统级安全约束

Table 4　HWP system-level safety constraints

编号	系统级危险	安全约束
H-1	软管过度松弛	SC-1:在设计生产时保证软管生产质量,以及在使用过程中避免过度拉伸
H-2	软管剧烈甩动	SC-2:保证甩动控制在合理范围以内,保持稳定飞行姿态
H-3	插头折断	SC-3:在设计生产时保证插头生产质量以及安装时确保牢固程度
H-4	软管锥套损坏	SC-4:在设计生产时保证软管锥套的质量,以及在飞行时严格遵循加油步骤,保证不会出现剧烈碰撞
H-5	飞机失控	SC-5:保证飞机姿态的正确稳定,且在允许的范围内及时纠正不合适的姿态

表 5　HWP 不安全控制行为安全约束

Table 5　HWP unsafe control action's safety constraints

编号	不安全控制行为	安全约束
UCA-1	未进行速度控制	SC-6:飞行员必须进行速度控制
UCA-2	对接时油门过大或过小、迎角过大或偏航角过大	SC-7:飞行员必须在规定的速度、俯仰角、偏航角范围内进行对接
UCA-3	输送燃油过程中受油机油门、脚蹬、操作杆控制不柔和	SC-8:飞行员必须柔和操作
UCA-4	软管甩动时受油机减速	SC-9:HWP 发生时受油机禁止后退
UCA-5	对接成功后未及时控制油门、操纵杆使飞机减速	SC-10:对接成功后,飞行员必须控制飞机速度
UCA-6	输送燃油过程中飞行员滥用控制行为	SC-11:飞行员必须按照规定的操作方法操纵飞机
UCA-7	未加油结束并停止速度保持	SC-12:速度控制必须作用于 HWP 可能发生的全过程
UCA-8	未进行位置控制	SC-13:飞行员必须进行位置控制
UCA-9	未按照先水平距离再垂直间隔的顺序接近锥套	SC-14:飞行员必须按照先水平距离再垂直间隔的顺序接近锥套
UCA-10	对接成功后未及时保持在安全加油区域	SC-15:飞行员必须保持在安全加油区域飞行
UCA-11	加油未结束便停止位置控制	SC-16:位置控制必须作用于 HWP 可能发生的全过程
UCA-12	两飞行员未进行空空通话	SC-17:两机飞行员必须保持空空通话
UCA-13	空空通话用语不规范	SC-18:两机飞行员必须用规范用语进行空空通话
UCA-14	软管甩动幅度增大未及时通告加油机	SC-19:受油机飞行员必须及时通告加油机危险状态
UCA-15	加油未结束便停止空空通话	SC-20:空空通话必须作用于 HWP 可能发生的全过程

表 6　HWP 致因因素安全约束

Table 6　HWP causal factors' safety constraints

致因因素	安全约束
受油机飞行员在加油过程中对飞行姿态的掌握技术经验不足	SC-21:减小任务压力
受油机飞行员在加油过程中对飞行姿态的调整操作不够柔和	SC-22:提高模拟系统真实性
受油机飞行员在加油过程中精神高度紧张导致人员疲劳	SC-23:重新设计加油设备,增大输油速率
受油机飞行员在加油期间受其他因素干扰注意力分配不当	SC-24:任务规划系统提高机群加油效率
受油机飞行员在加油时突遇侧风和尾涡等特情处置不当	SC-25:增加针对 HWP 的应急操作训练
受油机飞行员在工作过程中与加油机飞行员未及时保持空空通话	SC-26:必要时空管系统提醒两机进行通话
受油机飞行员在加油时未使用标准通话用语	SC-27:加大对空空通话用语监督力度
受油机操作机构老化	SC-28:机务人员及时更换老旧部件
受油机电传机构延迟	SC-29:降低飞控系统延迟性
受油机传感器安装位置不合理	SC-30:优化传感设备布局
受油机传感系统抗干扰能力差	SC-31:提高传感系统的环境适应性
加油软管长度、质量设计不合理 加油软管弹性系数过小	SC-32:优化软管锥套设计
软管在加油机上的安装差错导致收放卡滞 卷盘控制机构工作异常	SC-33:安装软管后要进行收放检验 SC-34:任务前重点检查卷盘机构工作状态
加油过程中对软管张力控制延迟 受油插头在受油机上安装位置不合理加剧艏波效应 受油插头长度、刚度设计不合理	SC-35:重新设计受油插头安装位置、长度和刚度
在加油过程中飞行不稳定	SC-36:任务规划系统尽量选择良好天气状态作为加油区域
掌握飞行姿态和油量的人机界面不合理	SC-37:优化人机界面设计
加油机飞行员在加油过程中与受油机飞行员未及时保持空空通话	SC-38:必要时空管系统提醒两机进行通话
加油机飞行员在加油时未使用标准通话用语	SC-39:加大对空空通话用语监督力度

http://bhxb.buaa.edu.cn

3 仿真模型构建与验证

完整的安全性工作流程包括安全性分析和安全性验证两方面,而基于 STAMP 模型的 HWP 分析缺少对应的验证方法。在航空领域,安全性验证手段主要包括试验试飞和仿真平台 2 类。虽然试验试飞能够带来更准确可靠的结果,但其组织流程复杂,人力物力成本巨大,试飞环境、人员状态、组织管理等不确定因素往往会对结果带来一定程度影响。因此,本节采取搭建仿真平台的方法开展安全性验证。

3.1 HWP 仿真验证环境构建

在保证模型科学合理的情况下,参考文献[12]相关研究,针对 HWP 仿真验证平台做出如下假设:① 忽略地球曲率的影响,认为整个加油空域处在同一水平高度;② 忽略地球自转的影响,以地平坐标系为惯性坐标系;③ 重力加速度在整个加油空域为一个定值;④ 忽略飞机的弹性形变,认为机身为一个理想的刚体机构;⑤ 忽略复杂电磁环境对飞行品质的影响。

由图 1 功能控制结构易知,仿真验证的关键对象为:软管锥套动力学模型、卷盘机构控制模型、加油机尾涡流场模型、大气紊流模型,且上述模型已有较为成熟的构建方法,软管锥套动力学模型主要运用基于集中参数原理的多刚体动力学模型[13],卷盘机构控制逻辑主要考虑的是其驱动装置——恒力弹簧的作用机理,加油机尾涡流场模型参考的是 Hallock-Burnham 模型[14],大气紊流则采用 Dryden 模型[15]模拟,由此构造 HWP 仿真验证平台框架如图 2 所示。

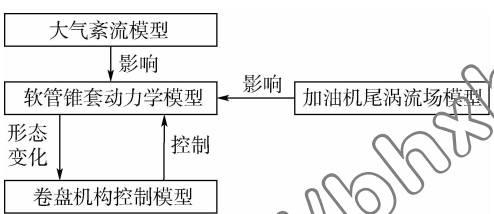


图 2 HWP 仿真验证平台框架

Fig. 2 HWP simulation verification platform framework

3.2 HWP 安全性验证

由 HWP 安全性分析可知,HWP 相关的控制行为主要分为 3 方面:速度控制(CA-1)、位置控制(CA-2)和空空通话(CA-3),其中 CA-3 主要是为了在加、受油机飞行员之间建立沟通确保实现 CA-1 和 CA-2。与 CA-1 相关的不安全控制行为安全约束(SC-6、SC-7、SC-8、SC-9、SC-10、SC-11、SC-12)主要控制的是空中加油对接时的两飞机的速度差异以及在过程中由于不当操作引起的速度差异,若控制不当可能导致的不安全控制行为有 UCA-1、UCA-2、UCA-3、UCA-4、UCA-5、UCA-6、UCA-7;与 CA-2 相关的安全约束(SC-13、SC-14、SC-15、SC-16)主要控制的是软管的伸缩以控制其张力,若控制不当可能导致的不安全控制行为有 UCA-8、UCA-9、UCA-10、UCA-11,在实际的控制过程中主要的控制方式为软管设计的长度和卷盘机构对软管张力的控制。因此下面将针对空中加油对接时的速度差、卷盘机构对软管张力的控制、软管设计的长度进行安全性验证。

3.2.1 对接速度

在卷盘机构不工作、软管长度为 22 m 的情况下,假定受油机在 t = 35 s 时刻,分别以图 3 所示速度控制-1 和速度控制-2 的 2 种速度控制方式进行对接,2 种对接速度下软管形态变化如图 4 所示,X_n、Y_n、Z_n 分别为软管上当前位置相对于 x、y、z 轴的距离。

由图 4 分析可以发现,在速度变化较缓且变化较小的速度控制-1 下,受油机前进距离和锥套前移量较短,软管松弛程度低,由此诱发的 HWP 程度不明显,而在速度变化快且变化较大的速度控制-2 下,软管形态变化大,HWP 现象明显,表明在对接过程中需要控制速度变化平缓以减小 HWP 程度。进一步分析得到软管张力变化如图 5所示。

由图 5 可知,2 种速度控制方式下,对接瞬间软管张力均发生急剧下降;对接完成之后,软管张力沿管身向上逐渐增大。相较而言,速度控制-2 导致的软管张力变化幅度更为显著:张力长时间不能恢复,说明软管一直处于松弛状态;张力呈现震荡状态,说明软管在轻微甩动。此时,若遭遇迎面强气流,松弛的软管将被吹向锥套方向,导致剧烈的 HWP 危险发生,引发严重事故(L-1、L-2、L-3)。

由上述两点可见,对接过程中速度控制(CA-1)的必要性,对接过程中,必须遵守安全约束(SC-6、SC-9、SC-10、SC-12),控制速度,防止软管过度松弛形成 HWP。

需要注意的是,对接过程中,两机相对速度大小不易掌握,常常依赖飞行员丰富的对接经验。由

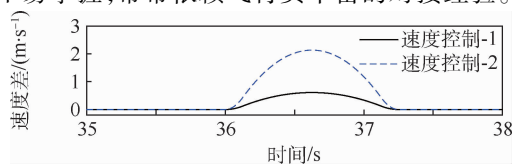
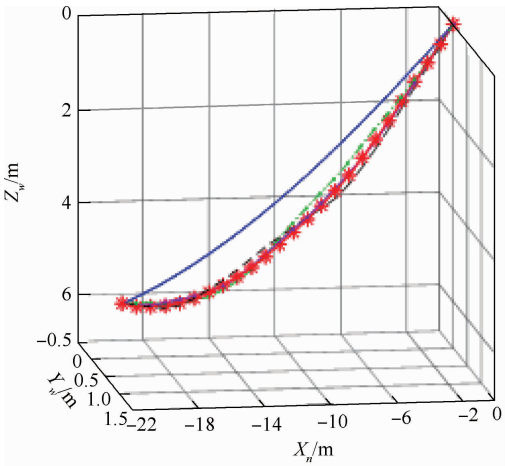


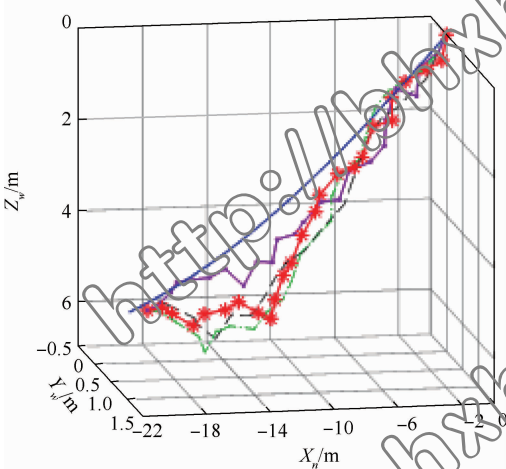
图 3 加油机对接速度(速度差)控制

Fig. 3 Tanker docking speed (speed difference) control

http://bhxb.buaa.edu.cn



(a) 速度控制-1

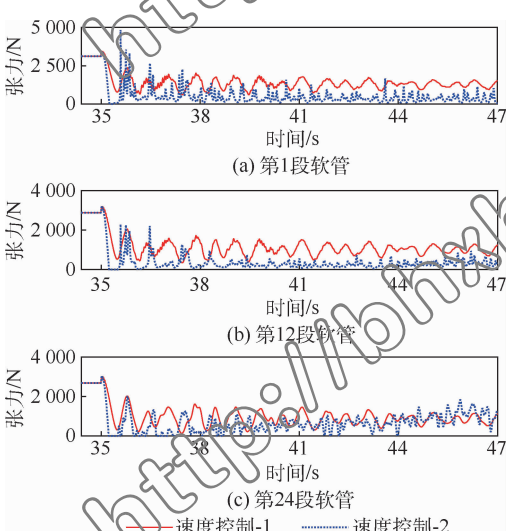


(b) 速度控制-2

t=35 s　t=38 s　t=41 s　t=44 s　t=47 s

图 4　不同对接速度下软管形态变化

Fig. 4　Hose shape change at different docking speeds



(a) 第1段软管

(b) 第12段软管

(c) 第24段软管

速度控制-1　速度控制-2

图 5　不同速度控制下软管张力变化

Fig. 5　Hose tension change under different speed controls

于实际情况下，软管锥套在大气紊流、加油机尾流影响下，在一定区域内来回飘摆，飞行员通过目视系统、感觉系统将受油插头对准锥套飘摆区域，反复对接直到锥套锁定受油插头，有效的速度控制可以提高对接的成功率，确保任务的成功。

3.2.2　卷盘机构控制

卷盘机构以位于加油机吊舱软管出口处张力大小为反馈控制量，保持软管在一定拉力范围内，从而控制软管收放，是抑制软管甩动的重要手段。针对卷盘机构，仿真主要通过模拟卷盘工作情况下，加油机对接时软管的状态变化，以验证卷盘机构特性对 HWP 现象的影响。

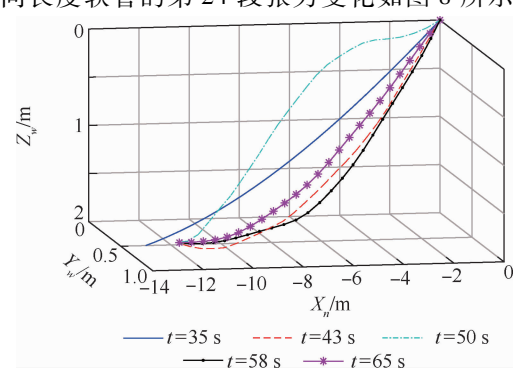
在本次仿真中，卷盘机构控制逻辑主要考虑的是其驱动装置——恒力弹簧的作用机理。设置恒力弹簧控制机构主要技术参数为：卷盘和已卷入卷盘软管的质量总和 M 为 68.08 kg，软管初始长度 L_0 为 14 m，弹簧可控长度 L_1 为 3 m，约束力系数 κ 为 10 000 N/m。

仿真通过在一定速度控制条件下对卷盘机构施加恒力弹簧控制来显示软管卷盘机构工作状况对软管的动态影响。由对速度控制的仿真可知，受油机以速度控制-2 对接时，HWP 较为明显，因此为了获得更明显的控制效果，仿真过程选取该速度控制条件。图 6 给出了对接时软管的形态变化。

由图 6 可知，卷盘机构正常工作情况下，能够快速回卷软管富裕长度，软管飘摆幅度显著减小。因此可以证明采用恒力弹簧控制的卷盘机构正常工作时能够显著抑制软管的大幅甩动，减缓 HWP 程度，所以要求在任务前应该检查卷盘机构保持其理想的工作状态（SC-34）。

3.2.3　软管长度

对接过程中，软管处于全拖曳状态，长度也是影响其动态表现的重要因素。在卷盘机构不工作情况下，根据上述仿真结果，为得到更明显的变化效果，假定软管长度为 14 m，受油机以速度控制-2 方式对接，仿真得到软管形态变化情况如图 7 所示。进一步假定软管长度为 16、18、20、22 m，得到不同长度软管的第 24 段张力变化如图 8 所示。



t=35 s　t=43 s　t=50 s　t=58 s　t=65 s

图 6　卷盘正常工作时软管形态变化

Fig. 6　Hose shape change during normal operation of reel

http://bhxb.buaa.edu.cn

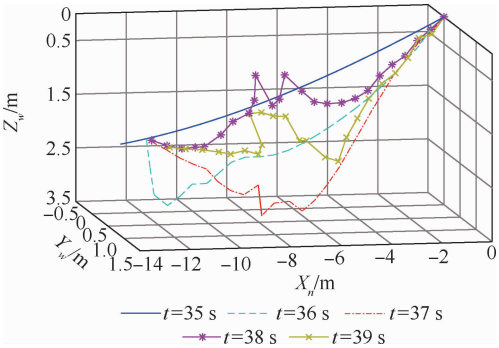


图 7 在速度控制-2 下软管(14 m)形态变化

Fig. 7 Shape change of hose (14 m) under speed control-2

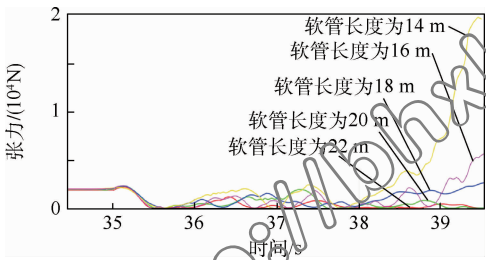


图 8 在速度控制-2 下不同长度软管第 24 段张力变化

Fig. 8 Tension change of the twenty-fourth section of hoses with different length under speed control-2

对比图 7 和图 4(b)可知,当软管长度缩短为 14 m 时,对接时甩动现象更为显著;分析原因为软管长度短,拖曳时质量更轻,且距离加油机尾涡更近,受到尾流场影响更大,导致软管甩动幅度更为明显。由图 8 可知,软管长度为 22、20 m 时,软管张力变化较稳定,软管长度为 18 m 时软管张力对接完成 5 s 之后有失控趋势,软管长度为 16 m 时在 5 s 后失控,软管长度为 14 m 时软管在对接完成 4 s 之后发生失控,进入一种剧烈的软管甩动状态,极易引发系统级损失(L-1、L-2、L-3),

由上述分析,软管长度也是影响软管甩动程度的主要原因,因此,适当增加软管长度,对提升空中加油安全性具有重要作用(SC-32)。

通过上述论证,可以充分验证空中加油对接时的速度、卷盘机构对软管张力的控制、软管设计的长度对 HWP 的影响以及相应安全约束的有效性和准确性,证明了安全性分析的可行性。

4 结 论

1) 本文针对空中加油典型危险 HWP 开展安全性分析,识别致因因素,提出安全约束,运用了针对 HWP 安全性分析的仿真验证方法验证安全性分析的准确性,全面地总结出空中加油可能出现的故障模式和相应的解决措施,弥补了传统安全型分析方法的缺陷,为预防 HWP 发生提供了指导和参考;同时,这种分析方法也可以作为飞行任务风险评价的方法,有利于完善飞行规则,在一定程度上成为部队实战化训练的助力;将 STAMP 方法运用于空中加油方面,拓宽了理论应用领域,促进了理论与实践应用的融合。

2) 同时,研究工作仍然可以继续深入,下一步工作主要聚焦于两方面:一是 STAMP 理论缺乏系统的定量分析方法。本文在 STAMP 模型的基础上对软管"甩鞭"危险事件开展定性分析,定量分析缺乏,因此针对 STAMP 理论本身的定量分析方法有待进一步研究。二是致因因素量化描述有待优化。由于空中加油事故资料较少,难以准确获取主观不确定因素的发生概率,这也是定量分析难以开展的一大原因,下一步拟采用不确定性理论对小样本事件发生概率进行研究。

参考文献(References)

[1] MAIERSPERGER W P. General design aspects of flight refueling[J]. Aeronautical Engineering Review, 1954, 13(3): 52-61.

[2] AHMAD M, PONTIGGIA M. Modified Swiss cheese model to analyse the accidents[J]. Chemical Engineering Transactions, 2015, 43: 1237-1242.

[3] 黄海燕,李健,江田汉,等. 基于贝叶斯网络的事故多级多米诺效应计算方法研究[J]. 中国安全生产科学技术,2019, 15(6): 157-161.
HUANG H Y, LI J, JIANG T H, et al. Study on calculation method of multi-level domino effect of accident based on Bayesian network[J]. Journal of Safety Science and Technology, 2019, 15(6): 157-161(in Chinese).

[4] WATERSON P, JENKINS D P, SALMON P M, et al. Remixing Rasmussen: The evolution of Accimaps within systemic accident analysis[J]. Applied Ergonomics, 2016, 59(B): 483-503.

[5] QIAO W G, LI X C, LIU Q L. Systemic approaches to incident analysis in coal mines: Comparison of the STAMP, FRAM and "2-4" models[J]. Resources Policy, 2019, 63: 101453.

[6] LEVESON N G. A new accident model for engineering safer systems[J]. Safety Science, 2004, 42(4): 237-270.

[7] JING L L, BAI Q G, GUO W Q, et al. Contributory factors interactions model: A new systems-based accident model[J]. Systems Research and Behavioral Science, 2019, 37(11): 255-276.

[8] 刘朝晖,陈智,吴志强,等. STPA 方法在数字化反应堆紧急停堆系统安全性分析中的研究与应用[J]. 核动力工程, 2015, 36(S2): 157-161.
LIU Z H, CHEN Z, WU Z Q, et al. Research and application of STPA to digital reactor shutdown system in NPP for system safety analysis[J]. Nuclear Power Engineering, 2015, 36(S2): 157-161(in Chinese).

[9] PLIOUTSIAS A, KARANIKAS N. Using STPA in the evaluation of fighter pilots training programs[J]. Procedia Engineering,

http://bhxb.buaa.edu.cn

2015,128:25-34.

[10] CHATZIMICHAILIDOU M M,WARD J,HORBERRY T,et al. A comparison of the bow-tie and STAMP approaches to reduce the risk of surgical instrument retention[J]. Risk Analysis, 2017,38:978-990.

[11] 徐坚,张晓非. 软式空中加油头波效应建模与仿真[J]. 飞行力学,2019,37(5):40-44.
XU J,ZHANG X F. Dynamic modeling and simulation of bow wave effect in hose-drogue aerial refueling system[J]. Flight Dynamics,2019,37(5):40-44(in Chinese).

[12] 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):3116-3127.
WANG H T,DONG X M,GUO J,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):3116-3127(in Chinese).

[13] HE Q S,WANG H T,CHEN Y F. Command filtered backstepping sliding mode control for the hose whipping phenomenon in aerial refueling[J]. Aerospace Science and Technology,2017, 67:495-505.

[14] COOPER J R,ROTHHAAR P M. Dynamics and control of in-flight wing tip docking[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics,2018,41(11):2327-2337.

[15] BURNS R S,CLARK C S,EWART R. The automated aerial refueling simulation at the AWTAS laboratory: AIAA-2005-6008[R]. Reston:AIAA,2005.

作者简介:

丛继平　男,硕士研究生。主要研究方向:装备系统工程与管理决策。

崔利杰　男,博士,教授,硕士生导师。主要研究方向:航空安全、系统可靠性与优化。

陈浩然　男,硕士研究生。主要研究方向:装备系统工程与管理决策。

任博　男,博士,讲师。主要研究方向:航空安全预测预警。

Safety analysis and simulation verification of HWP in aerial refueling

CONG Jiping[1], CUI Lijie[2,*], CHEN Haoran[1], REN Bo[2]

(1. Graduate College, Air Force Engineering University, Xi'an 710051, China;
2. Equipment Management and UAV Engineering College, Air Force Engineering University, Xi'an 710051, China)

Abstract: For the hose aerial refueling system, the refueling hose is difficult to stabilize in a balance position due to interference of tanker wake, atmospheric turbulence, receiver bow wave, pilot operation, fuel pressure pulsation, etc. Thus the Hose Whipping Phenomenon (HWP) usually takes place in the docking phase of aerial refueling, which could reduce the docking success rate and the safety of refueling, and it is a typical hazard in aerial refueling process. Based on the System-Theoretic Accident Model and Processes (STAMP) and the System Theoretic Process Analysis (STPA) method, the safety analysis of HWP in aerial refueling process was carried out to systematically identify the unsafe action and causal scenes by constructing the control model, and a series of operational constraints were proposed from system level, unsafe action level and causing factors. According to the hazard function control structure of the HWP, the simulation verification platform was built by Simulink. The key causes of docking speed, reel mechanism control, and hose design length were inputted to verify the accuracy and feasibility of the proposed safety constraints.

Keywords: aerial refueling; Hose Whipping Phenomenon (HWP); aviation safety; System-Theoretic Accident Model and Processes (STAMP) theory; simulation verification

Received: 2019-11-27; **Accepted**: 2020-01-12; **Published online**: 2020-01-16 14:30
URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200116.0935.003.html
Foundation item: National Natural Science Foundation of China (71401174)
* **Corresponding author**. E-mail: lijie_cui@163.com

http://bhxb.buaa.edu.cn