

空中加油电驱动响应技术研究

喻振华*, 周倩, 李伟

南京机电液压工程研究中心 航空机电系统综合航空科技重点实验室, 江苏 南京 211102

摘要:从空中加油响应能力需求入手, 分析了国外典型加油设备软管响应驱动方案, 提炼出加油设备响应能力的设计要点, 建立软管驱动系统模型。通过对国外某加油设备的仿真分析, 指出电驱动式传动系统在空中加油响应能力方面的巨大优越性, 为国内空中加油系统设计研究工作提供参考。

关键词: 空中加油; 传动系统; 对接; 响应能力; 电驱动

中图分类号: V228.17 文献标识码: A 文章编号: 1007-5453 (2016) 12-0018-05

空中加油可以加大飞机作战半径, 有效提高飞机作战效能。在海湾战争、沙漠风暴等大规模实战中, 充分表露出空中加油技术对于现代化局部战争的重要意义。软管-锥管式空中加油是目前世界上应用最广泛的空中加油方式。装于加油机上的加油设备将软管-锥管放出, 利用飞行中产生的高速气流作用在软管末端的锥管上, 产生一定的拖曳载荷, 将软管从加油设备中拖出。受油机与加油机会合, 并向前接近锥管, 以一定的相对速度完成受油插头与锥管对接并向前移动到加油区, 接通加油机与受油机之间的燃油传输通道, 燃油通过传输通道输送给受油机。

受油机实现对接和向加油区移动过程中, 加油设备应具有快速响应能力, 即能在软管上施加一定拉力并迅速将松弛的软管拉紧, 以免松弛的软管在气动力的作用下出现抖动、拍打, 进而影响受油机及飞行员的安全; 响应能力还应保证软管按加油机和受油机之间距离动态调节的要求, 软管拉力既不能太小引起软管抖动, 也不能过大导致受油机意外脱开。响应能力直接关系到空中加油任务成功率和飞行安全, 须在加油设备的设计中重点突破。

1 软管响应驱动方案对比

目前, 国外在役的加油机中, 采用的响应驱动方式主要有以下几种:

(1) 采用恒力弹簧机构进行系统驱动。恒力弹簧机构是利用钟表弹簧弹力特性进行驱动的大型储能装置, 可在一定行程内提供相对恒定的驱动力矩。该方式在软管放出过程中利用空气动力进行蓄能, 对接加油过程中释放能量实现系统响应。其优点是结构简单, 系统转动惯量较小, 但受限于弹簧的材料工艺和特性, 其驱动行程和驱动力矩较小。这种响应方式广泛应用于 MK32B-2800、MK32B-754 等 FR 公司早期加油设备中。

(2) 利用液力变矩技术进行驱动, 如装于 VC10 加油机的 MK-17T 加油平台。该方案利用恒速电机带动液力变矩器工作, 通过调节变矩器内的充油量, 实现系统响应载荷的调整, 能有效改善系统响应能力, 主要问题是结构较复杂, 液力介质的温度稳定性较差, 系统发热大, 能源利用率较低等^[1]。

(3) 采用高压液压油进行驱动, 如美国 Sargent 公司的 28-300、31-300 系列吊舱。该方案利用伺服阀控制柱塞泵/马达构建一套典型的液压伺服系统, 工作压力可达 21MPa 或更高值。加油响应过程中, 阀控马达系统进行压力闭环, 从而控制响应力。系统结构紧凑, 但相对复杂, 维护难度较大。

随着航空技术的发展和电力电子技术的进步, 空中加油技术也开始向着多电化的方向发展。作为空中加油领域的领军企业, Cobham 公司在最新的 MK32B-900 系列吊舱 (如图 1 所示) 和 MK32B-800 系列加油平台上采用了双冗余电驱动技术实现系统驱动。该技术方案是利用双冗余电机经变速进行直接驱动传动系统实现软管的收放, 电机可根据系统需求在恒转速和恒转矩之间进行切换, 从而实现系统对软管的恒速控制和恒张力控制。这种方案作为空中加油

收稿日期: 2016-08-22; 退修日期: 2016-09-18; 录用日期: 2016-09-27

* 通讯作者. Tel.: 025-51819419 E-mail: 22309643@qq.com

引用格式: YU Zhenhua, ZHOU Qian, LI Wei. Research on electric drive technology under the response condition of aerial refueling[J]. Aeronautical Science & Technology, 2016, 27 (12): 18-22. 喻振华, 周倩, 李伟. 空中加油电驱动响应技术研究[J]. 航空科学技术, 2016, 27 (12): 18-22.

领域的最新技术,大大提高了系统的安全性、维护性和可靠性,代表着行业的最高技术水平。



图1 装于 A330MRTT 上的 MK32B-905E 加油吊舱
Fig.1 A330MRTT equipped with MK32B-905E refueling pod

2 软管驱动动力模型

动力传递在空中加油的过程中扮演着十分重要的角色。空中加油设备动力传递自成传动系统,主要由驱动部件、变速机构、绞盘、排管机构、链条等部件组成,其原理如

图2所示,主要功能包括对接加油前软管的拖曳、对接加油过程中软管的动态响应以及加油结束后软管的回绕等。

对于加油设备的响应能力,美军标 MIL-A-19376A 有着明确的规定:受油机对接后,加油设备应以 3.05m/s^2 的加速度将软管绕回。在加油包线范围内,受油机以 3.05m/s 的速度进行对接,响应力应能够避免软管产生鞭打、回环、振动以及过度松弛。响应动作不能影响受油插头和加油接头以 0.61m/s 的慢速进行对接^[2]。响应力应能避免软管过度松弛,也能避免加受油机意外脱开。

为实现软管的动态响应,软式加油设备常用方案是在动力传递系统中施加一个相对恒定的回绕力矩,该力矩通过绞盘传递到软管上,使软管具备一定的张力。该张力须低于伞锥上产生的气动载荷,以保证软管在受油机对接前能稳定在完全放出的位置,受油机对接后,锥管上的气动载荷由受油插头承担,施加的软管张力实现软管的快速回绕和张紧,受力模型如图3所示。

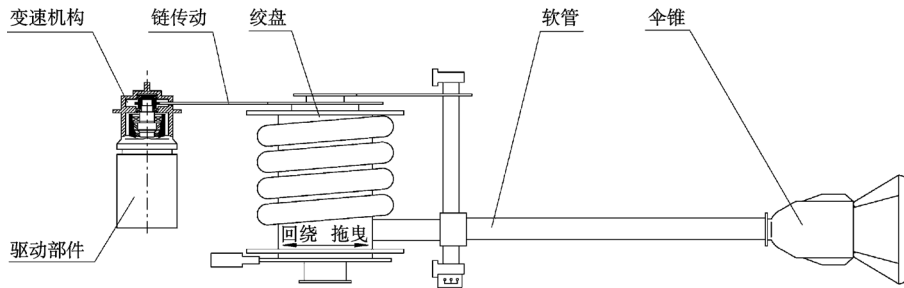


图2 典型软式加油设备动力传递原理图
Fig.2 Typical soft fueling equipment power transmission schematic

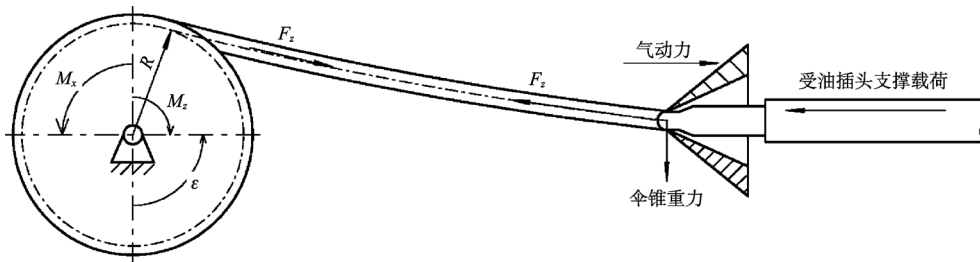


图3 系统对接响应受力模型图
Fig.3 System docking response force model diagram

在受油机进行对接时,系统驱动部件输出恒定响应力矩,不考虑软管弹性模量的情况下,对接瞬间软管的运动过程可以等效为等加速过程,根据牛顿第二定律,对接初始阶段响应力表达式如下:

$$M_x = M_z + F_z \cdot R_1 + J \cdot \epsilon \quad (1)$$

式中: M_x 为响应力矩; M_z 为软管卷盘系统的平均阻力矩; F_z 为

软管张力; ϵ 为平均角加速度; J 为软管卷盘系统响应工况的转动惯量; R 为软管缠绕半径,单位为 m 。

可见,系统的响应能力取决于系统的阻力矩、气动力、驱动力矩以及系统的转动惯量,系统的阻力矩可近似为常量,量值较小,故系统在进行响应力设计时,主要考虑驱动力矩与气动力以及系统转动惯量之间的匹配。

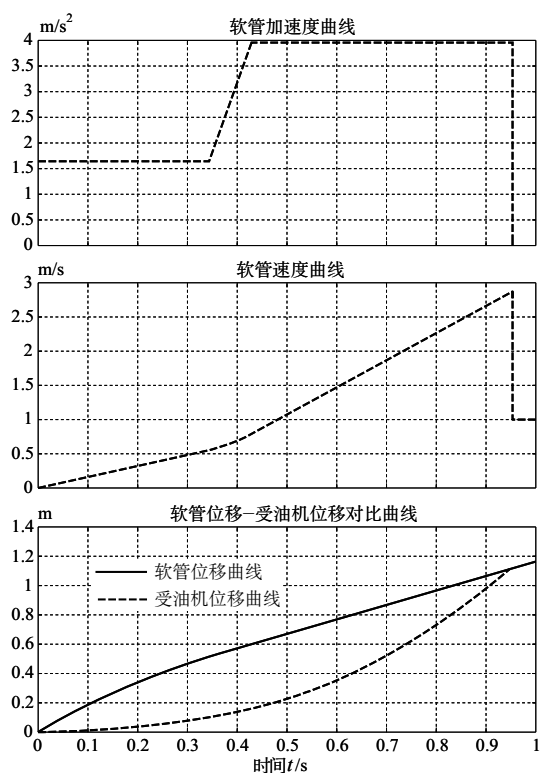


图6 电驱动系统对接响应曲线

Fig.6 Electric drive system docking response curve

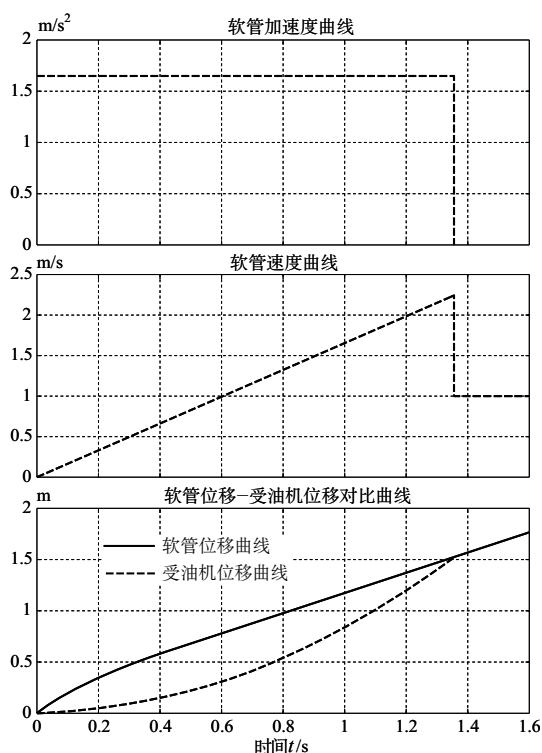


图7 传统驱动系统对接响应曲线

Fig.7 Traditional drive system docking response curve

4 结论

与传统的驱动方案相比,电驱动方式有着较强的优越性,主要体现在以下几个方面:

(1) 电驱动方案能量传递通过电缆实现,结构设置布置灵活,连接简单。

(2) 受结构体积限制,采用机械、液压、液力或者气动的响应方式均难以兼顾小惯量系统设计和大扭矩输出;而电驱动方案使用高功重比电机提供响应力,可在相对较小的体积、重量下实现高扭矩输出,响应能力大为增强。

(3) 电驱动方案具有模块化和参数化设计的特点,通过软件调节,能在一定范围内实现设计参数的快速调整,在加油设备研制或改型时具备更强的灵活性。

在国外,以 Cobham 公司为代表的空中加油技术研发团队已开发出基于电驱动的空中加油设备,并广泛装备于 A330MRTT、A400M 等大型加油机中^[4]。随着航空技术向多电化和全电化方向的发展,国内的空中加油技术也面临着转型升级的契机。在空中加油技术的后续发展规划中,建议发展和完善以电驱动技术为核心的系统设计技术,以满足技术发展的需要。

AST

参考文献

- [1] 周倩,肖铭,胡冬林. 国外机身空中加油平台发展探析[J]. 航空科学技术, 2012 (6): 14-17.
ZHOU Qian, XIAO Ming, HU Donglin. Analysis on the development of fuselage refueling system[J]. Aeronautical Science & Technology, 2012 (6): 14-17. (in Chinese)
- [2] John C V, David T Y, Andrew J B, et al. Numerical simulations of KC-10 centerline aerial refueling hose-drogue dynamics with a reel take-up system[C]// 22nd Applied Aerodynamics Conference; AIAA 2004-4719.
- [3] FR Corporation. In-flight refueling systems[Z]. 1985.
- [4] Cobham Corporation. Air refueling systems, 90X series pods&80X series fuselage refueling units[Z]. 1985.

作者简介

喻振华 (1982—) 男, 学士, 高级工程师。主要研究方向: 燃油系统技术。

Tel: 025-51819419

E-mail: 22309643@qq.com

周倩 (1974—) 女, 学士, 研究员。主要研究方向: 燃油系统技术。

Tel: 025-51819750

E-mail: qian-zhou@126.com

李伟 (1984—) 男, 学士, 高级工程师。主要研究方向: 燃油系统技术。

Tel: 025-51819748

E-mail: eliwei@163.com

Research on Electric Drive Technology under the Response Condition of Aerial Refueling

YU Zhenhua*, ZHOU Qian, LI Wei

Aviation Key Laboratory of Science and Technology on Aero Electromechanical System Integration, Nanjing Engineering Institute of Aircraft System, Nanjing 211106, China

Abstract: In this paper, foreign typical scheme of refueling equipment was analyzed based on the requirement of response characteristics for aerial refueling. Design points of the response characteristics for aerial refueling were summarized and the hose drive system model was built. Through simulation and analysis performed on a certain type of refueling equipment from aboard, the great superiority of electric drive system in aerial refueling was demonstrated. The research findings provide reference for the study of aerial refueling system in China.

Key Words: aerial refueling; drive system; docking; response characteristics; electric drive

Received: 2016-08-22; Revised: 2016-09-18; Accepted: 2016-09-27

*Corresponding author. Tel. :025-51819419 E-mail: 22309643@qq.com