

飞机空中加油设备分析研究

Analysis and Study of Air Refueling Equipment for Aircraft

罗志会 / 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

摘要: 空中加油设备是决定飞机是否成功实现空中加油的关键因素。针对插头锥管式和伸缩套管式两种空中加油方式, 本文分析研究了其工作原理、设备形式、指示灯、加油包线和设备参数, 为新型空中加油设备的研制提供参考。

Abstract: Air refueling equipment is the key factor that determines the success of aerial refueling. In view of two types for aerial refueling that are probe-drogue system and boom system, this paper analyses and studies their working principle, equipment type, light, refueling envelope, equipment parameters. The result can be provided as a reference for developing new aerial refueling equipments.

关键词: 空中加油机; 加油设备; 插头-锥管; 伸缩套管

Keywords: air tanker; air refueling equipment; probe and drogue; boom

0 引言

空中加油机被称为一种空中力量的倍增器, 其最直接的作用就是增大受油机的航程, 延长受油机的续航时间。

从第一架空中加油机诞生以来, 空中加油技术已经历了90多年的发展, 现代空中加油技术向自动化、精准化和智能化等方向发展, 空中加油技术拥有了伸缩套管式(即硬管式)和插头锥管式(即软管式)两种加油方式。目前, 全世界在役的空中加油机机型大约19种。其中, KC-135、KC-10、KC-767和A330MRTT等采用硬管式加油系统, 而VC-10、L-1011、B707、KC-130、IL-78、Su-33等则采用软管式加油系统。

当前, 美国积极开展KC-X新一代空中加油机替换项目研究, 空中加油技术再次成为该领域的研究重点。本文分析研究硬管加油系统和软管加油系统工作过程、设备形式、软管特性、信号和照明及其主要参数, 为新型空中加油系统的研发提供参考。

1 软管式空中加油设备

1.1 工作过程

首先, 加油机松开软管卷盘制动器, 软管在空气阻力的作用下被拉出。软管完全拖曳后, 软管卷盘响应系统开始响应, 在卷盘上施加缠绕力矩以克服锥管受到的空气阻力。然后, 受油机向前飞行, 将插头插入圆锥形的锥管内, 实现对接。对接后, 插头在软管末端的接头里锁紧, 接头和插头里的燃油阀打开。受油机继续前进, 使软管向卷盘回卷约2m(不同型号设备参数不同), 主燃油阀打开, 加油机开始向受油机加油。需要说明的是, 软管前后运动范围相当大, 一般可从燃油阀打开位置向前移动7m, 在此范围内, 燃油都能从加油机流向受油机, 但如果软管推进过量, 燃油阀会关闭, 燃油停止输送。最后, 加油完成时, 受油机稍微减小动力, 拉伸软管。当软管接近全拖曳位置时, 燃油阀关闭。当软管处于全拖曳位置时, 受油插头开始从受油接头拔出, 接头和插

头的燃油阀均关闭, 于是接头锁松开, 放开插头, 结束加油。

此外, 在接到断开命令时, 受油机必须快速后撤。空中加油设备配备有一个传感器, 一旦检测到软管运动速度加快, 就自动开启卷盘刹车, 强制接头和插头快速断开, 以免软管被完全拖出。大部分软管能自动回卷, 但是像Mk17这类软管则保持在刹车状态, 需人工操作才能复位。

1.2 设备形式

空中加油机软管式加油设备有吊舱式和一体式两种形式。

空中加油吊舱是一种安装在机翼或机身下的独立装置, 仅需要从母机引入低压电和燃油, 燃油泵和软管卷盘驱动电源由吊舱的冲压空气涡轮提供。部分大型加油机携带的吊舱通常外挂于机翼翼尖下。

一体式软管式加油系统一般配装于大型加油机上, 其安装位置在机身里, 软管从整流罩中心线或者通道拖

出。此外,空中加油设备也可能安装在机身左侧起落架舱里,如FAF Transall。一体式空中加油系统由飞机上各种大功率能源(气动、液压和电)驱动燃油泵和软管卷盘。

1.3 软管尺寸与标记

相比于一体式加油系统,吊舱加油



图1 KC-135加油吊舱软管示意图



图2 KC-10中线软管加油系统及KC-135加油吊舱信号灯

软管一般长度较短、重量较轻、孔径小。吊舱软管长度在15~27m,一体式加油系统系统的软管一般长24m。

通常,软管有一连串色带标记,用于指示受油机空中加油时的最佳位置。有些软管标记边缘有附加的标记,指示燃油流的起止位置。软管末端有

一连串小间距的色带,用于显示受油机受油设备对接后或者断开期间前后移动的速度。

1.4 信号灯和照明灯

通常,加油机的尾部安装一组红、黄和绿信号灯,部分加油机仅有黄灯和绿灯,部分加油机还备用信号灯。这些灯用于指示空中加油设备的操作状态。红灯意味着断开或者未对接,黄灯意味着可以对接,绿灯表示正在输送燃油。

为了便于夜间进行操作,大部分锥管都备有照明条件。有些锥管接头处有内部照明灯,锥管外围采用一连串发光的氙光源突出轮廓。有些加油机在锥管内侧采用反光油漆突出轮廓。

大多数受油机配备有插头照明灯。由于插头照明灯会使得加油操作员感到晃眼,受油机飞行员追踪锥管因而可能导致操纵过度,因此,插头照明灯的使用一般比较谨慎。

为了测量软管向软管卷盘推进的

表1 美国各型插头锥管加油系统参数

机型		KC-10 中线	KC-10 WARP	KC-135 MPRS	HC-130 MC-130E/P	MC-130H MC-130W	KC-130	S-3B	F-18
加油设备		机身加油装置	机翼加油吊舱	多点加油系统	机翼加油吊舱	机翼加油吊舱	机翼加油吊舱	机翼加油吊舱	机身中线吊舱
软管	长度(m)	24	24	—	—	—	25.3~28.4	15	15
	全拖曳长(m)	21	22.5	22.5	24.7	26.5~27.7	23~26	13	13
	加油外限(m)	19.5	21	21	23.2	25	推进1.5	11.5	11.5
	加油内限(m)	9	17.4	16.4	17.1	18.9	—	7	7
	加油范围(m)	10.5	5.8	6.4	6.1	6.1	—	4.5	4.5
	最大伸出收回速度(knot)				120~215	180	120	—	—
加油接头	型号	MA-3/4	MA-4	MA-4	MA-2	MA-4A	MA-3 MA-3-1	MA-3	MA-3
	对接力(ft-bl)	—	—	—	140	140	155(MA-3) 90(MA-3-1)	155	155
	脱开力(ft-bl)	—	—	—	420	420	420	320	320
	燃油压力(psig)	50±5	50±5	50±5	5~28	约120	50	30~60	35~60
	锥管内直径(in)	26	—	—	27~54	24(变阻型)	27~54	24	24
接近速度(m/s)		1~1.5	—	0.3~1.2	—	0.6~3	—	—	—
最大输油率(kg/min)		1820	1100	1216	462.7	879	—	620	620
加油高度(ft)		35000	35000	35000	1000~最大实用升限	1000~最大实用升限	500~最大实用升限	500~25000	500~35000
加油空速(knot)		200~280	230~300	220~300	105~120(低) 185~215(高)	110~180	105~120(低) 185~250(高)	175~275	180~300

长度,大部分加油机的锥管通道或托架配备有内部照明。

1.5 参数

对于美国研制的加油机,其软管式加油系统的供应商包括英国空中加油有限公司(FRL)、美国的Sargent Fletcher公司(SF)和IARS三家公司,能够提供机身和机翼的软管卷盘装置、空中加油吊舱和伙伴式加油吊舱。由于加油高度、速度、输油率、接近速度等参数不同,各机型的空中加油设备不同,其设备参数见表1。其中,相比于较大型加油机的加油吊舱,伙伴式加油吊舱的软管长度短约10m;相比于固定翼飞机,旋翼机的空中加油软管长大约2~5m,且大多采用低速锥管,加油速度较低;接近速度取决于插头强度、软管卷盘响应速度和接头所需对接力等。

2 硬管式空中加油设备

2.1 组成和结构

硬管式加油系统主要由外管和内管两部分组成,外管内套着内管,内管可从外管内伸出和缩回。外管末端设有V形小翼装置,可控制伸缩套管的上下左右移动。内管末端安装加油接头,用来与受油机的受油插座对接。伸缩套管安装在加油机机身中线上,平时收放在机身下方,基本处于水平位置,加油时由操作人员操纵控制杆将其放下。操作人员位于加油机机身后部的加油设备



图3 KC-135加油机伸缩套管系统结构简图

操作室,负责操纵伸缩套管操作平台、观测状态显示设备、完成空中加油,通过正对面的玻璃,可清晰地观测伸缩套管和受油机。此外,一些伸缩套管备有内部电话系统,在伸缩套管与受油机对接过程中,操作人员使用该电话系统可以直接与有相应装备的受油机联络。

以KC-135为例,伸缩套管是一种半硬壳机身模式构架的流线型管子,外管由铝制纵梁、铝制轮缘和外皮组成,通过可上下左右运动的大支轴连接在机身底下。可伸缩的内管由硬铝制成,借助上下轮缘与外管的滚轮紧密结合。此外,还有传输燃油的内部油管,防止燃料管渗漏的密封套,缓冲燃料压力的护罩,减轻对接冲击力和缓冲两机相对移动的缓冲器(位于喷嘴后)。喷嘴通过保险螺栓与油管连接,喷嘴和油管间的球形接头支持喷嘴60°的锥形运动。V型方向升降舵由液压传动,通过控制杆控制。伸缩套管完全缩进时约长28ft,充分伸展时约长48ft。喷嘴由铸造材料制成,其最外层环状物(与受油机对接的部分)采用不锈钢材料。图3为缩套管加油系统的部分结构图。

2.2 工作过程

加油机准备就绪后,操作人员放下伸缩管,伸出内部油管(约3m)。随后,加油机发出对接指令,受油机便从大约50ft外的尾随位置以大约1ft/s的速度移到对接位置。到达对接位置后,加油员将伸缩管对准受油插座。当伸缩管与插

座在一条直线上时,内管伸长,接嘴插入插座内,插座中的锁紧套环即刻锁定接嘴,完成对接。接着,加油机燃油阀打开,燃油泵工作,燃油开始流向受油机。受油机需保持在加油包线内直到加油完成。加油完成后,受油机释放套环,两机断开,受油机移动到尾随位置。

2.3 照明设备

作为一种硬管式加油系统的重要设备之一,导航指示灯(PDL)用于辅助受油机确定位置。它由两排平行灯组成,位于机身下的前轮舱与起落架之间。一排指示灯表示上、下指令,另一排表示前、后指令。但PDL没有表示左右的指示灯。此外,硬管可伸缩部分末端的彩色定位带与前后导航指示灯相对应,见图4。

导航指示灯指示伸缩套管的上、下、前、后飞行极限。在图4中,D表示仰角上限,受油机接近仰角上限时,靠近D位置的红色箭头灯会亮起,表示受油机应向下移动;U表示仰角下限,受油机接近仰角下限时,靠近U位置的红色箭头灯会亮起,表示受油机应向上移动;F表示后限,受油机接近后限时,靠近F位置的红色箭头灯会亮起,表示受油机应向前移动;A表示前限,受油机接近前限时,靠近A位置的红色箭头灯会亮起,表示受油机应向后移动。此外,为了利于操作人员看清受油机的视觉环境,加油机后部安装有照明灯,伸缩套管末端也装有喷嘴照明灯,有些受油

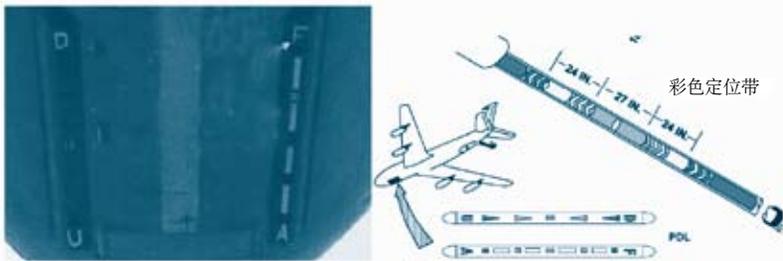


图4 导航指示灯与彩色定位带



图5 KC-10伸缩套管上、下极限目视基准
机的受油插座内同样设有照明灯。

2.4 目视基准

在空中加油过程中,加油机上可以参照的目视基准包括线条、天线、机翼和伸缩套管加油窗等。目视基准用于辅助受油机定位,受油机飞行员通过观测

表2 KC-135和KC-10伸缩套管设备参数

机型	KC-135	KC-10	
外管长度(m)	8.5	11	
内管长度(m)	5.6	7	
全伸展长度(m)	14.64	17.76	
首次伸出长度(m)	3	3.6	
输油率(kg/min)	2722	3630	
加油包线	前后(ft)	8.1~18.3	6~21
	上下(°)	20~40	20~40
接头压力(psig)	50±5	50±5	
加油高度(ft)	0~30000	0~37000	
加油速度(knot,表速)	200~320	180~350	

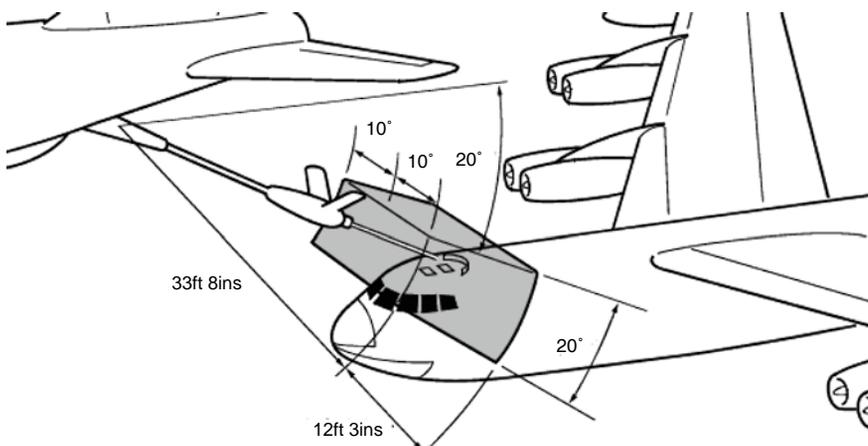


图6 KC-135加油机伸缩套管的飞行包线

相对位置,可以确定受油机是否接近包线极限。图5为KC-10伸缩套管上、下极限目视基准说明。

在图5中,受油机飞行员通过观察伸缩套管加油窗是否可见、襟翼铰链与机翼的位置关系、机身下天线与机身的关系,可以确定受油机此时相对于伸缩套管的位置,这与导航指引灯保持指示的信息一致。

2.5 参数

目前,美国现役的配备伸缩套管的加油机仅有KC-135和KC-10。其加油系统的原理基本相同。随着航空科学技术的发展,硬管式加油系统不断加入了电传操纵技术、遥控视景加油装置和数字驾驶舱等新技术。

伸缩套管的飞行包线由伸缩套管的自动限位移开关确定,与伸缩套管的机械极限一致。在加油期间,受油机必须保持在该包线范围内,否则会发生机械损坏。图6是KC-135加油机伸缩套管的飞行包线。除上、下、前、后方向之外,KC-135伸缩套管还可以在左右方向偏离中线10°,即受油机可以俯仰、滚转和偏航机动。

3 结束语

现有的空中加油设备飞行包线相对较大,加油平台和设备具有自动化、多样化、输油速度快、加油量大的特点,而且指示灯、信号灯、照明、设备标识等向精细化和人性化方向发展。对国外空中加油技术和设备的分析研究,有利于把握加油设备的技术发展脉络,准确提出战术技术指标,深入论证装备的技术方案,找准关键技术并制定解决方案。‘AST

参考文献

- [1] NATO. ATP-56(B)[EB/OL]. 2010-8-10. <http://www.raf.mod.uk/downloads/atp56bpart5.cfm>.
- [2] 徐干,曹近齐.国外空中加油技术的现状及发展[J].航空科学技术,1995,(1):27-28.
- [3] Paul S. Pillar. Case Study: Dangerous Dancing: Air Refueling Loads [EB/OL]. 1995-10-5. <http://www.doc88.com/p-818902084926.html>.
- [4] William Clements. Next generation tankers: standardizing future AAR needs [J]. JAPCC, 2009,(10):18-21.

作者简介

罗志会,硕士研究生,工程师,主要从事飞机机载机电系统情报研究。