

# 国外机身空中加油平台发展探析

## Analysis on the Development of Fuselage Refueling System

周倩 肖铭 胡冬林

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:** 由于加/受油机的特性和需求不同, 空中加油设备的发展呈现出多样化的趋势。本文总结了国外空中加油平台的发展历程, 对其结构组成及主要技术研究内容进行了分析, 为开展该项技术研究提供了参考。

**关键词:** 空中加油平台; 发展; 分析

**Keywords:** refueling system; development; analysis

### 0 引言

在现代战争中, 空中加油技术成为增大飞机航程和作战半径、增加续航时间、增加飞机载弹量、增强航空兵战略机动能力的重要手段。空中加油技术已成为一种战略进攻性武器。能否全面掌握这项技术, 已成为衡量一个国家的综合国力和军力强弱的重要标志。各国都非常重视空中加油技术, 国外通过联合研制或购买等手段大力发展此项技术, 空中加油设备的发展逐渐呈现出多元化、成体系发展的趋势。

机身空中加油平台是一种“插头-锥管”式加油设备, 安装在机身内部, 软管从机身后下方弹射通道中拖出, 综合利用飞机上的能源驱动燃油

泵实现空中加油, 其技术原理与空中加油吊舱相近。

与安装在机翼下的加油吊舱相比, 机身空中加油平台因安装在机身内部, 受空间限制较小, 最大加油流量能达到2200L/min以上; 结构相对独立, 拆装容易, 对加油机改装较小, 可根据任务用途拆除后恢复飞机原状, 非常适应大型加油机多用途化的发展趋势; 受油机机型的可选择范围较宽, 因平台位于机身内部, 软管可较长, 一般在25~30m范围内, 加油机与受油机之间的相对安全距离较大, 既能为预警机、电子干扰机、运输机、加油机等大中型飞机进行空中加油, 也可用于歼击机、强击机等小型飞机的空中加油。目前掌握加油平台研制技术的有英

国FR (Flight Refueling) 公司和美国的Sargent公司等。

### 1 国外发展历程

#### 1.1 英国FR公司的三代加油平台

机身空中加油平台在英国已有50年的应用历史。其中英国FR公司研制的MK-34, 安装在波音707加油机上, 是在MK-32吊舱的基础上改装而来的, 加油对象为Shin Meiwa US-1飞机。该公司称MK-34是对翼下加油吊舱空中加油方式转为机身空中加油方式的新发展。图1是MK-34机身空中加油平台的结构图, 其加油包线为420~590km/h (表速), 加油流量仅1125L/min, 加油压力0.35MPa, 软管长度14~22m。

MK-34平台主要是由冲压空气涡轮/泵组件、软管鼓轮装置和锥管伞弹射通道组成, 主要技术指标和操作控制方式都与MK-32吊舱基本一致, 实际上是将MK-32吊舱去掉外壳体, 将吊舱内部各系统的结构按照机身内部结构空间要求进行了重新布置, 并根据锥管伞在机身的弹射要求, 重新设计了弹射通道。

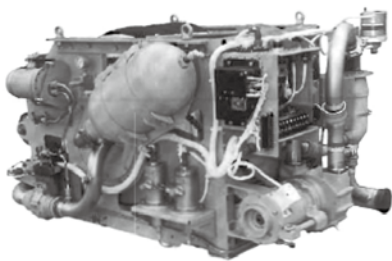
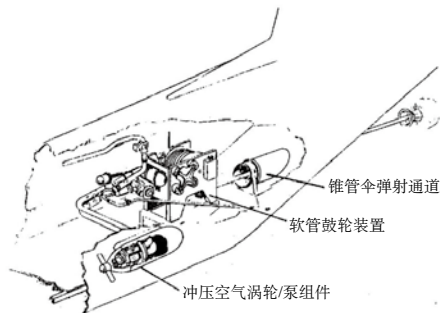


图1 MK-34机身加油平台结构示意图

MK-34平台与机身内部结构结合较为松散, 占用空间较大; 燃油泵的驱动是冲压空气涡轮, 采用机身外侧小吊舱形式安装, 将影响飞机的气动外形; 或者配置一套收放系统, 用时推出机身外, 不用时收入机身, 无论采用哪种方式, 对飞机进行的改动工作量都很大。



图2 C130飞机上安装的MK-17B

FR公司还先后发展了MK-17B、MK-17T两种型号的加油平台, 装备于VC-10、C130、L1011、Victor等加油机上。MK-17T是MK-17B的发展型, 其加油包线为330~590km/h(表速), 最大加油流量达到2250L/min, 加油压力0.35MPa, 软管长度21m, 如图2和图3所示。

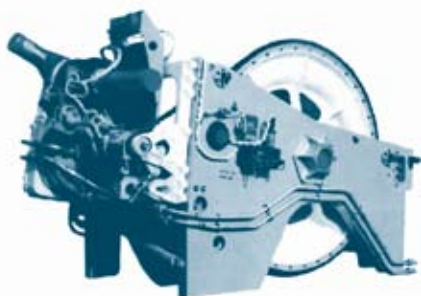


图3 MK-17T机身加油平台

与MK-34平台相比较而言, MK-17系列平台在技术上跨越了一大步, 已经将飞机能源与平台的需求进行了有效结合。该平台从飞机发动机引气, 驱动涡轮带动燃油泵二次增压, 再将燃油通过软管输送给受油机; 采用交流电机连接液力耦合器驱动软管卷盘实现软管收放和响应。这种方案可靠性较高, 控制简便可靠, 但是涡轮引气需要增加排气系统, 液力元件还需要一套油液循环系统, 整个设备结构较大、重量较重, 而且液力油和燃油共用一个设备舱, 一旦泄露容易造成油液的二次污染。

近年来, 随着电驱动技术的发展, FR公司加油平台技术进入到第三代, 以80X系列为代表的数字化电控式平台, 如图4和图5所示。其最大加油流量2625L/min, 加油压力0.35MPa, 软管长度25.5m, 目前已装备在A400M和英国国防部未来战略加油机(FSTA)上。英国、澳大利亚、加拿大、沙特、阿联酋等选择的KC-30也选用了805E加油平台。

80X系列与前两代加油平台相比具有以下技术特点: 功能设备数量减少, 安装简化; 采用双余度软管卷盘电驱动技术, 软管响应特性大为改进; 电磁兼容性能增强; 故障检测和

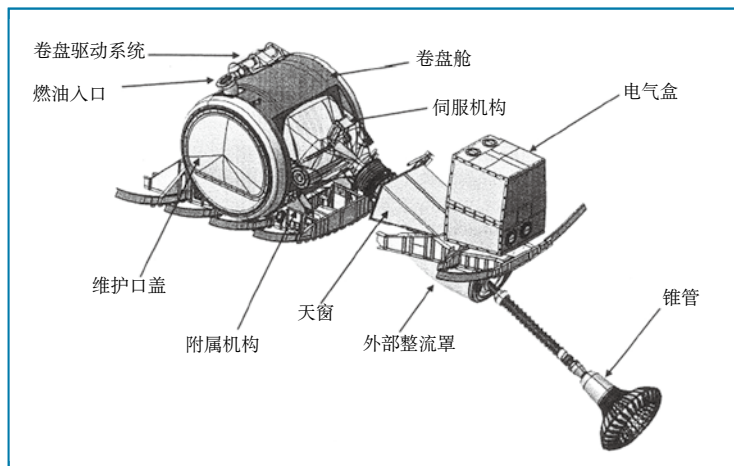


图4 80X系列平台结构布置图

表1 美国Sargent公司典型加油平台参数

| 型号    | 示意图 | 主要性能参数                                                                                    | 应用机型                |
|-------|-----|-------------------------------------------------------------------------------------------|---------------------|
| FR600 |     | 加油包线:<br>370 km/h ~ 640km/h(表速);<br>最大加油流量:2250L/min;<br>接头压力:0.45MPa<br>软管全拖曳长度:24m      | KC-10A<br>IAI V-707 |
| FR300 |     | 加油包线:<br>190 km/h ~ 460km/h(表速);<br>最大加油流量:1136L/min;<br>接头压力:0.20~0.41MPa<br>软管全拖曳长度:25m | KC-130<br>B707/T    |



图5 软管卷盘轮鞍部分示意图

隔离功能增强;采用变频交流电源;变速锥套满足特殊加油包线要求;适应于宽范围的受油机;符合最近的民用飞机可靠性和安全性设计标准。

## 1.2 美国Sargent公司液压方案的加油平台

美国Sargent公司目前已经根据不同机型的加油需求,研制了四型加油平台。该公司加油平台研制技术跨度不大,主要是采用成熟的液压技术实现软管的收放和响应,与机上能源集成,由飞机加油系统提供一定压力和流量的燃油通过软管输送给受油机,系统工作中所需的流量测量、压力调节控制与告警、冲击压力抑制等功能均由飞机加油系统完成。

表1列出FR600和FR300两型典型的加油平台的参数。

1994年,英国的Cobham公司收购了美国的Sargent公司,和FR公司一起归为任务设备部门,为此Cobham公司也成为了世界上最大的加油设备公司。据资料介绍,美国

下一代主要加油机KC-46A选择了Cobham公司的加油平台,具体为哪一种型号却并未透漏。

## 1.3 美国Smiths公司跻身研制行列

美国Smiths公司从事加油设备研制工作起步较晚,主要是通过购买专利并结合该公司先进的电子技术突破加油设备的关键技术。目前研制的机身加油平台(见图6)应用于KC-767,该设备主要技术参数鲜见介绍。

## 1.4 俄罗斯独辟蹊径

俄罗斯早年曾经研制过从机尾炮塔拖出软管—锥管的加油设备,采用液压机构实现收放,重量较大。后来在УПА3-1加油吊舱的基础上发展了型号为УПА3-1М的吊舱,通过挂梁悬挂于伊尔-78加油机后机身左侧,实现大型飞机空中加油。其加油包线为450~600km/h,最大加油流量为2900L/min,软管长度约为26m,如图7和图8所示。

## 2 机身空中加油平台技术方案研究

空中加油平台因布置在机身内部,不像加油吊舱那样受到外包壳体结构的限制,其技术实现方式更具有灵活性,实施途径多种多样。但从技术先进性、加油包线、可靠性、维修性、受油机适应性等方面衡量,英国FR公司的80X系列加油平台无疑是佼佼者,也是此类设备的技术领跑者,其技术方案先进性如下。

利用先进民机和军机广泛使用的多电化技术,以及先进的计算机技术和大功率电子元器件技术,采用电驱动替代传统的液压或液力驱动,同时加油设备的所有功能均采用基于实时操作系统的软件进行全权数字控制和管理。以此技术方案为基础,加油设备可实现软管卷盘响应的软件调节控制并可随飞机的速度、高度等参数自动调整,软管响应特性大为增强。加油全过程的所有参数可实现与飞机的航电系统通信,对加油设备的所有产品状态进行实时监测和健康诊断,并将数据发送回地面,进行相关维护和处理。所有产品按民用适航标准进行设计,尤其是软件符合DO178B标准,其可靠性和安全性得到了进一步提高。

由于采用了双余度电驱动方案,原液压或液力方案配套的产品以及相应的复杂管路等被取消,产品数量进一步减少,重量也相应减轻。



图6 美国Smiths公司加油平台示意图



图7 伊尔-78空中加油



图8 УПА3-1加油吊舱

此外,还开发了最新的变速锥套技术,加油包线可涵盖固定翼飞机和直升机,改变了直升机需用专用加油机的传统方式。

从结构上看,加油平台一般是由供油装置、软管卷盘装置、弹射通道三大部分组成;从系统组成上分,主要由台架结构、动力系统、燃油系统、控制系统、软管卷盘系统组成。无论怎样分解,都要实现空中加油过程中的燃油增压与传输、软管的收放与响应、锥管的弹射与收藏,以及围绕这些功能的实现产生的其他必须具备的调节、控制、告警、应急等功能。因此,加油平台技术方案的选择主要从以下几方面技术研究入手。

#### 1) 基于机身流场的“软管-锥管”稳定性技术

加油平台的“软管-锥管”从飞机机身后下侧伸出。机身后部流场非常复杂,软管-锥管在机身流场中是否稳定直接关系到飞机的安全和实施空中加油的成败。国外加油平台的软管长度为21~27m,软管内径为51~76mm,多种选择方式均根据载机机身流场的实际情况进行选择,通过开展机身流场和软管-锥管动态特性仿真技术研究、风洞试验、试飞验证等手段为软管-锥管设计参数的确定和加油平台安全性设计提供依据。

#### 2) 飞机系统资源与加油平台需求匹配及优化技术

加油平台安装在机身内部,可以根据飞机自身系统分配和利用情况,将加油平台的供油装置与飞机上的现有资源集成,充分利用飞机的电力和液压资源。例如,MK-17系列平台利用发动机引气驱动涡轮带动燃油泵增压;FR系列平台直接利用飞机燃油系统,加油平台结构和功能更为简洁;

还可以利用飞机上的液压能源,用液压马达驱动燃油泵增压以满足其动力系统驱动需求。因此,在加油平台研制过程中,应通过参数匹配和优化技术,将其工作与飞机效能有机结合起来,以提高功重比为目标,合理分配和充分利用飞机资源。

#### 3) 软管卷盘的驱动与响应技术

软管卷盘的驱动与响应的主要功能是保证拖曳/回绕过程中加油软管的速度控制满足特定要求,并保证对接加油过程中软管具有良好的动态响应能力。该技术是加油平台乃至“插头-锥管”式加油设备更新换代的标志性技术,世界上各国软式加油设备的软管卷盘驱动方式有液压式、机械-液压式、涵道涡轮式等多种方式,目前最先进的双余度全电驱动技术提高了系统可靠性,大大减轻了系统结构重量,便于实现综合控制与管理,模块化与参数化的设计,为加油设备实现系列化研究奠定了基础。

#### 4) 弹射通道设计技术

弹射通道主要完成锥管的收藏锁紧与弹射,为满足软管在卷盘上排管的需要,装置前端需跟随排管机构进行随动动作。加油平台与机身结构交联较多,尤其弹射通道需满足锥管向机身外的弹射,承受锥管收藏时的冲击载荷,其结构布置、安装形式、固定方式均需根据飞机需要实施。

#### 5) 加油平台综合控制与管理技术

实现加油全过程中的压力、软管速度、工作程序的控制和管理,要研究加油平台系统的综合控制律、容错与重构、状态监控和故障检测技术。对子系统和各工况的工作原理和控制要求进行分析,研究各子系统之间的关联性以及各种工况下控制的耦合问题;按照控制需求划分进程模块,确定软硬件对应关

系、通信配置、故障处理配置和时间配置等。对控制系统的可靠性、安全性需求进行分析,进行余度设计研究;对容错和重构策略进行安全性评估。对加油设备进行故障树分析,深入研究吊舱各功能部件的故障现象、发生机理,建立故障信息库,研究状态监控、故障检测算法等。

## 3 结束语

空中加油平台作为“插头-锥管”式加油设备家族的一员,具有其他设备不可替代的优势。回顾加油平台从机械-液压、机械-液力到全电驱动的技术发展脉络,新技术、新成果的应用已成必然,高可靠性、高维护性、高功重比、受油对象范围宽已逐渐成为了加油平台后续发展追求的目标。

AST

## 参考文献

- [1] 程龙,葛蘅,柴建忠.外军空中加油机战略作用与装备进展分析[J].国际航空,2011(7):38-41.
- [2] 高庆瑞.插头/锥管式空中加油技术[Z].西安:西安飞机工业公司,1992.
- [3] FR公司. Air-to-air refueling systems[Z].
- [4] Cobham公司. Air refueling systems, 90X series pods & 80X series fuselage refueling units[Z].

## 作者简介

周倩,研究员,主要从事燃油系统技术研究工作。

肖铭,研究员,主要从事燃油系统技术研究工作。

胡冬林,研究员,主要从事燃油系统技术研究工作。