

飞机燃油系统全尺寸地面模拟试验

朱红 刘苏彦 佟兴嘉

(中航工业第一飞机设计研究院机电系统设计研究所,西安,710089)

摘要:飞机燃油系统全尺寸地面模拟试验是保证燃油系统设计的正确性、合理性,检验系统及其成品工作性能协调性,及时发现系统设计缺陷和理论计算无法解决的问题,排除系统故障,保证飞机飞行安全、工作可靠的重要手段。现代飞机燃油系统的设计越来越复杂,加之新技术的采用,不仅给系统的设计提出了相当高的要求,同时也给系统的全尺寸地面模拟试验带了诸多前所未有的难题。针对飞机燃油系统的特点,阐述了其试验边界条件的模拟方法和海量数据计算机测控系统的设计策略,已成功应用于多个型号飞机燃油系统的研制,具有一定的工程实用价值。

关键词:燃油系统;全尺寸模拟;地面模拟;油面角;惰化系统;热燃油试验

中图分类号:V216; TP277.3 **文献标志码:**A **文章编号:**1005-2615(2017)S-0145-07

Full-Scale Ground Simulation Test for Aircraft Fuel System

ZHU Hong, LIU Suyan, TONG Xingjia

(The First Aircraft Institute of AVIC-I, Xi'an, 710089, China)

Abstract: Full-scale ground simulation test is an important and necessary mean which can ensure the validity and rationality of fuel system design, verify the unison of fuel system and its finished product performance, in time find design disfigurements and questions that theory and calculation unable to resolve, and eliminate system failures to sure that aircraft fly safely and reliably. Modern aircraft fuel system is more and more complex. Adopting new technologies not only put forward correspond requirement for fuel system design but also bring many problems to its full-scale ground simulation test. In view of the characteristics of aircraft fuel system, the simulation methods of its test conditions and the designing maneuver of a great deal data computerized control system are expatiated. The test technologies have had successful applications in the developing of many types of aircraft, and have certain engineering value.

Key words: fuel system; full-scale simulation; ground simulation; angle of fuel level; inerting system; hot-fuel test

重大科学技术的发展无不依赖于先进的试验条件和设备,航空技术的发展也不例外。世界各航空大国不惜投入重金建立并不断完善航空试验设施。据有关报道,空中客车公司投资 2 400 万欧元在英国菲尔顿兴建全球首家飞机燃油系统测试工厂,负责测试和改进现有和未来飞机燃油系统,已经为 A350、A380 和 A400 等多种飞机燃油系统研

制成功发挥了重要作用。

飞机燃油系统全尺寸地面模拟试验(以下简称全模试验)较机上试验具有以下优点,是新型号飞机燃油系统研制成功的重要和必不可少的手段:

(1) 可以提前安排试验,及早发现系统设计缺陷,及时进行分析改进;

收稿日期:2017-05-15;修订日期:2017-06-20

通信作者:朱红,女,研究员,E-mail:zhuhong1967@aliyun.com。

引用格式:朱红,刘苏彦,佟兴嘉.飞机燃油系统全尺寸地面模拟试验[J].南京航空航天大学学报,2017,49(S):145-151. ZHU Hong, LIU Suyan, TONG Xingjia. Full-scale ground simulation test for aircraft fuel system[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2017, 49(S):145-151.

(2) 能够模拟严酷工作状态和临界飞行条件试验,大大降低飞机试飞风险;

(3) 能够模拟飞行试验中受风险或其他因素限制可能不好达到的工作状态,与飞行试验形成有效互补;

(4) 可以在模拟台上进行系统故障复现、分析和改进试验;

(5) 可以详细、灵活地安排模拟试验项目,有效减少飞行试验项目,缩短研制周期、降低研制费用。

每个新型号飞机燃油系统因采用新技术、新成品而各具特点,尽管对其均开展了一系列的相关试验,但是它们在组成一个整体的燃油系统后的工作协调性、技术参数匹配性、以及相互作用的性能特性是否满足全机系统设计的要求,还需要在全模台上进行一系列严格的地面模拟试验验证,从而在系统装机前,消除设计缺陷,以弥补因缺乏实际经验及仿真计算方法不完善的缺陷,并获得那些无法用理论计算或其他方法得到的燃油系统内部参数复杂的变化过程,以及它们之间相互影响的结果。本文围绕飞机燃油系统全模试验,提出一整套试验边界条件的模拟方法和海量数据计算机测控系统的设计策略,涵盖国内目前各种型号飞机燃油系统的试验内容,为新型号的研制提供借鉴。

1 试验原理

飞机燃油系统全尺寸地面模拟试验原理为流体力学的相似理论。试验油箱及被试燃油系统是按几何相似的原则建立的试验模型,即按1:1的比例设计制造试验油箱的内形,被试燃油系统与真实飞机一样,以保证流体状态变化与真实飞机无异。在保证试验模型几何相似的基础上,再模拟飞机系统的边界条件,如惰化引气口流量和压力及其温度、燃油箱各流口的环境压力、发动机供油流量和压力、辅助动力装置(Auxiliary power unit, APU)供油流量和压力、压力加油工况、飞行姿态、飞行高度和飞行速度等的模拟。这样就建立了飞机系统内流体的运动相似模型和动力相似模型,被试燃油系统安装在全模台主体结构的试验平台上,其相对位置与飞机机体坐标系一致,其工作状态就应与真实飞机系统的工作状态一样。在此基础上检测被试燃油系统在各种工作状态下的各测量点压力、流量、温度、氧浓度和液面变化,并与飞机系统的设计技术指标比较,以达到考核系统设计正确与否的目的。

由于飞机燃油系统的工作是一个连续变化的过程,故在模拟试验中不论是边界条件的模拟还是

对飞机系统各参数的检测都必须是实时控制和检测,这一切由计算机测控系统来完成。

根据全模台的功能需要,配置相应的动力源(包括压力油源、热油源、液压油源、增压气源、真空气源)和电源。

2 边界条件的模拟

飞机燃油系统全模试验成败的关键在于能否全面、真实地模拟各种边界条件。如果模拟的边界条件不准确,那么试验结果就不符合实际情况,一方面可能是非混淆,严重情况甚至可能结果颠倒,影响飞机的使用安全;另一方面,因边界条件与实际不符,还可能使模拟装置技术复杂、构造庞大,试验厂房高度无谓增加,浪费大量的人力和物力。

2.1 被试燃油系统的模拟

通常,被试燃油系统构型、管路布置、成品附件及其电气系统与飞机相同。这样,全模台的造价非常大。对于运输类飞机,燃油系统对称分布在左、右机翼油箱内外,可仅进行单侧机翼燃油系统全尺寸模拟,另一侧机翼燃油系统应用对称原理分析验证。对左、右机翼有关联的分系统,另一侧机翼的部分则采用半物理模拟。

飞机燃油系统与飞机的机电管理系统、航电系统、防火系统有交联,各交联部分可用下述方法来模拟:

(1) 飞机左、右机翼各设有一套机电管理系统,每套机电管理系统均采集左、右侧燃油系统部件状态。若左机翼机电管理系统与飞机相同,则右翼机电管理系统自研模拟激励器,连接左机翼机电管理系统,激励其按机载环境工作。激励器设计成既可按左翼燃油系统正常工作,也可独立按故障模式设置。

(2) 航电系统与燃油系统有交联的功能包括航电显示控制单元的告警信息、故障信息、燃油系统简图页和航电飞行记录仪有关燃油系统参数记录以及燃油系统需用的飞机其他系统信息。为此,可研制一套虚拟航电系统,为了便于试验状态的观察,将以上界面均设计为常驻界面。相应模块布局合理,输入、输出模块相对独立,功能相对集中,图、表、文字等均能清晰显示。

(3) 防火系统的防火手柄与燃油系统有交联,采用与飞机一样的成品来模拟。

2.2 油箱油面姿态的模拟

油箱油面姿态的俯仰角和倾侧角也称油面角,是飞机燃油系统地面模拟试验的重要模拟参数。它与飞机的迎角、航迹角、倾侧角、惯性过载

等有关,即在不同的飞行姿态和不同的飞行过载情况下,油面角各不相同,因此飞机燃油系统全模试验是以油面角来模拟飞机的不同飞行姿态和过载。

全模台主体结构是在地面模拟飞机燃油系统燃油箱油面角的试验装置,主要由试验平台、液压驱动作动筒、平台支撑结构、平台转动机构、承传力梁、平台托架和工作梯组成,见图1,2。试验平台用于安装全尺寸的飞机燃油系统试验件(包括试验油箱及其装载的燃油)、相关的辅助系统、模拟装置和测控设备等,并通过液压驱动系统和姿态角控制系统使试验件在俯仰和横滚两个方向以规定的角速度转动,而且能长时间稳定、准确地停留在试验要求的角度位置。

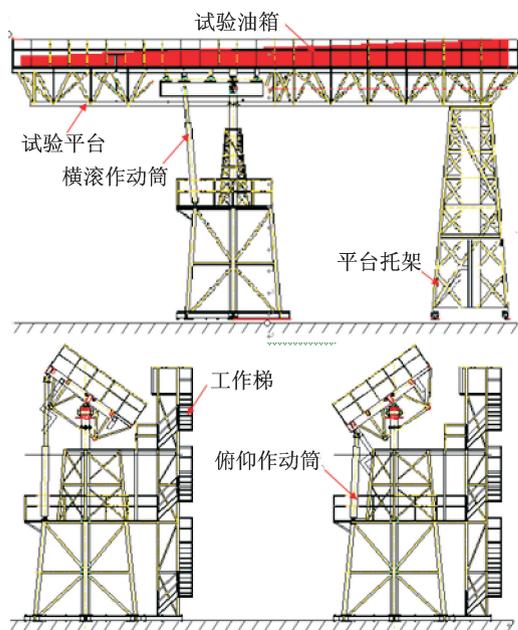


图1 燃油系统全模台主体结构视图

Fig.1 Fuel system full-scale simulation testbed view

油面角为油面与机身或机翼构造水平面之间的夹角,试验油箱在试验平台上的安装位置与飞机燃油箱在机体坐标系上的安装位置一致,故油面角的模拟是否准确取决于试验油箱在试验平台上的定位精度、试验油箱相对试验平台的姿态角(即飞机油箱安装角)、试验油箱相对试验平台转轴的平行关系等。

液压驱动作动筒用于模拟飞机燃油系统中在空中飞行时油箱油面角的连续变化值,也就是俯仰姿态和横滚姿态的连续变化值。对于大飞机燃油系统,其液压驱动控制系统必须采取对系统的安全保护措施,才能确保巨大的试验平台沿俯仰、横滚两自由度转动时的安全性、控制精度和转动速度。

2.3 惰化系统试验条件的模拟

目前,为了降低燃油箱的可燃度,采用渗透膜式机载制氮型燃油箱惰化系统成为了军民机普遍采用的主流形式。该系统把引自发动机压气机的高温、高压气体处理成适合其关键部件空气分离装置需要的入口条件,空气分离装置将空气分离为富氮气体和富氧气体,富氧气体排出机外,将富氮气体输送入油箱使其惰化。惰化系统的特性使得燃油系统全模试验新增下述模拟试验条件。

2.3.1 环控引气口参数的模拟

渗透膜式机载制氮型燃油箱惰化系统包括引气散热、空气分离、富氮气体分配、通气等4个子系统,引气散热子系统从环控系统的引气总管引气。此接口处的引气压力、流量、温度是环控系统从引自发动机(或APU)压气机的高温气体经降温、稳压处理后形成的。为此,需研发一套环控引气口参数模拟系统,按照给定的APU和发动机引气参数,将从增压气源输送来的常温空气进行过滤、加热、调压和调节流量等处理,并向惰化系统提供符合试验要求的高温引气。

2.3.2 惰化引气入口温度的模拟

如图2所示,惰化引气入口温度在飞机上的实际状态是:从环控引气总管引出高温高压气体,经过引气预处理系统的降温、过滤处理成数百度的洁净空气,从环控引气口进入引气散热子系统的入口。两个流口的距离约0.5 m,环控引气口数百度的热引气流到引气散热子系统入口处的温度几乎不变。

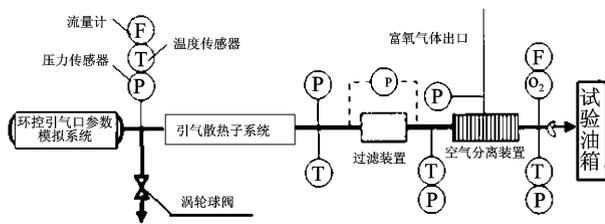


图2 惰化引气入口温度模拟方法

Fig.2 Simulating method of temperature at bleed air inlet

为了满足燃油系统全模试验的安全要求,环控引气口参数模拟系统不可能与全模台主体结构建在同一试验厂房内。这样,环控引气口参数模拟系统的高温气体出口距离位于全模台上的引气散热子系统入口会长达数十米(特别是大飞机)。试验前,高温气体出口至引气散热子系统入口的管路温度为当地环境温度。试验时,如果直接将来自热引气入口的高温空气送入引气散热子系统,在冬季低温环境下,长达数十米的低温导管会导致大幅降温。由于空气的热惯性较大,环控引气口参数模拟

系统很难将引气散热子系统入口处的热引气温度调节到稳定的试验温度。

在距离引气散热子系统入口处 0.5 m 的位置设置一个旁路和一个涡轮球阀。试验开始前,打开涡轮球阀,启动环控引口参数模拟系统,将大流量热空气送到旁通口,直接排入大气,以加热引气管管壁,待引气散热子系统入口处空气温度达到试验温度时,关闭涡轮球阀,启动惰化系统,开始试验。这就真实模拟了飞机的实际工况。

2.3.3 试验油箱气相空间初始氧浓度的模拟

做过惰化试验的油箱气相空间充满惰性气体,紧接着的试验要求油箱气相空间为初始惰化状态(即油箱内各氧浓度测试点均达到约 20.95%),必须采取措施尽快将油箱气相空间氧浓度从富氮状态置换成约 20.95%,才能开始试验。采用抽真空换气法:打开飞机燃油系统通气阀,打开每组油箱重力加油口盖,利用通气口环境压力模拟系统将油箱压力抽至 70~80 kPa,保持该状态直至油箱气相空间氧浓度均达到 20.95% 左右,关闭每组油箱重力加油口盖。该换气法较快,仅需 20 min 就可将油箱气相空间氧浓度从 6% 置换为 20.95%。

2.3.4 试验用油初始状态的模拟

做过惰化试验的燃油中含有大量氮气,不能作为下一项试验的工作介质。为了使这些燃油中的氧浓度尽快恢复正常状态,在煤油泵站的数个回油管路上均设置一个带单向活门的进气开关。当将试验后的燃油放回煤油泵站时,用空压机从该进气开关送入洁净的压缩空气,持续到试验结束,再静置 5 h 后方可使用,见图 3。

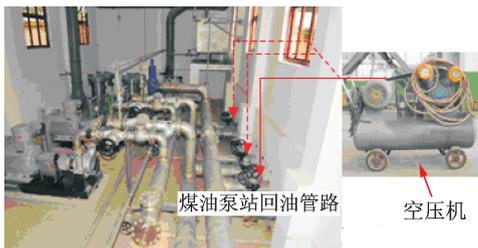


图 3 惰化燃油空气饱和原理图

Fig. 3 Saturation method of inerted fuel

2.4 飞行高度及其变化率、飞行速度的模拟

飞行高度及其变化率、飞行速度的模拟原理是在试验油箱的每个流口处设置一套模拟装置,包括环境模拟箱和以计算机系统、电液伺服阀、液压执行机构、位移传感器、压力传感器为主要元件组成的闭环控制系统,实时模拟飞行高度及其变化率、飞行速度在不同形式流口处形成的环境总压(=静

压+动压)及其变化率。采用透膜式机载制氮型燃油箱惰化系统的试验油箱有两个流口需要模拟飞行高度及其变化率、飞行速度,一处是通气口,一处是空气分离装置富氧气体出口。因这两个部位的气体介质和工作原理不一样,所以不能共用一套模拟系统。通气口模拟系统采用常规方法,空气分离装置富氧气体出口的模拟遇到下述新问题。

(1)模拟方法

通常,一个试验厂房配备一个真空泵站,作为不同部位的飞行高度及其变化率、飞行速度模拟系统的抽真空动力源。真空泵站设有多台真空泵,其抽气口汇总于一根总管,铺设到试验厂房内,再分出多条管路到不同的试验点。如果由真空泵站来同时抽取从两处流口排出的气体,空气分离装置富氧气体出口的气体氧浓度为 45%、温度高达 70~80 °C,通气口的气体富含煤油蒸汽,那么煤油蒸汽与高温富氧气体汇聚在抽真空总管路是十分危险的(RP-3 的闪点为 38 °C)。

空气分离装置富氧气体出口模拟系统可采用排水和排气共用一出口类型的水环真空泵作为真空动力源,巧妙利用其工作原理,使得从空气分离装置的富氧气体出口排出的大量高温富氧气体在泵体内与水环真空泵所需的循环水混合,一起从水环真空泵的排气/水口排入试验厂房固有的循环水系统的回水管路,既安全、环保,又能满足高温、富氧气体出口处的环境压力模拟要求。其工作原理如图 4 所示。

(2)空气分离装置的保护措施

从图 4 可以看出,模拟飞行高度及其变化率的实质是模拟不同飞行高度所对应的环境大气压及其压力变化率。试验时,随着飞行高度增加,空气分离装置富氧气体出口处的压力随之降低,而空气分离装置的壳体仍然处于地面大气环境中,壳体的内外压差也越来越大。实际上,飞机飞行时空气分离装置的壳体处于高空大气环境中,壳体的内外无压差,因此本着减重的设计准则,空气分离装置的壳体很薄,承载很小。如果不加以保护,空气分离装置的壳体在试验过程中会被抽瘪,导致价格昂贵的成品损坏,试验无法进行。

将空气分离装置整体设置在图 4 所示的模拟箱中,既实现了空气分离装置及其富氧气体出口环境压力的模拟,又保护了该成品。

2.5 发动机和 APU 入口参数的模拟

发动机和 APU 入口参数模拟系统仅模拟从供油泵出口到发动机(或 APU)低压泵入口部分。正常供油状态的模拟采用常规方法,在与低压泵入

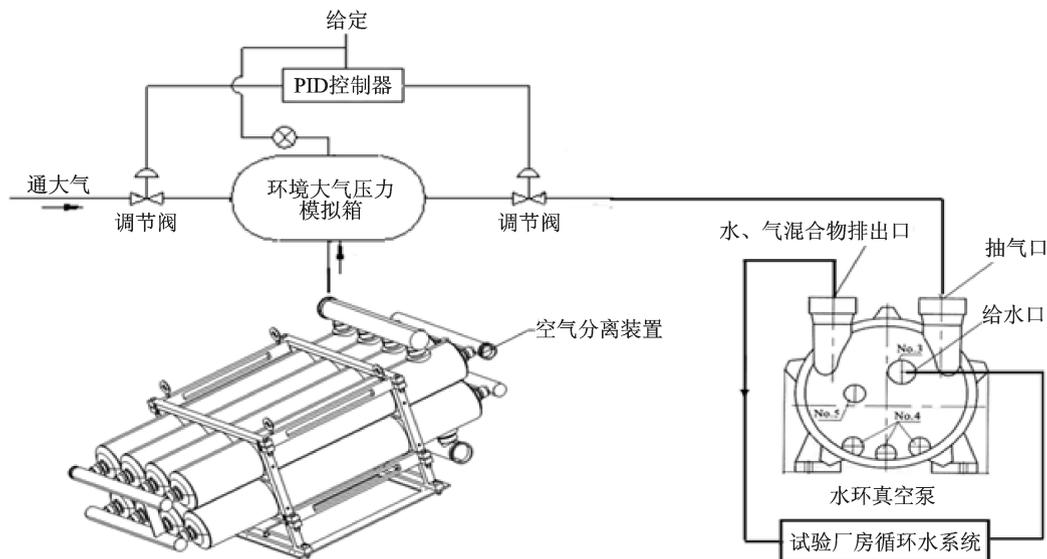


图4 空气分离装置富氧气体出口模拟系统原理图

Fig. 4 Simulating oxygen-enriched air outlet of air separation module

口相连接的地面供油管路上安装流量计和调节阀(布置在地面)。流量计、调节阀和计算机控制元件组成了一个闭环控制系统,可以按试验给定的参数来模拟发动机(或APU)的耗油量;而抽吸供油状态的模拟就产生了问题。

通常,飞机燃油系统抽吸供油试验条件的模拟由一个模拟箱、一套计算机测控系统、电液伺服阀调节系统、抽真空系统及系统管路组成的一套模拟装置实现的,如图5所示。其中模拟箱用来模拟发动机(或APU)低压泵入口压力或流量,并承装抽吸供油试验时从发动机(或APU)低压泵入口处流出的燃油。这就要求在整个飞机燃油系统抽吸供油模拟试验过程中,模拟箱始终保持既有一定的气相空间又能承载源源不断流入其中的燃油这一工作状态。对于大型飞机,需同时模拟多台发动机和APU抽吸供油状态,且每台发动机的抽吸供油流量达数千kg/h,整个试验持续时间数小时。由于试验场地空间有限,该模拟箱容积有限,不能无限

大,如果不加以有效控制,燃油会在试验尚未结束时很快充满模拟箱。

抽吸供油试验要求在各种严酷飞行条件下检测发动机低压泵入口处的供油状态是否连续、有无气泡、气泡数量的多少。对于飞机发动机供油系统管路,所用材料均为金属导管,若不加装相应的透明管道是无法观察管道内的燃油流动状态。通常,供油状态观察管设置在燃油系统全模台上的发动机低压泵入口处,对于悬挂式发动机此观察点位于全模台架下方的空中。飞机燃油系统全模台主体结构很高,且在试验过程中需进行俯仰和横滚两个自由度的连续转动,试验人员不可能靠近且长达数小时观察发动机(或APU)供油状态,需在其低压泵入口处设置使得试验人员在测控间就能够实时、清晰观察供油管路中燃油状态的观察装置,如图6所示。

2.6 压力加油接头进口处参数的模拟

一般情况下,压力加油接头进口处参数的模拟

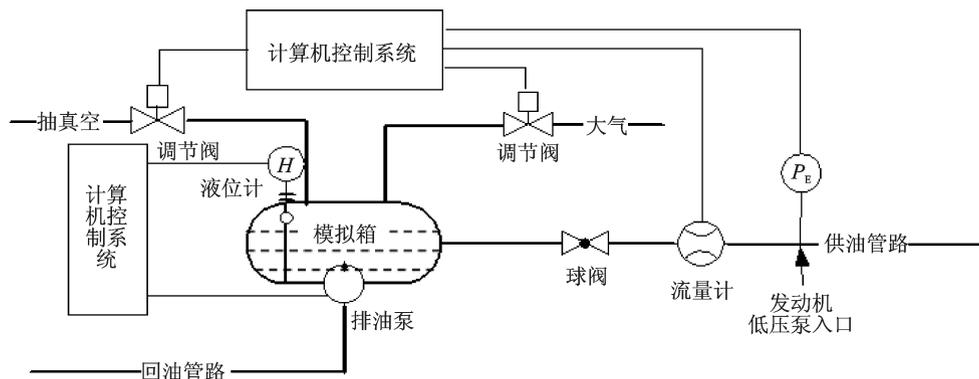


图5 抽吸供油模拟系统工作原理图

Fig. 5 Simulating fuel suction supply

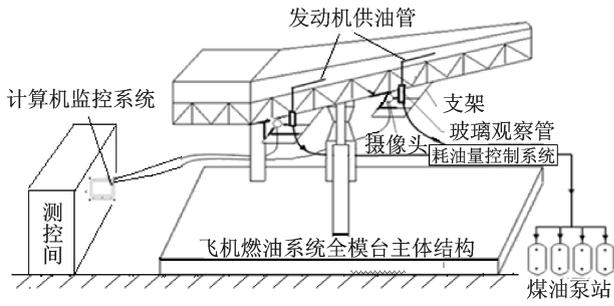


图6 供油状态观察装置工作原理图

Fig. 6 Installation for observing fuel supply state

采用常规方法。飞机燃油系统全模试验要求考核压力加油系统单加油车向全机加油的能力。对于仅模拟半机翼压力加油系统的全模台,为了模拟此工况,需设左、右翼压力加油模拟系统(见图7),通过调节截止阀的开度模拟半机翼压力加油系统的阻尼;通过电液伺服阀、流量计和计算机测控系统调节另一侧机翼油箱的加油流量为总加油流量的一半,以模拟左、右翼同时压力加油(即全机加油)的工况。

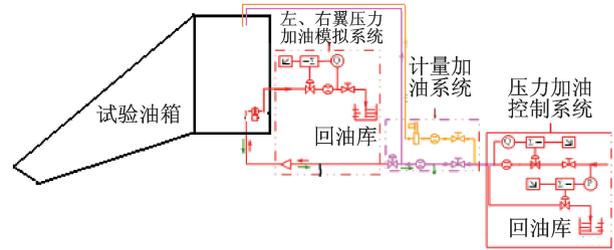


图7 压力加油接头进口处参数模拟原理图

Fig. 7 Simulating parameters at inlet of refuel connector

2.7 热燃油试验燃油温度的模拟

《运输类飞机适航标准》要求在燃油温度必须至少为 43 ℃(110 ℉)条件下进行燃油系统工作试验。为了满足该适航符合性验证要求,运输类飞机燃油系统需开展相应的热燃油试验。该试验为一项高风险地面模拟试验,其关键技术在于试验用燃油温度的模拟。

一般情况下,燃油系统全模试验用油由煤油泵站(油库)泵送至燃油系统全模台上的试验油箱,试验结束后再放回煤油泵站,整个试验过程中燃油温度为常温(即地面环境温度),不满足试验用燃油温度模拟要求。因此,需要建立一套燃油加热装置。

对于大型飞机,载油量达数十吨,航空煤油热惯性大、油温调节困难、燃油蒸汽与空气混合物易着火和爆炸,其试验用油的加热装置必定复杂、庞大,而位于燃油系统全模台架上的试验油箱在试验过程中要进行俯仰、横滚两个自由度转动,多重限制不可能将加热装置设置在全模台架上直接给试验油箱内的燃油加热,只能将其独立设置在试验厂房的附房——燃油加热间内,其工作原理如图8所示。待将燃油加热到适当的温度(该温度需根据试验当天的环境温度,考虑热燃油从加热间输送到试验油箱后自然冷却到所模拟的温度过程中的温降,经计算确定。)时,再将热燃油安全输送至位于 10 m 以上高台的试验油箱内,且在油量达到试验要求时油温也满足试验要求。

至于热燃油加热和输送安全,采用以下技术措施进行保障:

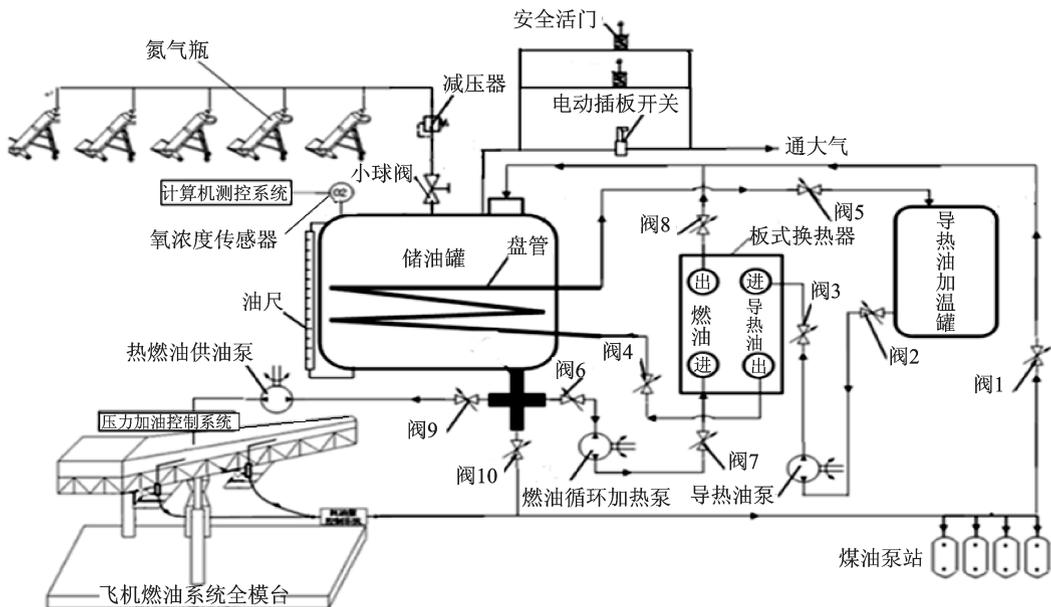


图8 燃油加热装置工作原理图

Fig. 8 Fuel heating installation

(1) 将储油罐设为闭式油箱,特设一套由氮气瓶、减压器、通气系统和氧浓度监测系统组成的惰化系统,确保储油罐气相空间氧浓度在燃油加温和输送过程中始终处于9%以下。

(2) 利用飞机燃油系统自身的惰化系统(对于没有惰化系统的飞机,特设一套惰化系统),确保试验油箱气相空间氧浓度在热燃油输送和试验过程中始终处于9%以下。

3 测控系统

伴随着计算机技术和传感器技术的发展,飞机

系统也向着复杂化、多功能、集成化发展,相应的系统试验测控工程领域也面临着新的考验,主要体现在以下几方面:

- (1) 数据多,通信复杂;
- (2) 类别多,显示复杂;
- (3) 功能多,实现复杂。

某型飞机燃油系统全模试验涉及到的数据节点有8个、通信类别有3种,数据点很多,且应用的测控硬件设备更是多种多样,这一切给海量数据的处理、系统的故障定位造成困难,其测控系统的设计解决了这些难题,见图9。

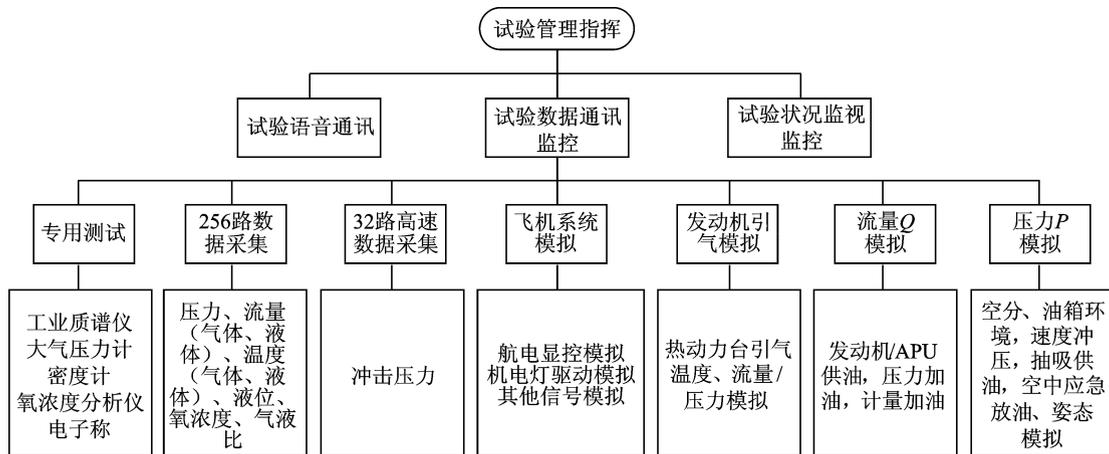


图9 测控系统组成框图

Fig. 9 Measuring and controlling system

该测控系统采用分布式测控设置,布置8个测控节点,利用专用局域网将这些测控节点有机地联系起来,网络采用目前比较流行的客户机/服务器模式,客户机/服务器在整个测控网络中进行资源及数据共享。由网络服务器(试验监控系统),统一协调、指挥测控网络中其他测控系统、设备的运行,以安全、可靠、高效地完成试验任务,并接收测控节点(即客户机)发送来的信息,分析并作出响应;其他测控节点在网络中作为客户机,统一接受服务器的调度、指挥,定期向服务器提交各自的状态报告,并协调控制各个测控单元工作,将测控数据实时存盘。

4 结 论

飞机燃油系统全模试验对新研型号至关重要,具有下列不可替代的作用,可确保飞机首飞和试飞安全:

- (1) 暴露新系统、新成品的设计缺陷,这些问题是以往研制经验无法预料到并影响飞行安全的;
- (2) 能够全面、准确模拟系统和成品的各种工况,复现飞机在试飞阶段出现的各种疑难杂症,直接、快速、准确进行故障定位,为系统、成品的排故和技术攻关起到决定性作用。