

ARJ21-700飞机燃油系统压力加油问题试验分析

Test Analysis of Pressure Refueling Problem for ARJ21-700 Aircraft Fuel System

陈战斌 吕美茜 魏锦洲 / 中国飞行试验研究院发动机所

摘要: 根据中国民用航空总局《运输类飞机适航标准》(CCAR-25-R3)条款的要求,飞机压力加油系统的工作情况必须通过地面试验进行验证。然而ARJ21-700在压力加油试验中,飞机加油接头入口压力无法达到试验要求的0.343MPa,试验被迫中止。本文通过对加油车加油流程、原理等进行分析,提出了调节加油车管内压力控制阀和拆除加油接头处稳压阀的办法来提高飞机接头入口油压,最终成功解决了飞机加油接头入口油压过低的问题。

Abstract: According to the requirements of the provisions of "transport category airplane airworthiness standards" of Civil Aviation Administration of China, the pressure refueling system of aircraft must be verified by ground tests. However, the pressure of refueling joint entrance of ARJ21-700 cannot meet the pressure which must get to 0.343MPa in tests of pressure refueling, so that the test is suspended. In order to increase the pressure of refueling joint entrance, this paper analyses the process and principle of fuel truck's refueling system, adjusts the pressure control valve of fuel truck's pipe and removes the regulator valve and eventually the problem is successfully solved.

关键词: 压力加油; 管内压力控制阀; 稳压阀; 燃油系统

Keywords: pressure refueling; pressure control valve; regulator valve; fuel system

0 引言

根据中国民用航空总局《运输类飞机适航标准》(CCAR-25-R4)条款的要求^[1],需要进行压力加油系统、冲击压力地面试验以及压力加油切断阀失效地面试验,以评价ARJ21-700飞机压力加油系统、冲击压力以及压力加油切断阀是否满足设计及适航要求。该标准要求压力加油系统、冲击压力地面试验以及压力加油切断阀失效地面试验中,在飞机加油接头处压力达到0.240MPa和0.343MPa时,测试飞机加油系统的工作情况。

在第一次压力加油过程中,当油泵转速调节至2800r/min时,加油车油泵出口压力为0.40MPa时,加油车上文氏管处压力指示为0.31MPa,加油接嘴处的

压力达到0.240MPa,试验顺利完成。在第二次压力加油试验中,当油泵转速调节至3000r/min时(加油车规定的最大转速),加油车油泵出口压力为0.45MPa,加油车上文氏管压力为0.36MPa,此时加油接嘴处的压力仅为0.25MPa,小于试验要求的0.343MPa。由于无法达到试验所需压力,试验被迫中止。

1 加油原理

为了解决压力加油接嘴入口压力达不到试验要求的问题,本文对加油车加油过程及原理进行分析与讨论。

1) 试验中加油车加油作业的具体流程为:出油底阀→油泵→管内压力控制阀(PCV)→过滤分离器→流量计→球阀→文氏管压力→加油卷盘→

加油枪→飞机油箱。通过工程估算可知,当前管路的压力损失符合压降理论估算数据(加油车管路压力损失主要来源:管内控制阀;流量计;过滤分离器;25m长加油软管;压力加油接嘴等)。压力加油车加油原理示意图如图1所示。

2) 根据加油车油泵性能技术参数可知:油泵流量为2500L/min,扬程可达120m。根据离心泵理论计算可得,油泵的出口压力最大约为0.87MPa。加油车正常工作状态下,压力可以达到0.80MPa左右,然而试验中加油车油泵最大压力仅有0.45MPa,存在油泵出口压力值过低问题。

3) 根据加油车加油原理可知,飞机油箱进口压力是由管内压力控制阀

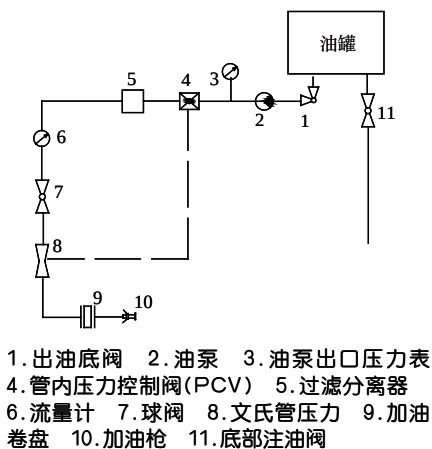


图1 压力加油车加油原理示意图

和压力加油接嘴双重控制。管内压力控制阀是压力加油的关键部件,它的质量直接影响飞机压力加油性能。在加油过程中,加油接嘴出口压力(即飞机进口)由管内压力控制阀来调节实现,对于不同类型飞机,加油接嘴处压力一般要求不得超过0.21~0.35MPa。通过调整进入管内压力控制阀的气压来控制压力。管内压力控制阀的气压=控制压力(压力加油接嘴处压力)+0.05MPa(加油车压力调节控制原理)。压力加油接嘴在压力超过0.35MPa时会自动关闭^[2]。

2 试验过程及存在的问题

通过上述分析可知,调节管内压力控制阀可提高加油接嘴入口处的压力。

为了验证上述理论分析,对K/VUJ-(Ⅱ)型20000L飞机压力加油车管内压力控制阀进行了调节(管内压力控制阀在加油车加油面板上,通过旋转管内压力控制阀的旋钮即可实现,其压力大小可通过上面的压力指针显示),并进行了加油车自循环压力加油试验。加油车自循环试验数据如表1。

通过上述数据可知,随着管内压力控制阀压力的提高,油泵出口压力与文氏管的压力都在增大。根据GJB4433-2002《飞机加油车通用规范的要求》^[3]可知,加油车文氏管压力一般与压力接嘴入口压力的差值不大于0.035MPa。当管内压力控制阀为0.70MPa,流量保持在800L/min时,转速控制在2800r/min时,油泵出口压力可达到0.82MPa,文氏管压力可达到0.66MPa。该压力远大于试验要求的0.343MPa,试验应该可以按要求正常进行(表1中当管内压力控制阀压力提高时,油泵出口压力会相应的增大,这属于加油车自身内部压力控制逻辑,

本文不予详述)。

调整管内压力控制阀压力达到0.70MPa后,再次进行了ARJ21-700飞机燃油系统地面压力加油试验。加油车在最大工作状态下(油泵转速为3000r/min),油泵出口压力提高到0.83MPa,文氏管压力可达到0.68MPa,加油接嘴处压力最大可达到0.33MPa。根据上述分析,加油接嘴处压力应远大于0.33MPa。由于试验没有达到所需压力0.343MPa,试验被迫中止。

3 试验分析

3.1 试验数据分析

通过对试验数据分析可知:油泵出口压力最大已经达到了0.83MPa,文氏管最大压力达到了0.68MPa,泵转速也已经达到了3000r/min。实际中加油接嘴处压力仅为0.33MPa。经分析认为:由于稳压阀的限压以及提前作用(根据加油车加油原理,压力加油接嘴在压力超过0.35MPa时会自动关闭),导致加油接嘴处压力无法达到试验所需的压力。

3.2 加油车自循环试验

为了验证上述分析的正确性,在加油车上进行了压力加油自循环试验。试验分两次进行,第一次试验在稳压阀存在的情况下进行,第二次试验在拆除稳压阀的情况下进行。试验前,在加油接嘴处加装量程为0.4MPa的压力表。试验数据如表2所示。通过两次加油车自循环试验数据可以看出:未拆除稳压阀时,油泵出口压力与文氏管压力值均很高,然而加油接嘴处压力值达不到试验所需压力。通过试验数据分析可知:在稳压阀存在的情况下,由于稳压阀的设计结构与作用原理,当油泵出口压力提高时,稳压阀内部均质弹簧会开始工作,使得稳压阀处的燃油流通面积迅速变小,使得稳压阀上游的

表1 加油车自循环压力加油试验数据

管内压力控制阀 (MPa)	流量 (L/min)	油泵转速 (rpm)	油泵出口压力 (MPa)	文氏管处压力 (MPa)
0.4	800	2800	0.50	0.36
0.5	800	2800	0.58	0.46
0.6	800	2800	0.70	0.55
0.7	800	2800	0.82	0.66

表2 未拆除/拆除稳压阀后加油车自循环压力加油试验数据

稳压阀 状态	管内压力 控制阀(MPa)	流量 (L/min)	油泵转速 (rpm)	油泵出口 压力(MPa)	文氏管处 压力(MPa)	加油接嘴入口 压力(MPa)
未拆除 稳压阀	0.4	800	2800	0.53	0.35	0.24
	0.5	800	2800	0.61	0.42	0.27
	0.6	800	2500	0.7	0.52	0.30
拆除稳 压阀	0.4	800	2800	0.36	0.20	0.21
	0.5	800	2800	0.42	0.30	0.31
	0.6	800	2500	0.55	0.38	0.40

民用飞机科研项目后评价方法研究

Research on After-evaluation Method of Civil Aircraft Research Projects

牛欣 王光秋/中国商飞北京民用飞机技术研究中心

摘要: 科研项目后评价有助于提高科研经费使用效益、优化科研资源配置,可作为后续相关科研项目立项的参考依据。本文通过对科研项目评价方法及理论的梳理,构建民用飞机领域科研项目后评价方法体系,并以航空企业技术类科研项目为例,提出了具体实施方法,为航空企业提高科研管理水平提供了理论基础。

Abstract: After-evaluation of research projects can help to improve the efficiency of research funding using and optimize the allocation of research resources. The results can be used as the reference of the research projects which are followed. In this paper, after-evaluation method system of civil aircraft research project is constructed based on study of research evaluation methods and theory. It also makes the method system used on the after-evaluation of technology research project in aviation enterprise as an example, and make out specific implementation method. The result should be theoretical basis of improving the level of scientific research management in aviation enterprise.

关键词: 航空企业; 民用飞机; 科研项目; 后评价

Keywords: aviation enterprise; civil aircraft; research project; after-evaluation

0 引言

科研项目评价是指根据特定的评价标准,对科研项目活动中的相关要素进行价值评定,以获得可被普遍接受的客观性的评价结果。根据《科技评估

规范》^[1],科研项目评价分为三类^[2](见图1)。其中,后评价在整个项目的生命周期中处于承上启下的地位^[3],可以作为提高科研经费使用效益、优化科研资源配置的激励与约束措施,也可作为后

续相关科研项目立项的参考依据^[4]。

在民用飞机制造航空企业积极开展项目后评价管理工作有助于在民用飞机研制过程中,引导科研人员和机构调整工作方向,从事有价值的科研活动,实

压力值增高,而稳压阀下游压力增高幅度很小。加油接嘴处的测压点位于稳压阀的下游,导致了加油接嘴处的压力无法达到试验所需压力。

拆除稳压阀后,可以明显看出:油泵出口压力与文氏管压力值迅速降低,文氏管压力值与加油接嘴处压力基本一致,符合GJB4433-2002飞机加油车通用规范的要求。随着油泵转速的提高,加油接嘴处的压力得到显著提高。当管内压力控制阀压力为0.6MPa,油泵转速为2500r/min,流量为800L/min时,油泵出口压力为0.55MPa,文氏管压力为0.38MPa,加

油接嘴处压力可达到0.40MPa,大于试验所需压力0.343MPa,满足要求,试验可以实施。

4 结束语

通过分析和试验,拆除稳压阀后,可以看到加油接嘴处的压力得到明显提高,并能够满足试验所需压力。需要注意的是拆除稳压阀后,只能通过手动调整油泵转速控制飞机加油接嘴处的压力,这增大了飞机压力加油试验的风险。如何消除上述风险,需要进行更加深入的研究与分析。

AST

参考文献

- [1] 中国民用航空总局,CCAR-25-R4,运输类飞机适航标准[S]. 中国民用航空总局. 2011.
- [2] 陆卫杰. 飞机加油车压力控制原理[J]. 专用汽车,1996,(03):10-14.
- [3] 张金发,严明,周华,等. GJB4433-2002,飞机通用规范[S]. 中国人民解放军总装备部,2002.

作者简介

陈战斌,硕士,工程师,主要从事飞机燃油系统、防火系统试飞研究工作。