

GJB

中华人民共和国国家军用标准

FL

GJB 716—89

飞机地面压力加油系统 通 用 规 范

General specification for aircraft
ground pressure refueling system

1989—08—24 发布

1989—12—31 实施

国防科学技术工业委员会 批准

中华人民共和国国家军用标准

飞机地面压力加油系统通用规范

GJB 716—89

General specification for aircraft
ground pressure refueling system

1 主题内容与适用范围

本标准规定了飞机地面压力加油系统的设计、性能、制造安装及验证要求，适用于机内燃油容量等于或大于 2300L 的飞机。

2 引用标准

国家标准

GBn 221 铝及铝合金冷拉管

国家军用标准

GJB 60 飞机压力加油接头

GJB 61 飞机压力加油接头技术条件

冶金部标准

YB 678 航空用不锈钢无缝钢管

航空部标准

HB 4—3 管接头的螺纹部分

HB 4—31~HB4—43 组合导管

HB 4—52 导管扩口

HB 5654~HB 5655 航空导管识别标志

3 术语

3.1 飞机地面压力加油

通过机上压力加油接头与地面加油软管接嘴相连接，依靠地面加油设备产生的加油压力，使燃油通过加油总管输至飞机各油箱(组)进行快速加注燃油的方法。

3.2 工作压力

附件和系统正常工作过程中出现的最大压力。

3.3 检验压力

可连续加到系统或附件上验证系统完整性的压力。

3.4 极限压力(爆破压力)

系统和附件所能承受的最大压力。

3.5 冲击压力

在流量突变时,系统内产生的压力。

3.6 热加油

飞机在发动机或辅助动力装置工作时的地面加油。

3.7 加油控制装置

在加油过程中,油量达到规定值后,能够停止加油的装置,它一般由油面传感器,加油切断阀及有关连接件等组成。

3.8 膨胀空间

油箱满油油面与将要溢入通气系统时的油面之间所提供的燃油热膨胀空间。

4 技术要求**4.1 基本技术要求****4.1.1 规范和标准的选用**

除已明确规定采用的专用规范和标准外,系统设计和制造所需采用的各种附件、材料和工艺方法的规范和标准的优选顺序是:国标、国军标、部标和企(所)标。只有当前类别中的规范和标准不具备技术上或经济上的适应性时,方可选用其后的次优规范和标准。

4.1.2 环境条件

系统应满足下列温度要求

a. 燃油温度: $-55\sim60^{\circ}\text{C}$

b. 环境温度:工作状态: $-55\sim60^{\circ}\text{C}$;非工作状态:

低温: -55°C ;高温:按工程设计分析确定的最高环境温度。

4.1.3 压力

系统设计的工作压力为 0.621 MPa ,检验压力为 1.242 MPa ,极限压力为 1.863 MPa 。系统和附件在检验压力下不应有损坏、失灵、永久变形和外部泄漏。在极限压力下不要求附件能够工作,但当压力降到检验压力时,应能正常工作。在任何加油切断情况下,压力加油系统的最大冲击压力不应超过系统的检验压力,否则系统应具有限制冲击压力的部件。

4.1.4 燃油

系统应适合使用发动机或飞机规范中所规定的任何一种基本燃油、代用燃油和应急燃油。

4.1.5 电源

系统一般使用机外电源加油。但系统应具有只使用机内电源就能够向全机加油(包括副油箱)的能力。如果要求热加油,应预先明确规定,并采取必要的安全措施。

4.1.6 加油设备

未经鉴定的加油设备不得对飞机进行加油,加油设备应保证:

a. 压力

飞机加油接嘴测压点处正常工作压力为 0.345 MPa ,最大稳态压力不大于 0.379 MPa 。在 0.5 秒内切断油流情况下,泵油系统的冲击压力不大于 0.827 MPa 。

b. 流量

流量应满足表 1 飞机加油时间的要求。

4.1.7 可靠性

4.1.7.1 加油控制装置

为防止每个油箱(组)的加油量超过该油箱(组)的最大允许值,应设置二套独立的自动切断加油的加油控制装置。当一套控制装置失效时,仍能正常加油。当二套控制装置失效时,不得使油箱超压而危及飞机安全。可投放的副油箱可设置一套加油控制装置。

4.1.7.2 预检装置

应设置能够检查出加油控制装置失效的预检装置,以便在每次加油时对加油控制装置的工作可靠性进行检查。

4.1.7.3 密封性

系统在加油时或加油后均不得有外部泄漏。

4.1.8 维护性

4.1.8.1 可达性

系统的所有附件在飞机上安装时均应是可接近的。机械人员用工具箱内常用的工具而且不必拆卸发动机、燃油箱或飞机结构上的重要零部件即可进行检查、清洗、调整或更换。管路连接点和寿命期短的非金属零件应是可接近的,便于检查或更换。

4.1.8.2 操作人员

最多只需要两名维护人员即可对飞机进行加油或抽油(加油车或软管拖车操作人员不计入维护人员之内)。

4.2 性能、设计

4.2.1 压力加油接头和加油时间

4.2.1.1 压力加油接头数量和加油时间

压力加油接头应符合 GJB 60 和 GJB 61 的要求,接头数量和加油时间应符合表 1 规定。在考虑加油时间时,转场燃油超载以及类似的非战略性和非战术性燃油超载等情况除外。但飞机应能够加注到要求的最大容量。

4.2.1.2 压力加油接头位置

压力加油接头的位置应尽可能使装拆加油软管接嘴时不需要梯子、架子或升降装置,使地勤人员对停在地面上的飞机能够方便地加油。接头位置建议距地面 0.9~1.5m。接头的安装应便于加油接嘴的对接。压力加油接头的位置选择还应考虑加油设备与地面服务设备同时工作的能力,避免引起设备间过分拥挤。对于舰载飞机,当飞机靠近甲板停放且机翼折起时,应特别考虑可接近性。对于水上飞机,几个加油接头应位于一个加油点处,且尽可能地接近机头,不应超过机头后面 12m。其位置应使机内人员在海上可接收、装拆及使用加油软管接嘴,也应使得飞机入坞后站在侧面进行操作就可方便地加油。对于兼有抽油功能的压力加油接头应考虑机轮收起着陆时,不必顶起飞机就可通过该接头为飞机抽油。具有多个压力加油接头的飞机,接头间中心线间距应不小于 0.36m。压力加油接头装置与飞机蒙皮应密封,以免燃油或油气进入飞机内部。

表 1

飞机燃油总量 L	最多压力加油接头数目 个	最长加油时间 min
250000	4	40
200000	4	32
100000	2	32
60000	2	20
30000	1	20
15000	1	12
5000	1	5
2300	1	2.5

注:①以加注飞机总油量 90%为依据;

②加油时间仅指燃油在加油总管中流动时间;

③其它油量的加油时间按插值法。

4.2.1.3 操作空间

连接加油接嘴的空间应符合 GJB 60 的尺寸要求,保证工作人员戴着手套仍能进行连接和操作。

4.2.1.4 电搭接插座

压力加油接头附近应设置电搭接插座,在加油时与加油接嘴上的插头相连。插座应符合有关标准的规定。其位置距压力加油接头 0.12~0.50m。距燃油箱加油排气口的距离不小于 0.30m。

4.2.2 加油选择

系统应具有向任何一个(或一组)油箱加油或相反地对任何一个(或一组)油箱不加油的能力。多点接头应具有用单点接头向全机加油的能力。不允许用内部转输油量来达到此要求。对于机翼可折叠或可上翘的飞机,系统布置应具有机翼处于伸直、折叠或上翘位置时加油至预定油量的能力。

4.2.3 加油控制和预检

加油控制装置应符合有关规范的规定。加油控制装置的关闭时间既应保证加油系统中瞬时冲击压力不超过系统的检验压力,其安装位置又应使油面在所有正常地面加油姿态下不超过油箱内允许的 3%正常膨胀空间。油面传感器应有合适的套罩以防止油面波动干扰油面的控制。预检装置的工作应模拟加油控制装置的真实工作状态。

4.2.4 压力加油操作板

压力加油操作板应位于压力加油接头附近或者位于同一加油舱内。加油舱应有不使用任何工具就能开启和合上的快卸口盖。控制开关和信号显示等有关装置应装在操作板上。所选用的信号灯含义应按下列规定：

绿灯亮：表示可加油或正在加油；

黄灯亮：表示加油至正常油面；

红灯亮：

a、表示加油至应急油面；

b、表示加油压力超过 0.345MPa；

c、表示加油系统故障。

加油操作板上应有适应夜间加油的照明设施。任选油量的飞机，在加油操作板上应装有油量指示器。

4.2.5 管路

管路的尺寸应做到加油时使所有油箱理论上同时达到满油位置。管路和附件可以用于一个以上的燃油分系统中，但不得同时工作。存有燃油的封闭腔应设有热释压装置。加油时发动机和发动机供油管不应承受来自加油总管的压力。管路尺寸应具有表 1 规定的加油流量的流通能力，为满足表 1 规定的压力加油时间要求，管路设计应采用下列准则：

a. 地面压力加油设备在加油接嘴测压点处的压力为 0.345MPa。每个压力加油接头最大具有输送 1500L/min 流量的能力。

b. 在压力加油起始时，飞机总油量的 10% 均分布在主油箱(组)内，其它油箱都是空的。

4.2.6 附件

应尽量选用已有的标准成品以减少研制和试验成本，各附件必须符合相应的规范和标准的要求。

4.2.7 电气设备

与系统有关的电气设备应符合相应的规范要求。

4.2.8 抽油

a. 除非另有规定，加油后应抽去加油管中不可用燃油，并应有防真空装置。

b. 如果要求对飞机油箱(包括副油箱)进行抽油，加油接头可作为抽油接头，单个接头的抽油率应不小于 500L/min，接头处负压值不超过 0.021MPa。

4.2.9 防静电燃爆

静电荷的减少和消除应作为系统的一项重要设计内容，防止由于静电放电在油箱内产生燃爆。为此要求：

4.2.9.1 加油流速

为减少燃油流动产生的静电，限制管路加油流速不大于 9m/s。各油箱(组)间加油流量的平衡在最大可能范围内用管路尺寸达到。用于保持流量平衡的限流孔应按实际情况放在远离油箱进口的管路上游。

4.2.9.2 油箱入口

合理选择油箱的加油管入口位置,使加油过程中油箱内燃油流场稳定,减少燃油雾化、起泡、翻腾和油面扰动。限制油箱入口的燃油流速不大于3m/s。

4.2.9.3 电搭接

全部附件和管路应按有关规范规定进行电搭接。

4.2.9.4 防静电添加剂

所使用的燃油应按有关规定加入防静电添加剂。

4.3 失效分析

应对系统进行失效分析。应考虑任一附件可能产生的失效对本系统和附件及对其他相关系统和附件的影响;在系统失效时,对其它系统和附件的影响。任一附件的失效,不应危及飞机安全。

4.4 空中加油和重力加油

凡用于空中加油系统的地面压力加油系统,相关的零部件还应满足空中加油系统的要求。设置地面压力加油系统的飞机还应设置重力加油口。

4.5 制造、安装

4.5.1 材料

制造系统的材料应当是优质的,与系统工作环境相适应,并符合有关规范和标准。

4.5.1.1 金属

金属应是耐腐蚀的或经过处理能够承受由于燃油、盐雾、大气条件而引起的腐蚀或者在运输、贮存和正常使用寿命期内可能发生的磨损而引起的腐蚀。不锈钢管应符合YB 678的规定,铝合金管应符合GBn 221的规定。

4.5.1.2 非金属

与燃油接触的非金属应是耐燃油的。

4.5.1.3 不同类金属

紧密接触的不同类金属必须采取防电化学腐蚀措施。

4.5.1.4 镁、铜和镉

镁、铜及其合金不应用在与燃油接触的地方,与燃油接触的镀镉紧固件应用耐油密封剂进行表面包复。

4.5.1.5 防护处理

禁止采用因使用、时效以及在极端气候和环境条件的影响下产生碎裂、裂纹、磨损、脱皮或剥落的任何防护性复层。

4.5.2 管路安装

4.5.2.1 敷设和支承

管路应按最有效地防护作战损伤进行敷设。管路的支承应使系统管路和附件在各种飞行情况下,在工作压力和检验压力的作用下均不应与其它管路或结构相碰或磨擦。在静态情况下系统管路和附件与其它管路、电缆和结构的间隙,应符合有关规定。金属导管应采用有减震垫的卡箍支撑。在油箱内可采用无减震垫的卡箍支撑。在工作时避免引起管路的共振而使管路损坏。导管不得通过动力舱和驾驶舱以减少着火的危险。不得采用强行装配、弯曲或硬拉导

管的方法来安装金属导管。导管支撑距离见表 2。

表 2

mm

管路直径	支承点最大间距
<25	610
32~44	680
50	780
64	875
76	950
100	950
>128	1020

4.5.2.2 焊接管

系统中避免采用 Y 型和 T 型焊接管。若采用 Y 型和 T 型焊接时应特别注意保证焊接质量。除非设计时采取措施，Y 型和 T 型焊接管不应支撑任何附件。

4.5.3 接头和导管

柔性接头应符合有关标准的规定，导管扩口应符合 HB 4-52 的规定。管接头的螺纹部分应符合 HB 4-3 的规定。组合导管应符合 HB 4-31~HB 4-43 的规定。除了永久性的封严外不得采用锥形管螺纹。

4.5.4 标记

在压力加油接头附近应标注出该型飞机允许加注的燃油牌号及品级。加油导管应按 HB 4-5654~HB 4-5655 的规定作标记。用于油箱内的导管标记，不应破碎、裂缝、脱皮、擦伤或褪色，附件在飞机上安装有正确定位要求时，附件上应有标记。

5 试验、验收

5.1 试验分类

压力加油系统应按下述各阶段进行试验：

- a. 附件试验；
- b. 模拟台试验；
- c. 飞机地面试验。

附件试验由承制单位按有关规范和协议书的要求进行。模拟台试验按 5.3 进行。飞机地面试验按 5.4 进行。

5.2 试验条件

5.2.1 试验液

除非另有规定应使用飞机的基本燃油作为试验液。

5.2.2 模拟台

模拟台应模拟全尺寸的飞机地面压力加油系统及相关部分和停机姿态。模拟台应装有真实的系统附件。

5.2.3 地面试验飞机

用于地面试验的飞机,其压力加油系统应能足以代表生产型飞机的特性。

5.2.4 加油设备

应符合 4.1.6 的要求。

5.2.5 公差

对于试验参数具有公差的试验,应在试验参数尽可能接近临界值情况下进行试验。

5.3 模拟台试验

应编制一份完整的试验大纲,在模拟台上进行下列试验:

5.3.1 气密性试验

系统在检验压力作用下应符合 4.1.3 的要求。

5.3.2 电搭接检验

在第一次加油前,仔细检验系统的电搭接,系统应符合 4.2.1.4 和 4.2.9.3 的要求。

5.3.3 工作试验

通过试验确定系统是否符合下列要求:

- a、按 4.1.5 只使用机内电源就能够向全机加油。
- b、按 4.2.2 从任一压力加油接头能够向全机加油。
- c、按 4.2.2 系统可选择任一油箱(组)加油或不加油。
- d、按 4.2.5 发动机和发动机供油管路不承受压力加油的压力。
- e、按 4.2.8a 系统管路排除不可用燃油的能力。
- f、按 4.1.7.2 对加油控制装置的工作可靠性进行检验。
- g、信号显示正确,信号灯颜色符合 4.2.4 的规定。
- h、系统控制的各种加油量符合设计要求。

5.3.4 加油时间和加油流速试验

加油的起始条件按 4.2.5.2。在加油接嘴测压点处的压力不大于 0.345MPa 的条件下,全机加满油的时间应符合表 1 的要求。

加油流速应按所有油箱(组)均在加油和各个(或各组)油箱逐个加油来确定。加油压力按加油接嘴测压点处的压力为 0.172、0.241、0.310 和 0.379MPa 进行测试。同时记录加满油的时间,燃油流速应符合 4.2.9.1 和 4.2.9.2 的要求。

5.3.5 冲击压力试验

在压力加油时,应测量压力加油系统中的冲击压力,至少在每个压力加油接头和每个加油切断阀处设置测量点,测量仪器的灵敏度应不低于 0.001s,在下列条件下对冲击压力进行测量:

- a、在最大流量下,所有加油控制装置同时关闭。
- b、在最大流量下,每个加油控制装置在其它所有加油控制装置处于关闭位置时单独关闭。
- c、在最大流量下,所有加油控制装置在满油后关闭。

最大冲击压力应符合 4.1.3 的要求

5.3.6 失效影响试验

在失效分析的基础上,制定一份失效影响示范试验大纲。只有那些导致性能水平的降低或需要特殊的关注或操作的失效才进行此项试验。

5.3.7 抽油试验

使用压力加油设备对油箱进行抽油,验证是否符合 4.2.8b 的要求。试验时对每个油箱的压力和剩余油量进行测量。

5.4 飞机地面试验

在每架飞机出厂前,应按下列条款进行试验:

5.4.1 气密性试验

按 5.3.1 进行。

5.4.2 电搭接检验

按 5.3.2 进行。

5.4.3 工作试验

按 5.3.3.c,f,g 进行。

5.5 验收

如合同中未作规定,研制单位应按 5.3 的内容进行各项试验。以验证地面压力加油系统是否符合本规范的要求。为能充分、详细地评定本系统,研制单位向订货方提供下列资料:

- a、地面压力加油系统原理和方案说明;
- b、与本规范的差异和原因;
- c、地面压力加油系统生产图纸;
- d、地面压力加油系统试验报告;
- e、单项失效对系统工作影响的分析。

附加说明：

本标准由航空航天工业部提出。

本标准由航空航天工业部第六〇三研究所负责起草。

本标准主要起草人：郭兆电、许金龙、张纪梧、梁春贵、刘日明。