

HB

中华人民共和国航空工业部标准

HB6090-86

飞机I、II型液压系统 直线式作动筒通用技术条件

1986-10-25发布

1987-03-01实施

中华人民共和国航空工业部

批准

飞机 I、II 型液压系统 直线式作动筒通用技术条件

本标准规定的作动筒,适用于按HB5949-86《飞机 I、II 型液压系统设计、安装要求》设计的液压系统。但不适用于飞行操纵液压系统。作动筒可以由机械装置、电器设备或直接液压动力控制。

当作动筒的技术要求超出本标准时,则应在本标准的原则指导下制定专用技术条件。

1 作动筒分类

作动筒按HB5948-86《飞机液压系统温度型别和压力级别》规定的温度型别分为:

- a. 用于 I 型系统作动筒。其油液温度范围为 $-55^{\circ}\text{C} \sim +70^{\circ}\text{C}$ 。
- b. 用于 II 型系统作动筒。其油液温度范围为 $-55^{\circ}\text{C} \sim +135^{\circ}\text{C}$ 。

2 技术要求

2.1 材料和工艺方法

2.1.1 金属材料

用于作动筒结构的所有金属材料应是耐腐蚀的,否则,需进行适当的保护处理。金属材料的主要性能和用途,应符合有关的航标或国家标准。

2.1.2 筒体

作动筒的筒体由钢、铝合金的锻件、模压件,或无缝钢管、棒材制造。铝合金筒体内表面采用耐磨硬阳极化处理。条件许可时,铝合金筒体的内表面可以采用喷丸硬化或压光,以获得具有压缩残余应力状态结构。允许用精镗磨达到零件的最终尺寸和表面粗糙度要求,但精镗磨的加工余量不得超过喷丸处理后硬化深度的10%。铝合金筒体与钢活塞杆一起使用时。活塞头不允许镀铬,可以采用其它适当的表面处理,如发蓝等。活塞头一般不应使用铝合金。

2.1.3 表面镀层

活塞杆或其它表面上的镀铬层应符合HB5033-77《镀层和化学覆盖层的选择原则与厚度系列》。如果需要,允许采用其它表面镀层。

2.2 设计和结构

2.2.1 设计总则

设计应符合 HB6115-86《飞机液压系统附件通用技术条件》。在作动筒设计中应考虑材料在高温下性能变化而导致强度下降的问题。如活塞杆上的耳环螺栓、锁紧螺母可能在不同于作动筒的环境条件下工作,设计和试验中要考虑这个实际问题。

2.2.2 连接

作动筒的连接应可靠锁紧,防止因工作载荷或振动引起松动。熔焊、氢原子焊或其它满足设计要求的连接方法也可用于作动筒的连接,但连接部位在试验中,必须证明具有足够的强度。作动筒任何部位,不允许用钎焊连接。锁紧螺母必须与保险丝或其它固定方法配合使用,才能可靠地锁紧。

2.2.3 活塞头

活塞头与圆筒壁之间应有足够的支承面积,以承受可能施加的任何压缩、弯曲和振动载荷,并保证有良好的工作和满意的使用寿命。

2.2.4 活塞杆支承面的搭接长度

当活塞杆全伸出时,活塞杆支承端面至活塞头支承端面之间的距离定义为活塞杆支承面的搭接长度。这个长度应足够长,以提供良好的工作和满意的使用寿命。应考虑作动筒在自身重量、大加速度、振动和压缩载荷或在这些载荷的任意组合作用下结构的适应性。

2.2.5 活塞杆的支承面宽度

活塞头支承面的长度和活塞杆支承面的长度的总和,定义为活塞杆的支承面宽度。这个支承面宽度应足够长(建议等于活塞杆的直径)。决定活塞头或活塞杆的支承面长度时,密封槽不作为支承面考虑。

2.2.6 密封

液压作动筒的密封应符合HB4-56-76, HB4-57-76《圆截面橡胶圈密封结构》和HB4-58-76《圆截面橡胶圈密封结构的保护圈》,或满足使用要求的其它标准。

2.2.7 刮油环和防尘装置

当作动筒的活塞杆在工作中经常暴露在机体结构之外时,需设置防尘、防冰装置,如在筒端加装毛毡圈、防尘布套、刮油环等。

2.2.8 管嘴连接座

除另有规定外,所有液压管嘴连接座均应符合HB4-59-76《螺纹连接件的密封结构》。如导管安装在作动筒上,则应符合HB5949-86。

2.2.9 放气嘴

当要求按HB5949-86放气时,可在作动筒实际安装位置的最高点安装适当的放气嘴。

2.2.10 阻尼器

作动筒内需设置阻尼器时,必须确保作动筒有足够的结构强度。阻尼器部位应避免使用密封件或密封装置。

2.2.11 端盖、锁紧螺母和调节螺母

设计端盖、锁紧螺母和调节螺母时,应考虑可供标准扳手拧紧的扁头、六角头或扳手槽。其尺寸按HB0-39-83《扳手口和被扳处尺寸与公差》。必须使用保险丝或其它适合的方法,防止端盖、锁紧螺母和调节螺母松动。作动筒筒体上的扁头或六角头尽可能接近端盖。

2.2.12 支承座

所有有相对运动的连接部位,应使用可更换的支承座或衬套。所选用的支承座或衬套应有自身润滑或永久润滑,否则应设置注油嘴。

2.2.13 自动调心接头

为消除弯曲载荷,在端头所需要的地方应使用自动调心球轴承、普通关节轴承或万向接头。如果在作动筒的设计中对弯曲载荷已有了考虑则可以不采用上述接头。

2.2.14 表面粗糙度

作动筒的活塞杆、筒体内孔和密封结构的表面粗糙度的表示方法及要求应符合GB 131-83《表面粗糙度代号及其注法》、GB1031-83《表面粗糙度参数及其数值》 HB4-56

-76、HB4-57-76。活塞杆和其它磨损表面应有足够的硬度和耐腐蚀性，以保证有足够的使用寿命。

2.2.15 管嘴通孔

为避免附加应力，所有与圆柱形筒体、端盖内表面相交的管嘴通孔与相交表面的最大不垂直度不超过 12.5° 。如全尺寸附件的耐久试验表明，由此而产生的附加应力对通孔区的疲劳强度无严重影响，则可不考虑此要求。

2.2.16 内圆角

除另有规定外，内圆角的半径应不小于0.25毫米或最小壁厚的10%（取较大值）。如全尺寸附件耐久试验表明内圆角对结构强度无严重影响，则可不考虑此要求。

2.2.17 机械锁

如有必要，可在作动筒内设置机械锁，如钢珠锁、卡环锁、横销锁等。机械锁应有足够的强度和硬度，并能可靠地锁紧，但要避免产生自锁现象。

2.2.18 总体组成

其它液压附件，如单向阀、电磁阀、旁通阀、压力继电器等，可以并入作动筒的设计。这些附件的设计应符合有关的标准并能被单独更换。

2.3 互换性

同一个图号的所有零件，在功能和尺寸方面都应具有互换性。

2.4 性能

作动筒应通过第3章规定的各项试验。

3 质量保证规定

3.1 总则

质量保证规定按 HB6115-86《飞机液压系统附件通用技术条件》和本标准有关规定。

3.2 试验分类

作动筒的试验和检查分为：

- a. 鉴定试验(含定期试验)；
- b. 验收试验。

3.3 试验件

鉴定试验应抽3件，其中2件为第1组试件，1件为第2组试件。

提交验收的每个作动筒都应进行验收试验。此外，从每年的订货中抽不少于1件，进行鉴定试验(如无重大更改，则防沙尘试验、盐雾试验、振动试验和耐久试验可不作)。

3.4 试验项目

鉴定试验应包括表1所列的项目。

验收试验应包括下列项目：

- a. 产品检查；
- b. 无损探伤检查；
- c. 外泄漏试验；
- d. 气密耐压试验。

表1 鉴定试验项目

第 1 组 试 件		第 2 组 试 件	
试 验 项 目	节	试 验 项 目	节
产品检查	3.6.1	盐雾试验	3.6.8
无损探伤检查	3.6.2	防沙尘试验	3.6.9
作动筒浸油	3.6.3	振动试验	3.6.10
外泄漏试验	3.6.4		
气密耐压试验	3.6.5		
极限温度性能试验	3.6.6		
耐久试验	3.6.7		
爆破压力试验	3.6.11		

3.5 试验条件

3.5.1 试验液压油

除另有规定外,所有鉴定试验和验收试验应使用YH-10或YH-12液压油(与系统用油一致)。油液污染度应达到HB5930-86《飞机液压系统工作液固体污染度分级》中规定的8/A。

3.5.2 温度

除本标准另有规定外,试验在室温下进行。油液温度范围为20℃~54℃。室温温度和油液温度应作记录。

3.6 试验方法

3.6.1 产品检查

对每个作动筒都应仔细检查,以确定是否符合本标准对设计、工艺和标记的要求,是否符合生产图纸的要求,是否有肉眼可见的缺陷。

3.6.2 无损探伤

无损探伤按HB/Z35-82《超声波检验说明书》、HB/Z60-81《X射线检验说明书》、HB/Z61-81《荧光检验说明书》、HB/Z5002-74《磁粉探伤说明书》和有关专用技术条件规定。

3.6.3 作动筒浸油

作动筒装配后,装有非金属零件的用于I型系统的作动筒,应在温度为 $70\pm 3^{\circ}\text{C}$ 的油液内浸泡168小时(但装有符合HB4-56-76、HB4-57-76和HB4-58-76的标准密封圈和挡圈的I型系统作动筒除外)。装有非金属零件的用于II型系统的作动筒,应在温度为 $135^{\circ}\text{C}\pm 5^{\circ}\text{C}$ 的油液内浸泡72小时。

3.6.4 外泄漏试验

作动筒在无载下工作至少两个全循环,以表明具有良好的工作特性、行程控制和泄漏特性。每个行程到极限位置时,使压力增加到系统压力。作动筒工作25个循环,外部密封处的泄漏不应超过一滴。

3.6.5 气密耐压试验

3.6.5.1 鉴定试验

用专用夹具将作动筒的活塞杆限制在一个或多个伸出位置(活塞杆不到底),在作动筒的伸出的管嘴处分别施加 15kPa(约 2 米工作液柱)压力和 1.5 倍的工作压力,各保持 5 分钟。此时,另一端管嘴通大气。然后交换管嘴重复进行(活塞杆仍处于不到底的位置)。除设计特殊许可外,外部和内部泄漏(从打开的管嘴)不应形成油滴,不允许出现组件松动、永久变形或零件破坏的迹象。

3.6.5.2 验收试验

每个作动筒都应经受 15kPa(约 2 米工作液柱)压力和 1.5 倍工作压力,各保持 3 分钟。上述压力首先施加于一个管嘴,另一端管嘴打开通大气,并使活塞在另一端到底;然后反方向重复进行。除设计特殊许可外,外部和内部泄漏(从打开的管嘴)不应形成油滴,不允许出现组件松动、永久变形或零件破坏的迹象。

3.6.6 极限温度性能试验

3.6.6.1 低温

充满油液的作动筒在 15kPa(约 2 米工作液柱)压力下,待其温度平衡后,在 -55°C 的温度下保持 3 小时。之后,作动筒仍保持 -55°C 的温度,在极限位置处达到工作压力,的情况下缓慢地通过 5 个全循环(至少用符合规定温度的油液作一个全循环)。此时,外泄漏不应超过 2 滴,也不应出现滑动件的紧涩现象。

3.6.6.2 中间温度

完成 3.6.6.1 规定的低温试验后,迅速对作动筒加温,使其从 -55°C 升高到 70°C 或 135°C (按系统温度型别),同时在温度每升高 20°C 下作一次全行程循环,以确定整个温度范围内工作性能是否良好。进行这些循环,无需等到温度平衡。

3.6.6.3 高温

充满油液的作动筒在 15kPa(约 2 米工作液柱)压力下,待其温度平衡后,在 70°C 或 135°C 温度下(按系统温度型别)保持 2 小时,然后在极限位置达到工作压力,的情况下缓慢地通过 5 个全循环(至少用符合规定温度的油液作一个全循环)。此时不应出现滑动件的紧涩现象,外泄漏允许出现轻微湿润。

3.6.7 耐久试验

3.6.7.1 工作循环试验

作动筒进行耐久试验时应能承受油液温度为 70°C (I 型系统)或 135°C (II 型系统)的工作循环,并能真实地模拟加在作动筒上的各种载荷。作动筒内的压力应能代表使用状态下的压力,可以使用与实际装置相同或相当的压力控制阀来完成。作动筒应能承受全设计外载(按载荷——行程曲线),完成规定的循环次数。此试验完成后,应检查外部泄漏量,作动筒工作 25 个循环不应超过一滴。按 3.6.5 的规定进行气密耐压试验,除设计许可外,内部泄漏不应超过每分钟一滴。不允许出现零件过量磨损或破坏现象。

a. 应急使用作动筒循环次数: 2000 次全行程循环(仅在应急状态下工作);

b. 正常使用作动筒循环次数: 20000 次全行程循环(包括兼作应急状态下工作的作动筒在内)。

3.6.7.2 压力脉冲循环试验

作动筒按图 1 进行压力脉冲试验。每个作动筒在伸出和收回两个位置各经受50000次额定脉冲压力循环,脉冲循环数在2.6.7.1整个工作循环试验中均匀地分配。试验时活塞杆应当到底。要求在达到工作压力平衡之前,压力峰值在某一点升至系统额定压力的150%。最大的循环频率为每分钟300次,压力升率为每秒 $14 \times 10^5 \text{ kPa}$ 到 $21 \times 10^5 \text{ kPa}$ 。在整个压力脉冲循环试验中,作动筒不应有外部泄漏和内部泄漏(从打开管嘴处),不允许出现零件松动、永久变形或破坏现象。

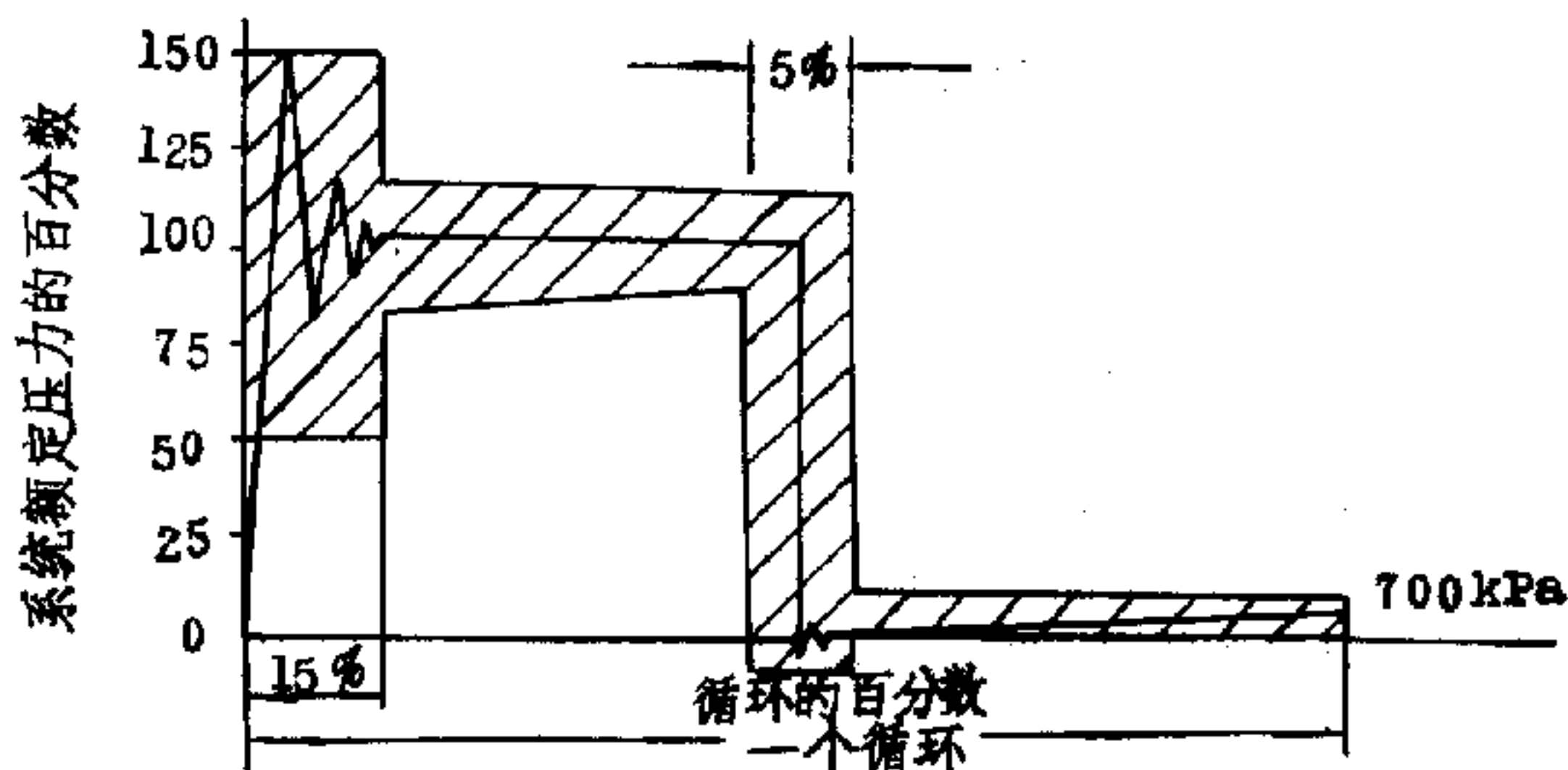


图 1 压力脉冲

3.6.7.3 简化耐久试验

根据类似的作动筒过去已经做过的耐久试验,如果耳环螺栓和活塞杆的强度以及活塞杆的磨损性能是可接受的,在这种情况下,可以不做耐久试验。作动筒的其它一些零件(如活塞杆隔板、活塞头与活塞杆的紧固件、以及作动筒端盖和筒体)的耐久强度可以通过下面的简化耐久试验来验证:用夹具将作动筒的活塞杆固定在不到底的位置,压力交替地作用到作动筒的管嘴上,循环数和使用压力要符合3.6.7.1的规定。试验结束时不允许出现零件破坏。

3.6.8 盐雾试验

盐雾试验按GJB150.11-86《军用设备环境试验方法——盐雾试验》的规定进行。

3.6.9 防沙尘试验

防沙尘试验按GJB150.12-86《军用设备环境试验方法——砂尘试验》的规定进行。

3.6.10 振动试验

振动试验按GJB150.16-86《军用设备环境试验方法——振动试验》选择合适的试验程序。

3.6.11 爆破压力试验

作动筒在承受3倍系统工作压力的爆破压力下不应出现破坏。施加压力的速率不应超过每秒3000kPa。

4 其它

4.1 标记

除按 HB6115-86《飞机液压系统附件通用技术条件》做标记外,最好还在每个作动筒外部做标记或加标签,指出要更换的密封件和衬圈的件号及在作动筒中使用的数量。

4.2 包装和运输

作动筒的包装和运输按HB5870-85《飞机机载设备包装和运输通用技术条件》、HB5028-77《航空辅机产品干燥空气封存》和专用技术条件的规定。

4.3 产品合格证及履历本

每件产品应带合格证及履历本,内容按专用文件。

相关标准目录

1. SY1181-76	10号航空液压油
2. Q/SY11507-79	12号航空液压油
3. HB0-39-83	扳手口和被扳处尺寸与公差
4. HB4-56-76	圆截面橡胶圈密封结构
5. HB4-57-76	圆截面橡胶圈密封结构
6. HB4-58-76	圆截面橡胶圈密封结构的保护圈
7. HB4-59-76	螺纹连接件的密封结构
8. HB5028-77	航空辅机产品干燥空气封存
9. HB5033-77	镀层和化学覆盖层的选择原则与厚度系列
10. HB5870-85	飞机机载设备包装和运输通用技术条件
11. HB5930-86	飞机液压系统工作液固体污染度分级
12. HB/Z35-82	超声波检验说明书
13. HB/Z60-81	X射线检验说明书
14. HB/Z61-81	荧光检验说明书
15. HB/Z5002-74	磁粉探伤说明书
16. GB131-83	表面粗糙度代号及其注法
17. GB1031-83	表面粗糙度参数及其数值
18. GJB150.11-86	军用设备环境试验方法-盐雾试验
19. GJB150.12-86	军用设备环境试验方法-砂尘试验
20. GJB150.16-86	军用设备环境试验方法-振动试验
21. HB5949-86	飞机 I、II 型液压系统设计、安装要求
22. HB5948-86	飞机液压系统温度型别和压力级别
23. HB6115-86	飞机液压系统附件通用技术条件

附加说明:

本标准由航空工业部三〇一研究所提出。

本标准等效采用美国军用标准MIL-H-5503D《航空液压直线式作动筒通用规范》。

本标准由航空工业部三二〇厂负责起草。

本标准主要起草人: 秦家礼、张吉办、王芝云。