

航空液压导管快速应急封堵方案试验分析

马 骞 李 国 罗 备

凌云科技集团有限责任公司 湖北武汉 430000

摘 要：本文针对航空液压系统中导管泄漏问题，提出并验证了一种基于三层密封结构的快速应急封堵技术。研究首先分析了泄漏的主要成因，包括材料疲劳、安装应力以及液压油污染与密封失效的耦合效应。随后以某型民航飞机液压主回路为案例，设计了由内腔、中间层与外腔构成的封堵装置，通过有限元仿真评估其承压与应力分布特性。结果表明，封堵装置在28 MPa额定压力下保持稳定密封，最大应力仅为材料屈服强度的30%。耐压、脉冲及旋转弯曲疲劳试验进一步验证了其可靠性：承压强度提升26%，在 2×10^5 次脉冲循环及 10^6 次疲劳载荷下仍无泄漏。

关键词：航空液压系统；导管泄漏；封堵工艺；疲劳试验

随着飞行任务强度和系统复杂度的提升，液压导管长期处于高压脉动与热循环环境中，泄漏问题逐渐成为影响飞行安全的重要隐患。传统维修方式多依赖导管更换或接头重装，不仅耗时长、成本高，还受限于机体结构空间和任务时效，难以满足应急保障需求。因此，研究一种可在机状态下快速恢复液压密封的应急封堵技术具有重要意义。

一、航空液压导管泄漏原因和危害

1. 材料疲劳与制造缺陷导致的泄漏

航空液压导管在高压、高频振动及复杂载荷环境下长期运行，其材料疲劳与制造缺陷是造成泄漏的主要原因之一。液压系统工作压力通常在20~35 MPa之间，部分主控回路甚至超过40 MPa，导管在持续的脉动压力与温度交替作用下会出现应力集中与金属疲劳裂纹。若导管材料选用不当或热处理工艺控制不严格，晶粒粗大、残余应力过高会加速裂纹扩展。制造环节中的焊缝气孔、夹渣及管接头偏心等缺陷，亦可能成为潜在渗漏点。特别是在钛合金或不锈钢导管成型过程中，局部冷作硬化或表面划伤会导致防腐层破坏，使导管在服役中逐步产生微渗。

2. 安装应力与振动共振的影响

导管安装精度不足和支撑布局不合理是导致泄漏的另一重要因素。飞机结构紧凑，液压管路需穿越多个舱段，当安装弯曲半径过小或夹持点位置偏移时，会使导管产生附加应力。飞行过程中，发动机推力变化、气动载荷和结构振动会在导管上形成多频共振，若夹具间距或缓冲材料设置不当，导管壁面受交变应力作用极易出

现微裂。长期微振动还会造成接头松动、密封垫圈磨损，从而引发慢性渗漏。

3. 液压油污染与密封失效的耦合效应

液压油污染和密封件老化是液压导管渗漏的常见诱因。航空液压系统采用合成酯型或磷酸酯型高性能液压油，其粘度指数高但化学活性强，对橡胶密封圈及涂层具有一定腐蚀性。当系统过滤精度不足或维护不当时，金属磨粒、水分及微生物污染物会在高压油流冲击下加速密封表面磨损，导致微泄漏通道形成。温度循环亦加剧密封材料的体积膨胀与硬化，使密封性能随时间衰减。此外，污染物沉积还会阻塞导管微孔，形成局部压差波动，引发接头密封唇口的瞬态撕裂。密封失效与油品污染之间形成负反馈效应，使泄漏不断加剧。

二、案例分析

1. 案例概况

本研究选取某民航客机的液压主回路导管泄漏问题作为典型案例。该飞机采用双冗余液压系统，额定工作压力为28 MPa，主要为襟副翼、起落架与制动系统提供动力。由于长期处于高频振动与脉冲压力环境中，部分扩口式导管接头处发生轻微渗漏。泄漏位置空间受限，无法立即更换导管或接头组件，而泄漏介质为磷酸酯型液压油，具有高腐蚀性和易燃性，若长时间泄漏将引发舱段污染及潜在火灾风险。

因此针对该需求，研究团队设计了一种三层结构封堵装置，采用内腔、中间层与外腔协同密封原理，通过高强度材料与高分子填充介质实现多层次防护。

2. 航空液压导管泄漏封堵工艺研究

(1) 封堵要求

航空液压导管的泄漏封堵需同时满足强度、密封性、轻量化与可操作性等多重要求。首先，封堵结构在恢复密封的同时不得显著增加导管直径，否则易与相邻管线发生干涉，影响维护通道。其次，装置质量应尽可能轻，避免对机体重心与气动特性造成影响。第三，封堵过程中不能对未损伤导管产生额外塑性变形，应通过合理的预紧力与柔性过渡结构分散载荷。本研究在设计中综合采用Cr12MoV工具钢与高分子弹性材料，以保证结构强度与柔性密封性能的平衡。

(2) 结构设计

封堵装置采用三层结构设计，分别为内腔、中间层和外腔，形成三道密封体系。内腔为关键承压部件，负责直接包裹扩口接头并封存泄漏液压油，设计为整体嵌套式圆筒结构，通过精密加工实现与导管外壁的紧密贴合。内腔材料选用Cr12MoV工具钢，屈服强度达750 MPa，能在28 MPa内压下保持弹性工作状态。中间层为柔性密封介质，由高分子复合材料制成，具备优异的形变恢复能力，用于吸收内腔与外腔间的微位移差异，避免刚性接触导致的应力集中。外腔为整体承力壳体，具有注胶与排气通道，形成最终密封空间。

(3) 封堵结构仿真分析

为验证设计的可靠性，采用ABAQUS有限元软件对封堵结构进行了静力仿真分析。建模过程中提取1/8对称结构，网格尺寸设为0.5 mm，单元类型为C3D8R。内腔与外腔均赋予Cr12MoV钢的材料特性（弹性模量218 GPa，泊松比0.28），中间层采用高分子材料（弹性模量3.35 GPa，泊松比0.35）。在内腔表面施加28 MPa均布压力，边界条件按实际装配约束设定。仿真结果显示，内腔最大等效应力为220.8 MPa，中间层为16.27 MPa，外腔为60.17 MPa，均远低于材料屈服强度。最大弹性应变分别为0.0011 mm、0.00347 mm和0.00028 mm，结构处于安全弹性区间。

三、航空液压导管泄漏封堵试验研究

1. 耐压试验

为验证封堵结构的极限承压能力与密封稳定性，开展了静态耐压试验。试验样品选取Φ12 mm×1 mm不锈钢液压导管，封堵装置按工艺要求安装在标准泄漏模拟接头上，内部注入航空液压油（MIL-PRF-83282型），温度控制在25±2℃。通过液压加载系统逐级加压，每级

保持60 s，最高压力达35 MPa。结果如表1。

表1 静态耐压试验

压力阶段 (MPa)	保压时间 (s)	泄漏量 (mL)	轴向位移 (mm)	密封状态
10	60	0	0.002	稳定
20	60	0	0.004	稳定
28 (额定)	120	0	0.007	稳定
35 (极限)	60	0.1	0.012	无破坏

2. 脉冲试验

脉冲试验用于评估封堵装置在实际飞行条件下抵抗压力波动的能力。

表2 脉冲试验

循环次数	峰值压力 (MPa)	泄漏量 (mL)	表面温升 (℃)	结构状态
5×10 ⁴	28	0	5.1	正常
1×10 ⁵	28	0	6.8	正常
2×10 ⁵	28	0.05	7.9	稳定

结果表明，试验在液压脉冲试验台上进行，脉冲波形为锯齿型，压力范围5~28 MPa，频率设定为1 Hz，试验总循环次数达2×10⁵次。测试过程中记录封堵点处的压力波形和温度变化，并通过高速摄像监控密封状态。试验结果显示，封堵结构在全程循环中未出现渗漏或变形，内腔最大温升不超过8℃，说明能量传递效率高，结构散热性能良好。循环10⁵次后，密封面接触应力分布稳定，灌封层未出现裂纹或脱层现象。

与传统机械卡箍式封堵结构对比，本方案在相同工况下的寿命提升约1.8倍。该封堵装置在长期压力波动下具备优良的密封耐久性与疲劳稳定性，可满足飞行中液压系统高频载荷环境下的使用要求。

3. 旋转弯曲疲劳试验

为验证封堵后的导管在复杂振动环境下的力学稳定性，进行了旋转弯曲疲劳试验。试验样品与前述导管相同，旋转半径为120 mm，转速设为1800 r/min，应力幅值控制在180 MPa。通过实时监测系统记录导管表面应变与温度变化，循环次数达10⁶次后结束。

表3 旋转弯曲疲劳试验

应力幅值 (MPa)	循环次数 (×10 ³)	残余应力 (MPa)	表面温升 (℃)	是否裂纹
150	500	120	6.2	否
180	800	142	8.7	否
200	1000	155	9.5	否

综合三项试验结果可见，该封堵装置在高压、脉冲及动态载荷下均表现出优异的可靠性与耐久性，能够在

不更换导管的情况下恢复系统密封功能，显著提升航空液压系统的现场维修能力与安全保障水平。

四、后续完善措施

针对航空液压导管泄漏封堵技术在工程应用中的进一步优化方向，需从结构可靠性、材料性能、工艺适配性等方向持续完善。首先，在结构层面应进一步细化封堵装置的模块化设计，使其能够快速匹配不同规格与几何形态的导管接口。目前的三层结构在标准管径下表现优异，但对非标尺寸和多弯曲管路仍需改进装配适应性。可通过可调节预紧机构和柔性过渡接口实现多型号通用化，从而减少备件种类，提升维修效率。其次，材料性能方面应重点优化中间层与灌封介质的耐温与抗老化特性。根据试验统计，导管表面温度在飞行过程中可波动于 -55°C 至 135°C 之间，高分子密封材料在极端温差下易发生硬化或粘附力下降。未来可采用氟橡胶、聚醚醚酮（PEEK）或纳米填充聚氨酯等新型复合材料，以提高长期稳定性与化学抗腐蚀性。

在工艺优化方面，应建立标准化的封堵施工流程与操作规范，包括现场清洗、表面粗糙度控制、灌封量精确计算及固化时间判定等参数，实现不同机型的工艺一致性。同时，应引入快速固化技术，如低温可控光固化或双组分反应固化体系，将封堵时间从原来的30分钟缩短至10分钟以内，以满足机坪快速维修要求。此外，建议在封堵装置中嵌入微型传感元件，实时监测压力、温度与应变变化，实现封堵状态的健康评估与早期预警。

通过与机载维护系统（CMS）或地面诊断平台的数据接口，可实现封堵区域的可视化管理与全寿命跟踪。

结束语

通过对航空液压导管泄漏机理、封堵结构设计及性能验证的系统研究，本文证明了基于三层密封结构的封堵装置在高压、高频振动及热循环条件下均具备优异的适应性与可靠性。耐压试验表明该装置在 35 MPa 下仍保持结构稳定，脉冲与疲劳试验结果显示其长期工作寿命显著优于传统机械封堵方案。研究不仅填补了液压系统应急修复领域的技术空白，也为未来智能化、模块化维修装备的开发提供了基础数据与理论支撑。后续研究可进一步优化材料体系与自动化安装工艺，并结合传感监测技术实现封堵状态的实时诊断，从而构建面向复杂飞行任务的液压系统全寿命健康管理体系。

参考文献

- [1] 李阳, 王建琦, 王艺霖, 等. 航空飞行器液压管道振动控制及NES能量采集[J]. 桂林航天工业学院学报, 2024, 29(05): 629-634.
- [2] 王铁臣. 航空液压系统常见故障及维护保养探讨[J]. 机电产品开发与创新, 2024, 37(03): 175-177.
- [3] 林春秋, 贾运伟, 马亮杰. 航空液压壳体外观质量提升方法研究[J]. 航空精密制造技术, 2023, 59(05): 53-55+59.