

飞机典型液压管路全状态考核试验方法研究

闵强, 王用岩, 黄虎, 金伟

(中国航空工业集团有限公司 成都飞机设计研究所, 成都 610091)

摘要: **目的** 提出一种飞机典型液压管路全状态考核试验方法, 同时考虑液压管路内部高压高速液压油流动和外部振动环境耦合产生的响应。**方法** 从飞机典型舱位液压管路系统中抽取液压管路及其支持结构试验件, 模拟出液压管路安装的机体支持刚度, 通过液压回路组件模拟飞机液压管路内液压油的流动环境, 以及通过振动台组件模拟飞机舱位振动环境这两个液压管路疲劳寿命的主要影响要素。**结果** 通过设计的试验能同时施加液压管路疲劳寿命主要影响因素环境。**结论** 针对目前飞机液压管路地面模拟试验环境和空中飞行状态有较大差异, 文中提出了一种飞机典型液压管路全状态考核试验方法, 通过该试验可为液压管路减振优化设计提供试验依据。

关键词: 液压管路; 试验件设计; 液压流动; 振动环境

DOI: 10.7643/issn.1672-9242.2020.09.025

中图分类号: V216 **文献标识码:** A

文章编号: 1672-9242(2020)09-0142-07

Test Method of the Full State Examination of the Typical Hydraulic Pipeline of Aircraft

MIN Qiang, WANG Yong-yan, HUANG Hu, JIN Wei

(AVIC Chengdu Aircraft Design & Research Institute, Chengdu 610091, China)

ABSTRACT: The work aims to propose a full state examination method for the typical hydraulic pipeline of aircraft and consider the coupling response of high-pressure and high-speed flow of hydraulic oil in the hydraulic pipeline and the external vibration environment. Firstly, the specimens of hydraulic pipeline and its support structure were extracted from the hydraulic pipeline system of the typical cabin to simulate the support stiffness of aircraft structure for installing hydraulic pipeline. Then, the hydraulic loop module was used to simulate the flowing environment of hydraulic oil in the hydraulic pipeline and the vibration test module was adopted to simulate the main factors influencing the fatigue life of two hydraulic pipelines in the aircraft cabin and the vibration environment. The main factors influencing the fatigue life of hydraulic pipeline could be applied at the same time through the designed test. For the big difference between the ground test and the actual flight state of aircraft hydraulic pipeline, a full state examination and test method for the typical hydraulic pipeline of aircraft is proposed and the test provides an important basis for the vibration reduction optimization design of the aircraft hydraulic pipeline.

KEY WORDS: hydraulic pipeline; test specimen design; flow of hydraulic oil; vibration environment

收稿日期: 2020-03-10; 修订日期: 2020-07-08

Received: 2020-03-10; Revised: 2020-07-08

作者简介: 闵强(1985—), 男, 硕士, 高级工程师, 主要研究方向飞机结构强度综合设计。

Biography: MIN Qiang (1985—), Male, Master, Senior engineer, Research focus: aircraft structural strength design.

飞机液压系统简图见图 1, 主要由油箱、液压能源装置(泵)、油滤、蓄压器、控制装置(阀门、调节器等)、执行装置(作动器等)等液压元件和液压管路组成^[1-3]。错综复杂的液压管路是液压系统动力传输的主要通道, 它将各种液压元件连接起来, 传输高压高速的液压流体, 从而实现对飞机的操纵与控制。

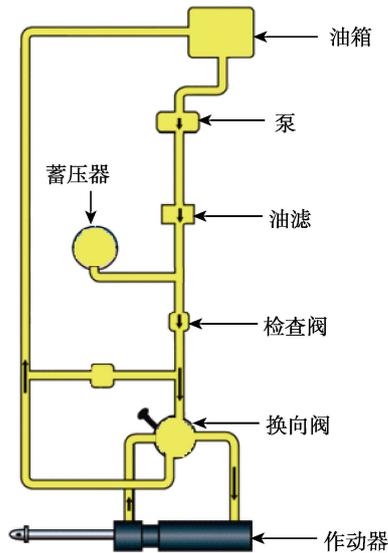


图 1 飞机液压系统

Fig.1 Aircraft hydraulic system

提高液压系统压力制度, 可大幅度提高飞机操纵

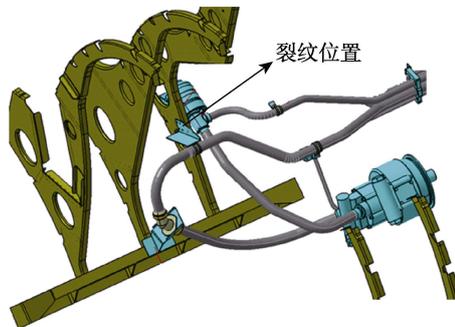


图 3 管路系统导致机体结构破坏

Fig.3 Structural damage caused by pipeline system

液压管路的振动疲劳危害具有隐蔽性, 且极具危险性, 轻则会使液压管路磨损、松动, 重则液压管路会因疲劳裂纹而造成液压系统漏油、飞机失去操纵动力失控等事故。液压油高压高速流动和环境振动是液压管路系统设计时主要考虑的载荷, 目前国内液压管路强度试验方法单一, 地面模拟试验技术未能很好地模拟出空中飞行复杂环境状态。文中设计了飞机典型液压管路试验件, 提出了一种可同时施加液压油流动环境和振动环境的液压管路全状态考核的试验方法, 编制了液压管路全状态疲劳载荷谱来实施试验。该试验可为飞机液压管路减振优化设计提供重要的试验依据。

与控制的效率, 降低液压元件的体积。随着飞机设计水平的提高, 液压系统正向着高压化方向发展。目前国内飞机的液压系统主要采用 21 MPa 压力制度, 在研新机采用 28 MPa 压力制度。欧美等先进国家的飞机液压系统已经向 35 MPa 甚至更高的 56 MPa 压力制度发展^[4-5], 与之相比, 国内还存在较大差距。

飞机液压系统启动关闭时, 阀门通断会引起液压管路内部压力和流量的快速变化。飞机在执行机动动作时, 作动器由于承受的外部载荷变化, 也会导致液压管路压力和流量的变化^[6-7]。高压高速的液压管路压力与流量的强瞬变会带来冲击与振动等问题, 导致液压管路失效破坏, 某飞机液压管路爆裂如图 2 所示^[8]。同时安装在机体结构上的液压系统需要承受飞机舱内的振动噪声环境, 液压的冲击流动与振动环境的耦合会导致管路系统产生振动疲劳问题^[9-11]。管路系统振动疲劳问题的故障不仅表现在管路自身结构的破坏上, 同时也会波及与管路安装的机体结构。某飞机发动机舱机体结构上连接的液压系统导管因剧烈振动导致结构产生裂纹, 甚至掉块, 如图 3 所示。



图 2 飞机液压管路爆裂

Fig.2 Burst of aircraft hydraulic pipeline



1 全状态试验方案设计

1.1 液压管路试验方法

美军标将飞行器管路系统强度设计纳入到设计准则规范里, 针对飞行器充液管路系统开展了大量试验, 总结了丰富的试验数据和设计经验, 技术相对成熟。国内也进行了一些管路试验, 总结如下。

1) 耐压试验^[12]。这是液压导管在装机或其他试验前必须进行的一种基本试验, 将管路试验件一端接在压力源上, 另一端堵住, 按试验要求进行充压和保持, 试验不允许有渗漏现象。

2) 液压冲击试验^[13]。试验总体方案是按照管路入口压力和流速的要求,设计一个液压回路系统来模拟管路内液体的流动特性,如图4所示。本试验考虑了高压高速液体流动对管路的影响,但是未考虑飞机振动环境的影响。

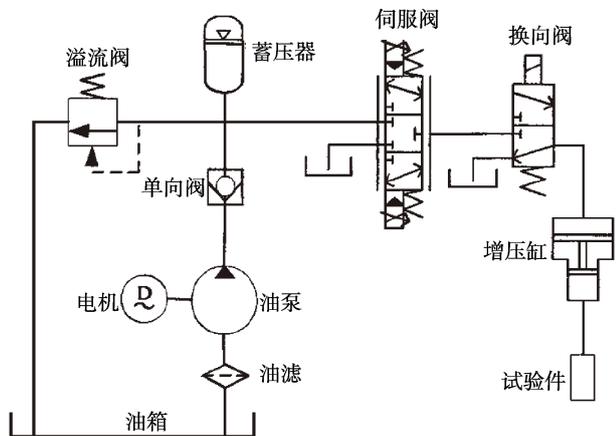


图4 液压冲击试验
Fig.4 Hydraulic impact test

3) 管路振动试验^[14]。将液压管路一端堵住,另一端充压到管路的使用压力进行保压,然后将管路试验件安装在振动台上进行振动试验。本试验只考虑保压状态的液压导管在振动环境下的响应,试验条件不能模拟出液压管路内液压油高压高速流动的冲击作用。

综上所述,现阶段的地面模拟试验技术未能很好地同时模拟出飞行中管内液体流动和振动环境,地面的动力学试验环境和空中飞行状态有较大的差异。

1.2 液压管路全状态试验方案设计

为同时考虑液压管路内部的高压高速液压油流动和外部振动环境耦合产生的响应,设计一种全状态液压管路试验方案,如图5所示。本试验方案包括模拟液压流动压力流速的液压试验组件和模拟振动环境的振动试验组件两部分共同作用。液压试验组件包括油箱、液压泵、流量阀、流量计等液压元件。为减小管路试验件端头的支持刚度对试验产生额外的影响,液压元件均通过软管与被测的典型液压管路共同

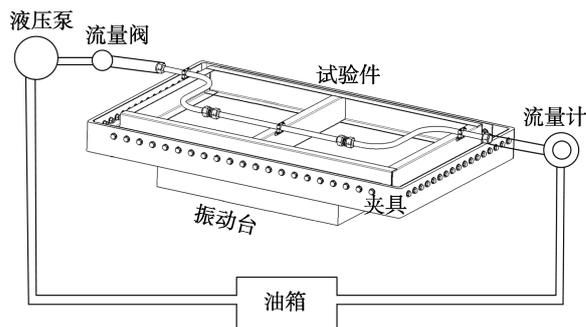


图5 液压管路全状态考核试验方案
Fig.5 Full state examination test scheme of hydraulic pipeline

形成模拟飞机飞行状态时的液压回路。振动试验组件包括振动台和夹具,夹具安装在振动台上,夹具上安装飞机典型液压管路试验件。

本试验方案的实施需突破以下三方面的关键技术。

1) 试验件设计。从飞机典型舱位液压管路系统中抽取典型液压管路及其支持结构的试验件,模拟出飞机机体结构的支持刚度,做到试验件的动力学边界条件与飞机实际安装尺度相一致。

2) 液压管路内部流体状态。现阶段飞机设计只监控液压系统主管路的压力和流量,根据液压系统主管路的典型工作状态,通过液压管路系统动力学分析方法得到液压系统其他管路内的压力和流速等流体参数。

3) 飞机各部位振动环境。飞机各部位振动环境在无实测数据时,可按照 GJB 150.16A—2009^[15]给出的参考执行。当有大量的飞机实测振动数据时,可归纳总结出施加在典型舱位液压管路结构上的随机振动实测环境谱。

2 试验件设计

飞机液压管路在机体上的安装方式主要分为两类(如图6所示)^[16]:第一类是顺着加强筋环向安装或顺航向安装在结构长桁上;第二类是顺着飞机主承力框环向安装或在主承力框腹板上开孔,液压导管穿孔安装在框的腹板上。



图6 液压管路典型安装
Fig.6 Typical installation of hydraulic pipeline

由于主承力框结构较强，不易产生振动疲劳裂纹，针对飞机上出现过钣金框被液压管路扯坏的情况，设计了飞机典型液压管路试验件来模拟液压管路在钣金加强筋上的安装方式，如图 7 所示。

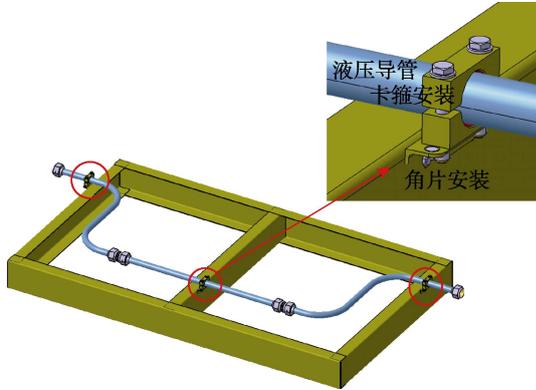


图 7 典型液压管路试验件设计

Fig.7 Design of typical hydraulic pipeline test specimen

典型液压管路试验件均按照飞机液压系统设计要求进行设计，导管通过卡箍安装在角片上，角片与钣金件进行连接，模拟与机体结构的安装，典型液压管路试验件中的导管、卡箍、螺栓、垫圈、螺母、角片、铆钉等均采用飞机液压系统设计标准件。典型液压管路试验件通过边缘的 L 型材铆钉与底板相连，如图 8 所示。典型液压管路试验件与底板铆钉相连后，通过底板螺栓与夹具相连，如图 9 所示。依据振动台安装规格，设计夹具底面与振动台相连的螺栓孔。除保证典型液压管路试验件与飞机实际结构相似外，最重要的是要求刚度相似，主要包括频率和振型，表现为模态计算时典型液压管路试验件前几阶的频率和振型与飞机上考核的管路频率和振型的相似度，如图 10 所示。

为减小试验件端头的支持刚度对试验产生额外的影响，典型液压管路试验件管路两端头与液压试验组件通过软管相连，液压试验组件施加试验要求的压力和流速，振动台施加飞机的环境振动谱，从而实现典型液压管路的全状态试验考核。

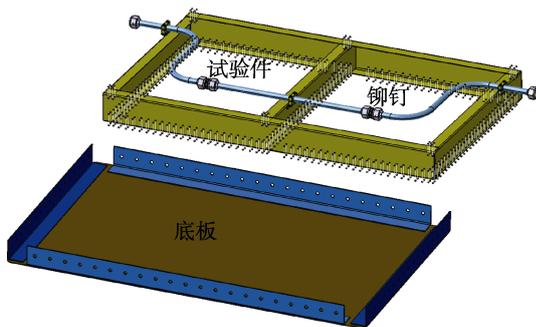


图 8 典型液压管路试验件与底板相连

Fig.8 Connection between typical hydraulic pipeline test specimen and the base plate

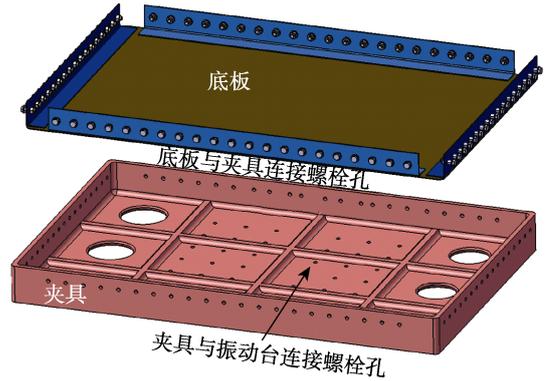


图 9 底板与夹具通过螺栓相连

Fig.9 Connection between the base plate and the clamp by bolts

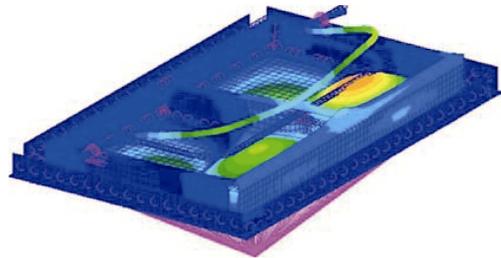


图 10 典型液压管路试验件模态振型分析

Fig.10 Model analysis of typical hydraulic pipeline test specimen

3 试验载荷设计

3.1 液压流动载荷

飞机液压系统中阀门调节以及作动器负载的变化均会引起高压高速的液压管路内流体参数发生变化，基于 AMESim 软件^[17-18]建立起泵、油滤、蓄压器、阀门以及作动器等典型液压元件的仿真模型，如图 11 所示。

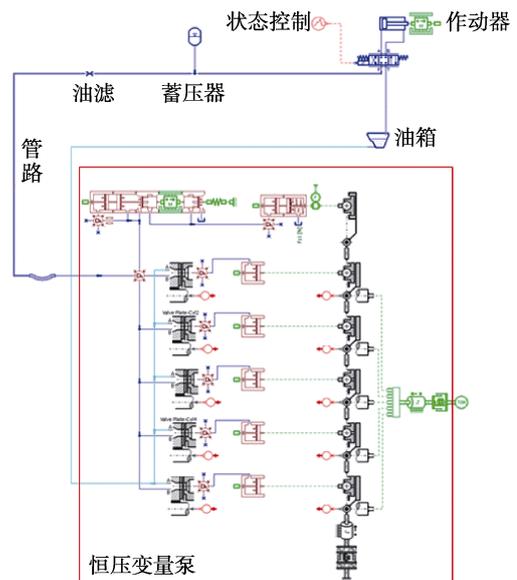


图 11 液压系统液压流动仿真模型

Fig.11 Simulation model of hydraulic flow in hydraulic system

液压管路的一维流体压力传递波动方程为：

$$\frac{\partial P}{\partial x} + \frac{\rho}{A} \frac{\partial Q}{\partial t} + f(Q) = 0 \tag{1}$$

$$\frac{\partial P}{\partial t} + \frac{\rho c^2}{A} \frac{\partial Q}{\partial x} = 0 \tag{2}$$

式中： P 为压力； Q 为流量； ρ 为密度； c 为波速； x 表示位置； t 为时间； A 为管道的截面积； f 为摩擦阻函数。

波动方程是管路动特性的基本方程，它真实而全面地反映了流体在管路内的非恒定流动过程。波动方程是偏微分方程，AMESim 软件引入特征线法来求解偏微分方程，将偏微分方程变换成特殊的全微分方程，然后对全微分方程积分，得到便于处理的有限差分方程。

将液压管路系统分为 n 段，由特征法推导出波动方程的代数方程。液压元件、管路的两端点，分别只有一个特征方程，始端点有反射波方程，末端点有入射波方程，但是每一个特征方程却有两个变量 P 和 Q ，因此必须根据边界元件的数学模型建立边界补充方程，与管路的始端或末端的一个特征方程进行耦合求解。

实际液压系统中，泵、油滤、蓄压器、作动器等液压元件的液阻、液容、液感、作动器负载等设计参数对系统动态特性的影响最为明显，表现为流动参数（压力 P 、流量 Q 等）经过各液压元件时会发生动态变化。通过数学建模，运用分布参数仿真建模方法，可以建立各液压元件进口和出口流动参数的关系表达式。

其中对于作动器流动参数（如图 12 所示）^[19]，假设作动器是匀速伸出/缩回的，工作时液压作动器输出力 F 为：

$$F = (P_{in} - P_{out}) \times A \tag{3}$$

式中： P_{in} 为液压管路进口压力； P_{out} 为回油导管的压力； A 为作动筒圆杆面积。

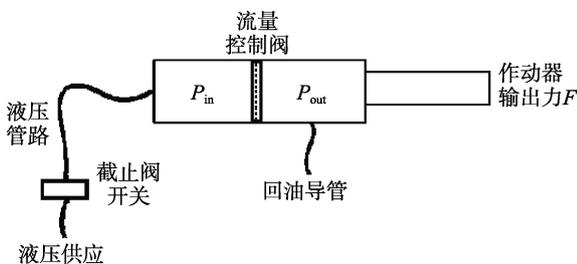


图 12 液压系统作动器模型
Fig.12 Hydraulic system actuator model

作动器的输出流量 Q 为：

$$Q = (P_{in} - P_{out}) \times C \tag{4}$$

式中： C 为作动器控制阀的固有系数。作动器输出流量 Q 与压力 P 的关系如图 13 所示。

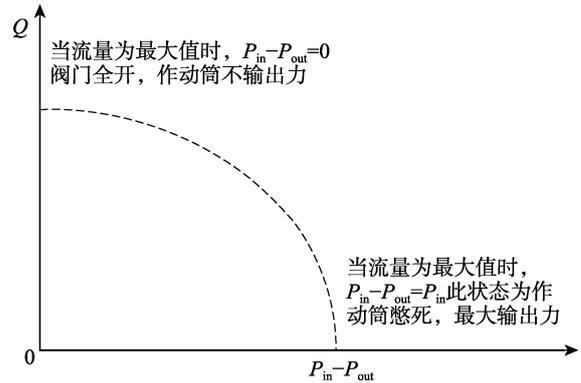


图 13 作动器输出流量与压力关系
Fig.13 Relationship between actuator output flow and pressure

采用 AMESim 软件建立分布参数液压管路系统仿真模型，依据作动器的负载 F 变化情况对飞机典型机动动作下液压系统的工作状态进行仿真分析，从而获取各管路部位在状态变化过程中压力 P 和流量 Q 的时域变化历程（如图 14 所示），以此作为典型液压管路试验时液压系统的载荷输入。

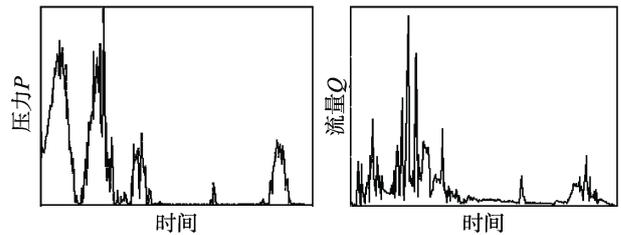


图 14 液压管路压力 P 、流量 Q 与时间的关系
Fig.14 Relationship between pressure/flow and time of hydraulic pipeline

3.2 振动环境载荷

根据飞机飞行实测的振动环境，归纳统计得到典型液压管路系统安装舱位的环境振动谱，如图 15 所示。统计归纳得到的环境振动谱作为试验时振动台的载荷输入。

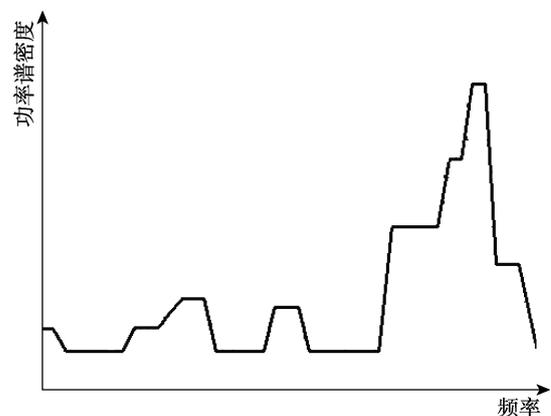


图 15 环境振动谱
Fig.15 Environmental vibration spectrum

3.3 载荷谱编制与试验实施

液压管路全状态试验需同时进行高压高速流动以及环境振动。按照飞机环境适应性要求, 全寿命内典型液压管路需进行 t 小时耐久性环境振动试验, 同时按照飞机典型任务剖面机动动作下舵面/舱门等作动器的载荷 F 变化历程, 通过仿真计算得到全寿命内典型液压管路系统的压力流量变化曲线与次数。利用液压试验组件, 将压力流量变化曲线与次数随机安排在 t 小时内进行控制, 这样就能满足在 t 小时内既能进行振动试验考核又能进行液压流动的考核。

飞机典型液压管路全状态考核试验的实施如图 16 所示。通过本试验可分别验证液压油高压高速流动和环境振动对管路的影响, 也可同时验证液压油高压高速流动与环境振动耦合对管路的影响, 从而找到影响液压管路振动疲劳寿命的关键因素, 为飞机液压管路减振优化设计提供重要的试验依据^[20]。



图 16 典型液压管路全状态考核试验实施
Fig.16 Implementation of full state examination for typical hydraulic pipeline

4 结语

飞机液压管路内部承受着液压油高压高速流动带来的冲击载荷影响, 外部承受着安装舱位振动环境带来的影响。现阶段的液压管路系统地面模拟试验技术未能很好地模拟出飞行中管内液体流动和振动环境, 地面的动力学试验环境和空中飞行状态有较大的差异。文中从飞机典型舱位液压管路系统中抽取出现实液压管路及其支持结构, 设计的典型液压管路试验件能模拟出飞机液压管路安装的机体支持刚度。提出了一种包含通过液压回路组件模拟飞机液压管路内液压油的流动环境以及通过振动台组件模拟飞机舱位振动环境这两个要素的飞机液压管路全状态考核试验方法, 编制了液压管路全状态疲劳载荷谱来实施试验。该试验方法可为飞机液压管路减振优化设计提供重要的试验依据。

参考文献:

[1] 骆美玲, 郭涛, 曹维佳. 机载液压系统设计原则与发展

趋势[J]. 航空科学技术, 2013(4): 38-42.

LUO Mei-ling, GUO Tao, CAO Wei-jia. Design Principle and Development Trend of Airborne Hydraulic System[J]. Aeronautical Science and Technology, 2013(4): 38-42.

[2] 路多. A380 的液压与作动系统[J]. 国际航空, 2006(4): 72-73.

LU Duo. Hydraulic and Actuation System of A380[J]. International Aviation, 2006(4): 72-73.

[3] 朴学奎. 大型民用客机液压系统的对比与分析[J]. 航空科学技术, 2011(6): 15-17.

PIAO Xue-kui. Contrast and Analysis on Civil Aircraft Hydraulic System[J]. Aeronautical Science and Technology, 2011(6): 15-17.

[4] 黄辉, 翁应强. 新一代飞机液压系统发展分析[J]. 国际航空, 2012(8): 61-63.

HUANG Hui, WENG Ying-qiang. Next Generation Airborne Hydraulic System Analysis[J]. International Aviation, 2012(8): 61-63.

[5] 王占林, 陈斌. 未来飞机液压系统的特点[J]. 中国工程科学, 1999, 1(3): 5-10.

WANG Zhan-lin, CHEN Bin. Characters of Future Aircraft Hydraulic System[J]. Engineering Science, 1999, 1(3): 5-10.

[6] 杨斌. 液压系统中的压力冲击研究[J]. 航空科学技术, 2016, 27(10): 55-59.

YANG Bin. Research on Pressure Shock in Hydraulic System[J]. Aeronautical Science & Technology, 2016, 27(10): 55-59.

[7] 周红, 刘永寿, 邵小军, 等. 飞机液压管路冲击响应分析[J]. 航空计算技术, 2010, 40(4): 1-3.

ZHOU Hong, LIU Yong-shou, SHAO Xiao-jun, et al. Hammer Response Analysis in Airplane Hydraulic Pipeline[J]. Aeronautical Computing, 2010, 40(4): 1-3.

[8] MARTINEZ J E, FIGERT J D, PATON R M, et al. Failure Analysis of T-38 Aircraft Burst Hydraulic Aileron Return Line[C]// Microscopy & Microanalysis 2012 Symposium—Failure Analysis of Structural Materials. Phoenix, AZ: NASA Johnson Space Center, 2012.

[9] 杨斌, 张建波. 民机液压系统振动技术研究[J]. 液压与气动, 2018(3): 101-105.

YANG Bin, ZHANG Jian-bo. Study on Vibration of Civil Aircraft Hydraulic System[J]. Chinese Hydraulics & Pneumatics, 2018, 3: 101-105.

[10] 焦宗夏. 飞机液压能源管路系统的振动特性分析[J]. 北京航空航天大学学报, 1997, 23(3): 316-321.

JIAO Zong-xia. Vibration Analysis of the Aircraft Fluid Power and Pipeline Systems[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 1997, 23(3): 316-321.

[11] 陈香林, 周文禄. 压力管道流固耦合振动特性分析[J]. 火箭推进, 2007, 33(5): 27-31.

- CHEN Xiang-lin, ZHOU Wen-lu. Vibration Characteristic Analysis of Pressure Pipes with Fluid-structure Interaction[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2007, 33(5): 27-31.
- [12] GJB 3230—1998, 航空液压导管和接头试验方法[S].
GJB 3230—1998, Aircraft Hydraulic System Test Methods for Tube/Fitting Assemblies[S].
- [13] GJB 3849—1999, 飞机液压作动筒、阀、压力容器脉冲试验要求和方法[S].
GJB 3849—1999, Requirements and Methods for Impulse Testing of Aircraft Hydraulic Actuator/ Valves/ Pressure Containers[S].
- [14] 邓俊, 邓莉. 液压导管振动疲劳试验不确定度分析[J]. 重庆理工大学学报(自然科学), 2013, 27(9): 76-79.
DENG Jun, DENG Li. The Uncertainty Analysis of Vibration Fatigue Test for Hydraulic Tube[J]. Journal of Chongqing University of Technology (Natural Science), 2013, 27(9): 76-79.
- [15] GJB 150. 16A—2009, 军用装备实验室环境试验方法第16部分: 振动试验[S].
GJB 150. 16A—2009, Laboratory Environmental test Methods for Military Materiel—Part 16: Vibration Test [S].
- [16] 夏鹤鸣, 朴学奎, 范平, 等. 复合材料机翼液压管路设计影响分析[J]. 机械设计与制造工程, 2013, 42(5): 52-54.
XIA He-ming, PIAO Xue-kui, FAN Ping, et al. The Analysis of Hydraulic System Tubing Design in Composite Wing[J]. Machine Design and Manufacturing Engineering, 2013, 42(5): 52-54.
- [17] 郭军, 吴亚峰, 储妮晟. AMESim 仿真技术在飞机液压系统中的应用[J]. 计算机辅助工程, 2006, 15(2): 42-45.
GUO Jun, WU Ya-feng, CHU Ni-sheng. Application of AMESim in Aircraft Hydraulic System[J]. Computer Aided Engineering, 2006, 15(2): 42-45.
- [18] 周魏雄, 邵明华, 商辉, 等. 基于 AMESim 的某型飞机液压系统仿真及优化[J]. 教练机, 2017(4): 42-46.
ZHOU Wei-xiong, SHAO Ming-hua, SHANG Hui, et al. Simulation and Optimization of Hydraulic System of XX Aircraft Based on AMESim Software[J]. Trainer, 2017(4): 42-46.
- [19] 江辉军, 安玉娇, 袁朝辉. 飞机液压系统流量压力负载模拟[J]. 航空学报, 2011, 32(7): 1357-1370.
JIANG Hui-jun, AN Yu-jiao, YUAN Zhao-hui. Flow Pressure Simulation of Aircraft Hydraulic System[J]. Acta Aeronautica ET Astronautica Sinica, 2011, 32(7): 1357-1370.
- [20] 李鑫, 王少萍. 基于卡箍优化布局的飞机液压管路减振分析[J]. 振动与冲击, 2013, 32(1): 14-20.
LI Xin, WANG Shao-pin. Vibration Control Analysis for Hydraulic Pipelines in an Aircraft Based on Optimized Clamp Layout[J]. Journal of Vibration and Shock, 2013, 32(1): 14-20.