



天津中德应用技术大学
Tianjin Sino-German University of Applied Sciences

本科生毕业设计

飞机前机身液压管路安装布局设计与测试
**Design and Testing of the Hydraulic Line Installation Layout
of the Aircraft Front Fuselage**

姓 名 付 强
学 院 航空航天学院
专 业 飞行器制造工程
指导教师 张威/岳峰
职 称 高级工程师
完成时间 2022 年 6 月 3 日



天津中德应用技术大学
Tianjin Sino-German University of Applied Sciences

本科生毕业设计

飞机前机身液压管路安装布局设计与测试
**Design and Testing of the Hydraulic Line Installation Layout
of the Aircraft Front Fuselage**

姓 名 付 强
学 院 航空航天学院
专 业 飞行器制造工程
指导教师 张威/岳峰
职 称 高级工程师
完成时间 2022 年 6 月 3 日

天津中德应用技术大学
本科生毕业设计（论文）选题申报表

学 院	航空航天学院		申 报 人	姓名	张威		
专 业	飞行器制造工程			技术职务	正高	副高	中级
题目名称	飞机前机身的液压管路安装布局设计与测试						
题目类型	自拟	题目来源	企业实习				
课题来源、背景及意义	飞机管路系统是飞机系统的重要组成部分，主要用于输送燃油、滑油、空气和液压油等介质。以此为题也更具现实意义。该题目对于强化学生在飞机液压结构的所学内容的实际应用设计能力非常重要，包括设计类软件的使用和模拟。学生也需要结合航空工业的特点，以及飞机飞行环境的一些特殊因素，对学生能力是全面的锻炼。						
任务及要求	学生需要了解液压系统原理，了解管道系统的工况，针对实际需求情况，结合各种传动形式以充分发挥出液压传动的优势。确定主机对液压系统的工作性能如运动平稳性、传动效率、控制方式以及自动化程度等要求。进而可以设计前机身液压机构。之后利用管材制作液压管路的实体模型并进行校核计算和载荷测试。在模拟计算结果的帮助下，对设计进行进一步改善和优化，最终确定设计方案，并完成论文的撰写。						
工作条件	飞机设计手册、液压管路测试台、其他参考书籍、教材和文献。						
知识与能力要求	学生应具有：查阅资料和文献的能力，学生需要具备计算和查阅手册进行设计的能力，利用管材制作液压管路的实体模型并进行校核计算的能力。对设计进行进一步改善和优化，解决问题的能力。并完成论文的撰写。						
系（教研室）审查意见： 同意							
负责人(签名)： <u>张健</u> 2022年3月7日							



天津中德应用技术大学
Tianjin Sino-German University of Applied Sciences

毕业设计（论文）任务书

题 目：飞机前机身的液压管路安装布局设计与测试

学 院：航空航天大学

专 业：飞行器制造工程

学生姓名：付 强

学 号：20414040108

起止日期：2021年12月3日~2022年6月3日

指导教师：张威/岳峰

任务书下达日期：2021年 12月 3日

毕业设计(论文)任务书

1. 毕业设计(论文)课题背景及意义

- (1) 航空产业是国家战略性产业,而飞机液压设计也是飞行操控系统设计的核心。
- (2) 飞机液压系统是飞机主要的机载系统之一,现代飞机的主操纵系统和辅助操纵系统的控制与执行机构都以液压作为能源,以液压作动器或液压马达作为执行机构。
- (3) 作为飞行控制、增升装置、推力反向器和起飞着陆操纵系统的能源。液压系统的性能、稳定性、可靠性直接影响飞机的操纵性和安全性。
- (4) 近年来,随着军、民用飞机性能需求的不断提高,飞机液压系统在构型、分析方法等方面有了长足的发展,系统由低压向高压发展,由小功率向大功率发展,与之相应的液压附件、故障诊断及试验等也有较大的发展。
- (6) 由于液压系统的发展能够比较满意地适应飞行性能的发展需要,因而越来越显示出液压系统所具有的稳定性好、响应快、效率高、抗干扰能力强的优点。
- (7) 学生也需要考虑航空工业的特点,以及飞机设计的一些特殊因素,比如材料、重量、空间、温度等环境特点,进行设计,对学生能力是全面的锻炼。

2. 毕业设计(论文)课题任务的内容和要求

- (1) 锻炼学生的查阅资料的能力,学生需要进行图书资料收集,收集有关液压传动资料。了解液压传动的组成结构及其当前的应用情况。
- (2) 确定主机对液压系统在结构、动作和主要性能方面的要求,如运动方式、调速范围、行程、负载条件、运动平稳性、动作精度、自动化程度和效率等。
- (3) 进而结合飞机功能等确定飞机液压系统工作环境(如温度及其变化范围,振动、冲击、污染、腐蚀性及易燃性)等
- (4) 学生需具备计算和查阅手册进行设计的能力,进而可以设计出尽可能完整的液压结构(包括供压部分、调节控制部分、传动部分、辅助元件等)。
- (5) 利用管材制作液压系统(包括供压部分、调节控制部分、传动部分、辅助元件等)的实体模型并进行校核计算,通过实际操作施加载荷,并判断分析结果。
- (6) 在测量计算结果帮助下,对设计进行进一步改善和优化,最终确定设计方案。
- (7) 完成论文的撰写。

3. 毕业设计（论文）课题成果（包括毕业设计论文、图表、实物样品等）：

- (1) 毕业设计（论文）一套；
- (2) 液压管路机构实体一套；
- (3) 电子版装配图纸一套。

4. 推荐参考资料：

- (1) 飞机结构或液压系统类教材；
- (2) 飞机管路结构设计手册；
- (3) 相关论文及资料等。

所在专业审查意见：

同意

负责人： 张健

2022年1月29日

一、 开题报告内容（课题的目的意义、与本课题有关的国内外研究（应用）情况和发展趋势、课题主要研究内容、参考文献等）

（一）课题的目的和意义

飞机液压系统是飞机主要的机载系统之一。现代飞机的主操纵系统和辅助操纵系统的控制与执行机构都以液压作为能源，以液压作动器或液压马达作为执行机构。如波音 777 飞机的液压系统由三个独立的工作压力为 20.6MPa 的系统组成，来作为飞行控制、增升装置、推力反向器和起飞着陆操纵系统的能源。液压系统的性能、稳定性、可靠性直接影响飞机的操纵性和安全。近年来，随着军用、民用飞机性能需求的不断提高，飞机液压系统在构型、分析方法等方面有了长足的发展，系统由低压向高压发展，由小功率向大功率发展，与之相应的液压附件、故障诊断及试验等也有较大的发展。由于液压系统的发展能够适应飞行性能的发展需要，因而越来越显示出液压系统所具有的稳定性好、响应快、效率高、抗干扰能力强的优点。

我认为非常有必要对飞机液压管路进行系统的研究和总结，将工程实践经验总结出来，使该领域的工程技术人员能够从过去的经验教训中吸取有益的“养分”，不再犯同样的错误。本文旨在弥补国内此领域匮乏参考资料现状，并能满足航空工业部门和飞机用户的急需。

（二）国内外研究情况

几十年来，随着科学技术的进步，我国的航空液压管路的原材料技术、设计技术、制造技术、标准件技术发展都取得了长足进步，但与国际先进水平相比，差距仍较明显，主要表现在：航空不锈钢管材制造精度不高；钛合金管材尚不十分成熟；新式无扩口管路连接件成熟度不够；目前普遍使用的扩口式管路连接方式比较落后；缺乏简易、有效的检验方法。这些技术的薄弱导致了对液压管路设计、安装、维护相对苛刻的要求，也制约了部分标准、规范的制定与完善。根据飞机用户反馈的故障信息，管路渗漏事故占有相当的比例，即使去除因操作失误或质量事故导致的故障，上述技术缺陷的影响仍不容忽视。

（三）主要内容

首先，通过查阅资料了解液压管路安装原理，需要进行图书资料收集，收集有关液压传动资料。了解液压传动的组成结构及其当前的应用情况。

设计飞机液压管路安装布局试验并进行可行性分析，明确技术要求，满足技术要求的功能和性能这两个关键因素，同时还要充分考虑可靠性、安全性以及经济性诸因素。依据顶层要求和规范，制定本系统设计规范和设计方案、设计要求。

再对飞机液压管路进行检测，系统功能设计根据技术要求进行金属导管及路件气密实验、耐压试验、重复装配实验、防静电实验。这些实验方法没有特别之处，

按照规范操作和试验设备的操作要求即可。根据分析内容的不同对液压系统进行局部简化，然后计算液压系统大致的特性。如果发生矛盾，则对液压系统进行修正或改变元件的规格。

设计完成时，除应该提供系统原理图、外型图、安装图、管路布置图等技术文件。探究飞机前机身内部的液压管路设计在航空飞行管路领域的应用前景及发展趋势。

参考文献

- [1] 酆正能，主编. 飞机部件与系统设计[M]. 北京：北京航空航天大学出版社，2006. 5.
- [2] 王占林，主编. 飞机高压液压能源系统[M]. 北京：北京航空航天大学出版社，2004. 11.
- [3] 张亚平, 秦建新, 徐鹏国, 等. HB8459 民用飞机液压管路系统设计和安装要求[S]. 北京: 中华人民共和国工业和信息化部, 2014.
- [4] Society of Automotive Engineers. ARP994A Recommended practice for the design of tubing installations for aerospace fluid power systems[S]. USA: SAE, 2012.
- [5] 薛辉, 面向协同装配设计的实体模型简化研究[D]. 杭州: 浙江大学硕士学位论文, 2006.
- [6] 吴永康, 飞机液压管路的有限元参数化建模及仿真分析[D]. 西安: 西安电子科技大学硕士学位论文, 2012.
- [7] De Jong, Analysis of pulsations and vibrations in fluid-filled pipe systems[C]. Proceedings of the 1995 Design Engineering Technical Conferences, Boston, USA, 1995:829-34.
- [8] 沈旻昊, 飞机液压管路的简化建模及振动特性分析[D]. 西安电子科技大学硕士学位论文, 2014.
- [9] 季文美, 机械振动[M]北京: 科学出版社, 1985.
- [10] 张智勇, 沈荣瀛充液管道系统的模态分析[J]. 固体力学学报, 2001, 22(2):143-149.
- [11] Jaeger C. The theory of resonance in hydropower systems. Discussion of incidents and accidents occurring in pressure systems[J] ASME Journal of Basic Engineering, 1963, 85: 631-640.

二、进度及预期结果

起止日期	主要内容	预期结果
2021.12.04- 2021.01.29	制订研究方案	方案科学、合理、完整、充分、实事求是
2022.01.29- 2022.02.10	掌握前机身内部的液压管路原理及测量仪器的使用	掌握原理及测量的使用
2022.02.10- 2022.02.28	检测液压管路	完成管路的设计和制图
2022.03.1- 2022.03.31	分析检测数据，得出结论	完成分析研究工作
2022.03.31- 2022.04.15	撰写论文	完成论文
2022.04.15- 2022.06.10	论文查重和答辩	完成答辩
完成课题的 现有条件	1、关于前机身内部的液压管路安装在航空工业中应用的大量技术资料 and 文献资源。 2、管材制作、测量和其相关设备。	
指导教师 意见	同意 指导教师： <u>张威/岳峰</u>	<u>2022年3月7日</u>
开题答辩 小组意见	同意 组 长： <u>王军</u>	<u>2022年3月5日</u>

天津中德应用技术大学
本科生毕业设计（论文）的声明

本人郑重声明：所呈交的毕业设计（论文），是本人在指导教师指导下，进行研究工作所取得的成果。除文中已经注明引用的内容外，本毕业设计（论文）的研究成果不包含任何他人创作的、已公开发表或没有公开发表的作品内容。对本设计（论文）所涉及的研究工作做出贡献的其他个人和集体，均已在文中以明确方式标明。本毕业设计（论文）原创性声明的法律责任由本人承担。

毕业设计（论文）作者签名：付强

年 月 日

本人声明：该毕业设计（论文）是本人指导学生完成的研究成果，已经审阅过设计（论文）的全部内容，并能够保证题目、关键词、摘要部分中英文内容的一致性和准确性。

毕业设计（论文）指导教师签名：

年 月 日

摘 要

液压动力系统是一个常用的能源系统，广泛用在航空、航天、船舶、交通运输等领域。它的工作质量与安全性将直接影响整体结构体系的顺利工作。因液压系统管路振动而造成的事故也时有发生。目前中大型喷气客机的液压系统的一个主要问题就是管路的振动及安装时产生的人为差错。这是影响液压系统安全的一个重要因素。同时影响着液压管道的结构强度与疲劳寿命。

本文在通过振动分析，然后对管路的外形进行设计和验证，在保证某大型喷气客机液压参数不变条件下，优化其管路的振动及减少安装时的人为差错，以加强液压管路结构安全性和安装可靠性。本文首先对管路进行建模及简化，探讨几何模型简化对液压管路振动特性的影响。实现对液压管道试验模块的优化建模，并完善了管路设计方案。通过对管路有限元模型模态分析，得到了两种典型工况下管道管路系统应力的应力分布和有限元模型。

然后，采用流固耦合法对所设计的液压管道系统进行了模态仿真解析，并与论文中理论分析结果进行了比对。在此基础上，研究流固耦合法对不同管道形状和流体压力管道模态分析方法的影响。研究表明，在不考虑流体阻力模态的情形下，流固耦合法可以完成较为复杂管道模态分析，并分析设计方案是可行的。

最后，在模拟分析结论的基础上，保证某大型喷气客机液压参数不变对管路的应力振动特征进行模拟液压测试，证明设计管路能减少液压振动及防止安装时人为差错。

关键词：飞机前机身液压管路；简化建模；振动特性仿真；流固耦合法分析

ABSTRACT

Hydraulic power system is a common energy system, widely used in aviation, aerospace, shipping, transportation and other fields. Its working quality and safety will directly affect the smooth work of the whole structure system. There are some accidents caused by the vibration of the hydraulic system pipe, such as the leakage of the pipe due to the big gap between the pipe clip and the spacer frame or the improper installation position. At present, one of the main problems in the hydraulic system of large and medium-sized jetliners is the vibration of pipelines and the artificial errors in installation. This is an important factor affecting the safety of hydraulic system. At the same time, it affects the structure strength and fatigue life of hydraulic pipeline.

In this paper, by means of vibration analysis, the shape of the pipeline is designed and verified, and the vibration of the pipeline is optimized under the condition of keeping the hydraulic parameters of a large jetliner unchanged, and the artificial errors in the installation are reduced, in order to strengthen the safety of hydraulic pipeline structure and installation reliability. In this paper, the pipeline is modeled and simplified, and the influence of the simplified geometric model on the vibration characteristics of the hydraulic pipeline is discussed. The optimization modeling of the Hydraulic Pipeline Test Module is realized, and the pipeline design scheme is perfected.

Then, the fluid-structure coupling method is used to analyze the modal of the designed hydraulic pipeline system, and the results are compared with the theoretical analysis in the paper. On this basis, the influence of fluid-structure coupling method on modal analysis of different pipeline shapes and fluid pressure pipelines is studied. The results show that the fluid-solid coupling method can be used to analyze the modal of complex pipelines without considering the fluid resistance modes, and to analyze the feasibility of the design scheme..

Finally, the fluid-structure coupling method is used to simulate and analyze two groups of pipelines, and on the basis of the simulation results, the vibration failure characteristics of pipelines are tested by simulating hydraulic pressure, and the results are compared with the experimental results, the rationality and accuracy of the simulation test are proved..

Keywords: Aircraft front fuselage hydraulic lines; simplified modeling; vibration characteristics simulation; Analysis by fluid-structure coupling method

目 录

第一章	绪论	1
1.1	论文背景及研究意义	1
1.2	民用飞机液压系统技术的现状及趋势	1
1.3	大中型喷气支线客机前机身的液压概述	1
1.4	本文研究目的和主要工作	2
第二章	飞机液压管路系统设计	4
2.1	概论	4
2.2	液压管路的导管设计	4
2.3	连接节点和步路节点	5
2.3.1	连接节点	5
2.3.2	线路点	6
2.3.3	管路附件的零件和装配体	6
2.4	结语	7
第三章	液压管路的建模与等效模型简化	8
3.1	模型简化的基本原则和考虑因素	8
3.1.1	删除无关细节特征	8
3.1.2	重建细节构件	8
3.1.3	简化连接件	8
3.1.4	处理模型间隙	8
3.2	简化原则	9
3.2.1	简化前后装配特征保持一致性	9
3.2.2	模型中各参数对材料的力学性能影响	9
3.2.3	简化前后尺寸、质量不会出现变化很大误差	9
3.3	飞机液压管路主要部件的建模与简化	9
3.3.1	前起落架舱门管路的建模与优化	9
3.3.2	前起落架舱门管路优化后的建模	10
3.3.3	起落架货舱门开关管路优化目的	11
3.3.4	前起落架轮毂锁管路建模与优化	11
3.3.5	前起落架轮毂锁管路优化后的建模	12
3.3.6	前起落架轮毂锁管路优化的目的	13
第四章	飞机液压系统管路的模拟测试与分析	14
4.1	液压管路振动特性测试研究	14
4.2	流固耦合法	14
4.2.1	流固耦合法(FSI)对起落架货舱门开关管路模态测试分析	15
4.2.2	液压前起落架轮毂锁管路模态测试分析	16
4.3	飞机液压前起落架轮毂锁管路振动特性测试	18

4.4 飞机液压前起落架轮毂锁管路模拟液压试验测试.....	20
4.5 优化管路的分析及失败的可能性	21
第五章 总结与展望	22
5.1 总结	22
5.2 展望	22
参考文献	23
致 谢	24

第一章 绪论

1.1 论文背景及研究意义

液压动力系统作为常用的能源系统，广泛应用于航空、航天、船舶、交通运输等领域。它的工作质量与安全性将直接影响整体传动结构体系的顺利工作^[1]。不过，目前国内大中型支线液压控制系统的研究在总体设计上还没有完成。制造及使用中都存在许多问题；同时也缺乏对其进行可靠度分析研究的资料。因此，我国大型干线飞机上应用的大部分液压系统均为国外进口。但也有一些缺点。它也会造成液压控制系统在环境应力下稳定性差、失效几率大；特别是振动造成的。这一类情况出现，带来了很大的损失。

随着中国航空工业蓬勃的发展，液压控制系统也在向着高压化、轻量化、和多余度化等方向发展^[2]。当飞机的液压系统液体压力突然上升时，高压管道就会形成强烈的液压冲击，振动会造成管道的损伤、破裂等严重后果，而增压后强度的降低也会对伺服驱动系统的伺服系统动力学特性产生不良影响。

因液压系统管路振动而造成的事故也时有发生，如国外飞机在使用过程中，由于管夹与隔框间间隙过大或安装位置不当，导致导管发生泄漏。因此，有必要对飞机液压管路的振动进行详细的研究，对液压管路振动特性系统的振动应力测试进行模拟和试验，以掌握管道震动的特性，制定减少震动的对策，增加液压管道疲劳寿命。保证飞机液压安全有效。

1.2 民用飞机液压系统技术的现状及趋势

为了保证区域管路可安全地操作性运行，飞机液压系统通常采用冗余与备份技术进行设计，但同时也带来了成本、重量和等复杂问题。本文研究了空客飞机的机载液压管路系统。从实际需求出发，介绍了民用客机液压统设计的过程和方法，经过研究的构造性质与工程基础，确立设计方案，并提出相关建议。为之后的相似项目提供一定参考依据。以满足民机研制过程中的要求。提高工作效率。

随着中国经济发展，中国民航产业已成为第二大航空市场，并以每年 10% 以上的速度高速增长。然而，我国虽是世界第一大航空大国，但在民用液压系统实施中，小到元件级，大到系统级都依赖国外供应商。在技术水平与产品质量等方面较国外的先进技术水平尚有相当差距，但由于中国对该领域的研发起步相对较晚，目前仍处于空白状态。国内市场还没有形成稳定的供应关系。因此，研究开发国产大型民用客机液压系统具有重要意义。民用客机液压系统的大规模开发不仅能够降低航空器的总重量，提高了航空器的安全和效能外，还可以促进新型材料、电子设备、能源、精密制造业等有关技术工业的发展。

1.3 大中型喷气支线客机前机身的液压概述

液压系统是飞机中尤其是民用飞机中不可缺少的组成部分。随着航空技术发展，现

代飞机对其性能要求逐步提高，而其中最为关键的就是可靠性、安全性。液压系统在航行过程中起着至关重要的作用。液压控制系统是现代航空器中最主要的设备之一，它利用液压泵提高液压系统的压力，用液压带动航空部件，因此具有重量轻、安装简单、速度快、效率高、抗干扰能力较好的优点。液体控制系统工作平稳，却难免发生失效率提高、设备损坏、维修成本提高的情况，干扰交通系统的正常工作甚至危害到交通的运航安全。

由于液压系统有着功率重比高、响应速度快、运行平稳等优点，飞机机身前部多个系统的执行机构都是由液压驱动的，我们称之为液压系统的“用户”。这些用户通常包括：飞行控制系统的舵机/助推器、起落架的控制和回卷、制动系统收放机构控制部件和制动、转弯系统的控制部件和转向、舱门控制系统的控制和执行机构、雷达天线的驱动机构以及其他液压制动器。

民用客机液压系统通常由 2-4 个独立的分系统组成，这些子系统可以是基本相同的，这取决于液压系统对几种配置的安全要求。图 1-1 所示为国外某型号飞机液压系统的功能框架，是典型的飞机液压系统功能框图，反映了液压系统与功能使用者之间的相互联系。

管路也是液压控制系统的关键部分，它连接液压系统的附件，为油液介质提供流量和传输功率，形成具备一定功能的控制回路。对于中型和大型民用机型，液压系统管理总长度在 2000 米以上，占总重量的 40%。如果没有管路，所有部附件都将变得毫无用处。也不可能形成一个所谓的系统。飞机液压系统的关键性能指标有很大一部分与管路散热密切相关，如压力、流量、应力、脉动、冲击、温升/散热等。因此，为了获得高质量的液压控制，我们必须首先研究液压系统管路。

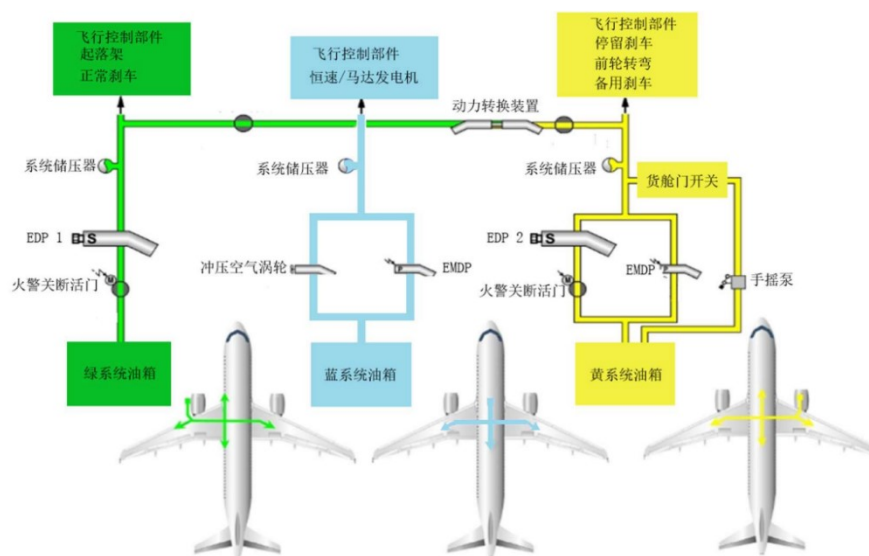


图 1-1 国外某民用机型飞机液压系统的功能框架

1.4 本文研究目的和主要工作

目前中大型喷气客机的液压系统的一个主要问题就是管路的振动及安装时产生的人为差错。本文的目的与作用是开发一个有效的大型民用飞机液压控制系统，在保证某大型喷气客机液压参数不变条件下，优化其管路的振动及减少安装时的人为差错，降低飞机载荷，提升飞行器稳定性与效率，同时可以促进新型复合材料、精密制造业和许多有关技术产业的发展。

本文研究了中大型喷气支线客机前机身的恒压液压管路。首先，采用 Solid Works 软件建立恒压管路有限元模型，通过计算得到不同工况下，压力脉动幅值与时间关系及各测点处压强随流量变化情况。采用了流固耦合法对典型的液压管道的振动特征进行了数字仿真。探讨流固耦合法对液压管道震动特征分析方法的影响。最后将振动特性测试结果和仿真分析结果进行了比较。以此证明了本文中对现有管路所进行的改进，有效的减少产生液压振动，防止安装时的人为差错。

第二章 飞机液压管路系统设计

2.1 概论

概论管路控制系统设计，是飞机液压控制系统总体设计中的一项主要内容。在民用飞机研制的联合定义阶段，由于液压装置必须同时向用户供给飞控作动、以及起落架控制系统的压力，以满足的设计输入，所以管路装置的气压下降对平衡设计来说十分关键。为适应液压控制系统的特性需要，管路控制系统设备的设计也对调节转速和调整峰值压力产生了一定的影响^[2]。

民用飞机液压控制系统的基本设计流程和有关规范均已颁布并执行，没有具体的管路控制系统设计指导标准^[3]。仅对民用航空器液压管路系统的总体设计工作给出了基本规定。

《Recommended Practice for the Design of Tubing installations for Aerospace Fluid power Systems》(APR994)^[4]是对飞机液压管路控制系统设计的设计给出了业界认可的指导性文件，虽然文档中提出了压降平衡概念，但作者并未对其做出深入的剖析，未有明确设计过程。

本段主要讲述液压管道控制系统设计的基本设计流程与方法。对中国民用飞机及民用航空器的液压管路控制系统设计进行了探索与研究，形成系统设计指导。

2.2 液压管路的导管设计

SolidWorks Routing 是一种 SolidWorks 插件，专门为管路控制系统而设计，与 SolidWorks 无缝集成。SolidWorks Routing 能够迅速高效地实现大部分管道及管路系统的电气电气走线布局气体与液体输送装置。在这个插件中，可以快速绘制复杂方向的钢管，软管和电线，与立体走线图，灵活调用现成的标准模型，比传统的 CAD 绘图的平面管路直观。

Routing 可以帮助设计端快速完成工作：

- 1、快速构建管路配置。
- 2、协助零件的自动装配；
- 3、线路智能组合。
- 4、输出管路长度和特性

在液压导管系统中详细设计的阶段，必须根据初步的设计评审阶段来确定的液压管路系统的架构、设备的参数、管路的布置、用户的压力与流量都需对管路系统来进行设计，而设计的目标是来确定不同的流量优化的导管的尺寸、重量和系统参数。

液压管路连接图如图 2-1。导管的优化设计：输入/输出的参数如表 2-1 所示，依据图 2-1 将整个液压管路系统的管路连接，然后设计输入优化来设计输出。至此液压导管的设计已完成，优化结果可以用来指导导管系统设计。

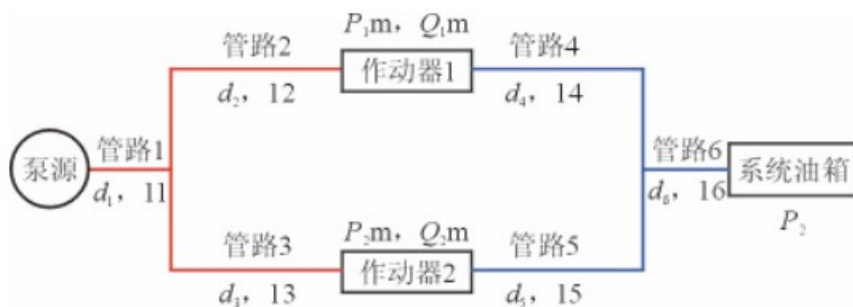


图 2-1 液压管路系统连接简图

表 2-1 管路的优化与设计：输入 / 输出

输入/输出	参 数
输 入	泵出口压力 P_1 ;
	油箱背压 P_2 ;
	作动器出/入口最小压差需求 P_{1m}, P_{2m} ;
	作动器流量需求 Q_{1m}, Q_{2m} ;
	系统架构;
	最大流速限制;
	补偿导管弯曲和接头压力损失的管长增加比例 因数;
	各级导管长度 l ;
	油液粘度、比重;
	导管规格表;
管材密度。	
输 出	优化的管径规格 d ;
	导管重量;
	油液重量;
	各种工况下作动器的可用压力;
	各级导管中的油液流速。

2.3 连接节点和步路节点

2.3.1 连接节点

连接节点是所有连接设备(法兰、弯管)中的一点，线路段如：管道、管筒、电缆都要从这个点开始或结束。只有先把至少一头牛连在接头连接节点，方可形成管路。接头零部件接口必须有一个连接节点。

连接点放置在相邻的管道、电缆或 HVAC 管道的起点或终点。包括以下几个步骤：

① 所有线路零部件均需要至少一个连接节点。（偏心变径管的管道有两个连接点）连接点可以用来标记线路零部件零件（管道、电气或用户定义）。

② 确定连接的型式(管道间连接、电气间连接和用户自定义连接)。

③ 辨别子类型。例如，电气线缆就是一种零部件类型。

④ 确定管道直径和规格等其他特性。

⑤ 线路段的开始和结束。例如，通过将连接节点放置在附件的所需间隔，将管路定义为穿透配件。

⑥ 关于管路设计零部件，每个接口需添加连接节点。例如，法兰盘有一个连接节点，T 形三通接头有三个连接节点。如图 2-2。

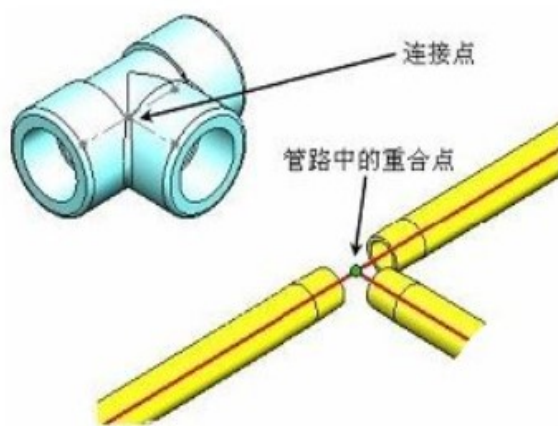


图 2-2 管路模型连接点

2.3.2 线路点

线路点（RPoint）安装在配件上的一点，如法兰条、弯管以及电气连接器，用于在电路草图上将组件所安装的交叉处或端点。

对于有一个以上接口的连接件在添加线节点之前，还需要先在连接件轴线的连接处形成一个草图节点。线路节点是指管件中的节点，用于在 3D 草图中确定管件的端点。在具有数个端口附件时，附件的中轴线或交叉点处须先生为草图节点。

2.3.3 管路附件的零件和装配体

管道附件包括法兰、管帽、焊制三通、弯角度以及需要安装的管道连接处和接线地点的配件。连接点的管路附件的名义口径和尺寸系数如图 2-3 所示。

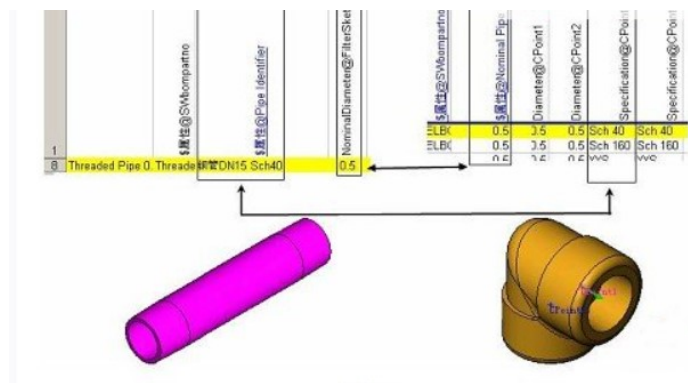


图 2-3 管路直径和规格参数参考

2.4 结语

综上所述，当航空工程机械设计人员设计液压管路可进行三维模型建模。通过对液压管路结构及工作原理分析，利用 SolidWorks 软件建立了液压管路的 3D 实体模型并导入有限元计算软件中进行模态分析与应力响应分析。得出系统固有频率和振型图。合理、清洁、准确的管路，避免因设计误差造成损失，提高管道设计的质量，提高管路设计的可靠性和维护性，缩短开发周期，提升设计研发水平，同时便于未来工人的培训、产品更换，为标准的制定提供参考。

第三章 液压管路的建模与等效模型简化

在优化软件模拟之前，发现某中大型民用飞机的两条管路设计可以改进，一条用于起落架轮毂锁，另一条用于前起落架舱门开关。这两个部件都是重要的部件，一旦产生系统故障，可能会导致重大安全事故。因此，须保证管路的安全运行，否则会影响飞行安全。为了验证是否安全和可靠，需要对两条液压管路进行模拟和分析。通过对管路有限元模型模态分析，得到了两种典型工况下管道管路系统应力的应力分布和有限元模型分布。

3.1 模型简化的基本原则和考虑因素

3.1.1 删除无关细节特征

模型中一般包含结构细节特性，如外部倒角特性、孔特性以及内部螺栓螺纹特性。对于局部复杂的三维几何形状，可以使用有限元分析软件精确建模；而对于一般的二维平面或曲面零件，则可采用简化的方法来建立零件实体模型，并将其作为边界条件施加到网格中。这些详细的特性对整体结构应力的分布影响不大，它为有限元分析提供了网格分析、计算时间等诸多麻烦。这些更详细的特征并不会影响大数据分析结论的正确性^[5]。

3.1.2 重建细节构件

有些零件含有许多小零件。例如：叶轮、叶片等，它们都是由很多微小的薄片构成的复杂形状。由于这种零件数量巨大，所以采用传统方法难以得到精确的应力应变分布。但是在实际工程中，由于网格划分不合理等原因，往往会产生一些奇角单元，给后续的分析带来困难。因此，为了方便整个结构的有限元分析，可以对其进行简化和重新建模。

3.1.3 简化连接件

各零件间的联系大致分为连接、螺栓和铆钉这三种形式，对带螺纹的螺栓来说，因为铆钉的出现将给网格定位造成较大麻烦。一般来说，根据设计手册和设计者建议的结构和连接件尺度和标准；当这种方法不能满足工程要求时必须进行验算。由于结构连接件所承受环境内部应力较许用残余应力为小，在进行分析时已不进行强度验算。因此这些连接件可以不考虑，但需要保留必要的信息。

3.1.4 处理模型间隙

实际的结构模型包括装配间隙，以确保组件的平稳装配。而构件间存在着各种不同程度的缝隙或接触应力，因此需要考虑这种情况下构件与结构件的耦合作用。以满足实际装配要求。如果在采用结构有限元之前不处理这些间隙，将很难确定各部件间的接触性能。

3.2 简化原则

尽管简化建模方法对有限元仿真分析有重要的意义，但也在影响了构件的特性数据上(如结构的几何尺寸和构件间空隙大小等)的同时。这些变化会对模态参数识别产生部分影响，从而使计算结果偏离真实值。如果没有足够准确的振型数据作基础，就无法确定管路系统固有频率。这对于工程实际是很不利的。所以在进行简化的同时。还应该充分考虑到结构与特征信息的整体性。并注意下列三个原则：

3.2.1 简化前后装配特征保持一致性

建模时，需确保简化模型和原模型装配关系相一致。为了实现这个目标，提出基于特征和约束规则的参数化建模的方法，该方法利用特征信息对零件进行定义和描述，并通过约束性条件来确定各几何要素之间的相互位置关系。从而确保仿真分析的准确度。

3.2.2 模型中各参数对材料的力学性能影响

为尽可能的降低模拟分析的偏差，在简化模型后，不修改模型最主要的力学性能。防止模型中各参数对材料的力学性能有影响。

3.2.3 简化前后尺寸、质量不会出现变化很大误差

为确保简化模型的仿真分析结论与实际模型相符，还需要确保主体构件长度保持恒定，总体质量误差低于原模型飞机液压管路主体部分的最简单模型^[6]。

3.3 飞机液压管路主要部件的建模与简化

本文对上述两处管路进行建模与分析：首先根据原设计要求确定合理结构尺寸进行管路建模；然后将原有方案与改进后的设计方案进行对比分析，最终得出优化的设计方案。

在振动疲劳寿命曲线试验的基础上，还须通过对液压管路的几何建模加以优化处理，才能实现振动模拟研究。

如图 3-1 所显示，所有飞机的航空液压管路系统均为硬管、管夹和支架组成。因为所分析的对象为两根硬管，故将管夹与连接件忽略。根据第三点一章节论述的模型简化的基本原理，说明了管路中主元件的几何模型简化。

3.3.1 前起落架舱门管路的建模与优化

目前中大型民航客机的起落架舱门采用液压系统实现舱门的关闭和打开。而一些小型飞机的起落架舱门是依靠起落架收放时的机械联动来控制舱门关闭和打开。起落架货舱门开关管路前起落架舱门开关的连接管路，在实际安装中发现，由于其管路的弯曲较多，液压流动时易产生较大应力。



图 3-1 大中型喷气式支线客机前起落架舱门开关液压管路实物图

对其实物图进行建模，且建模满足 3.1 要求，简化连接特征如螺纹连接和 P 型夹紧固连接，且简化前对尺寸质量不会产生较大的误差，但由于按真实尺寸制作。为防止商业机密泄露，故对模型进行模糊处理。其管路建模如图 3-2 所示。

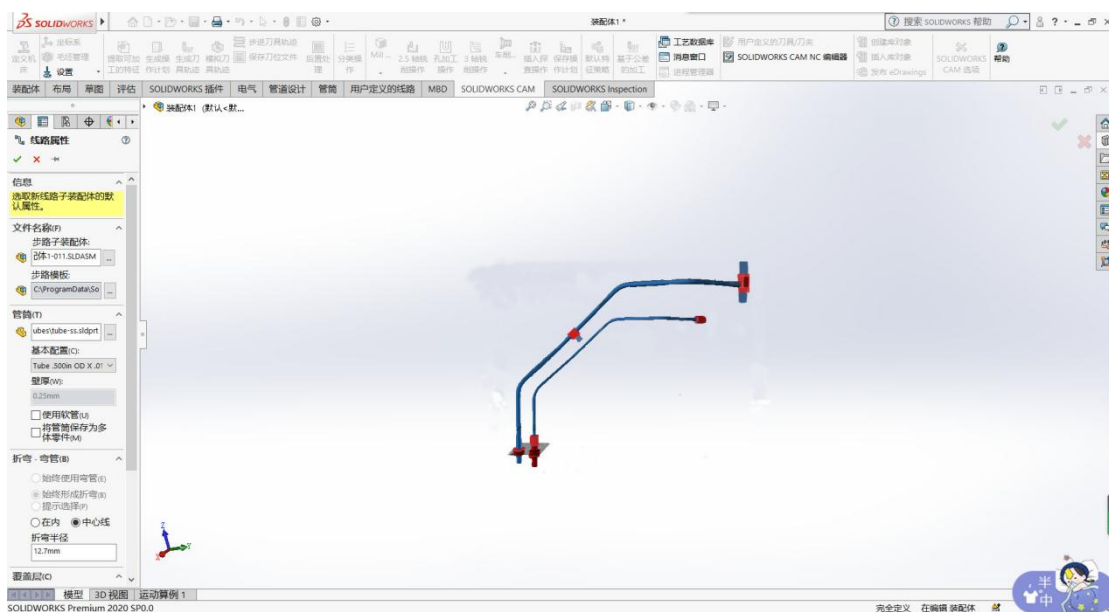


图 3-2 原起落架货舱门开关管路和支架连接的建模图

根据第 3.1 节讨论的模型简化的基本原理和方法，对支架和液压管路接头模型的模型进行三处简化：

简化 1：因为支架上的螺栓孔尺寸相对较小，且不会改变原支架的热力学性能，所以原支架上的孔特征被取消。

简化 2：六角螺母紧固、连接紧密、刚度好。但由于它是在螺栓上加工而成的一种螺纹结构，容易产生应力集中现象发生断裂破坏。为了解决这个问题。在建模时会把管接头缩减为圆柱状。

简化 3: 测试管路模型为一条直通到管接头的管道接口, 同时存在着许多结构特征(倒角、退刀槽等)。倒角的细节特性并不改变管接头的热力学性能, 管接头一般为圆柱形。所以, 在简化结构上, 可以把管接头简化成圆柱形。

3.3.2 前起落架舱门管路优化后的建模

由于原管路的弯曲点较多, 故尝试减少管路弯曲点, 管路周围无其他干涉管路和设备, 管路下端连接处间隔尺寸加大, 优化后管路建模如图 3-3 所示。

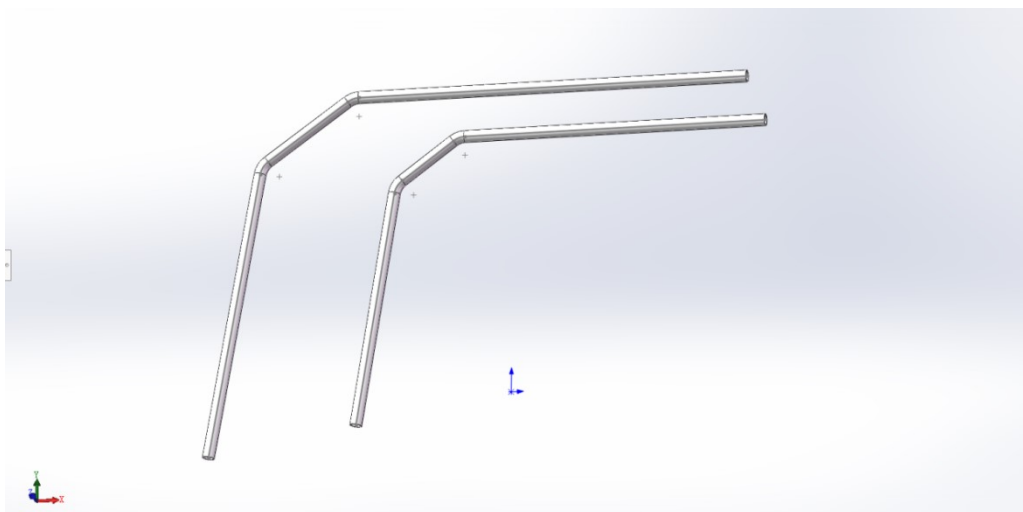


图 3-3 起落架货舱门开关管路起落架货舱门开关管路优化后的建模

3.3.3 起落架货舱门开关管路优化目的

降低了系统的复杂性, 并降低管路的维护难度。减少弯管, 便于更换和维护。两管路之间的空隙扩大了。保证在最不利的制造公差、最严酷的环保要求以及最剧烈的变化条件下接触与碰撞。方便安装、维修人员接近, 操作工具可达等。

前起落架轮毂锁管路是连接起落架收放位置锁, 位于起落架锁紧收上和下放的位置, 避免起落架在航行过程中自动收下和受到碰撞后自动收下。

3.3.4 前起落架轮毂锁管路建模与优化

前起落架轮毂锁管路是连接起落架轮毂锁的一条管路, 实际安装中, 管路弯曲两端长度相等, 若无流向标识, 亦容易方向安装错误, 产生不必要的人为差错。

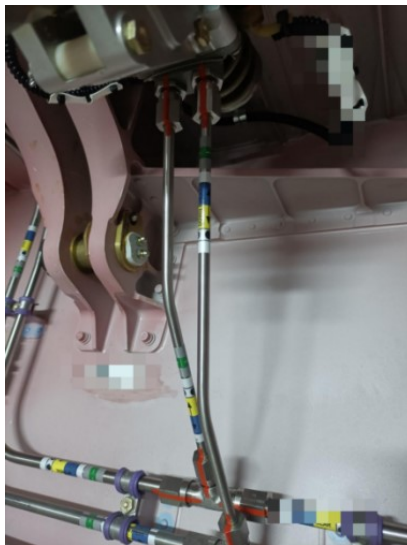


图 3-4 大中型喷气式支线客机起落架轮毂锁液压实物图

对其实物图进行建模，且建模满足 3.1 要求，简化连接特征如螺纹连接和三通螺纹连接，且简化前对尺寸质量不会产生较大的误差，但由于按真实尺寸制作。为防止商业机密泄露，故对模型进行模糊处理。其管路建模如图 3-5 所示。

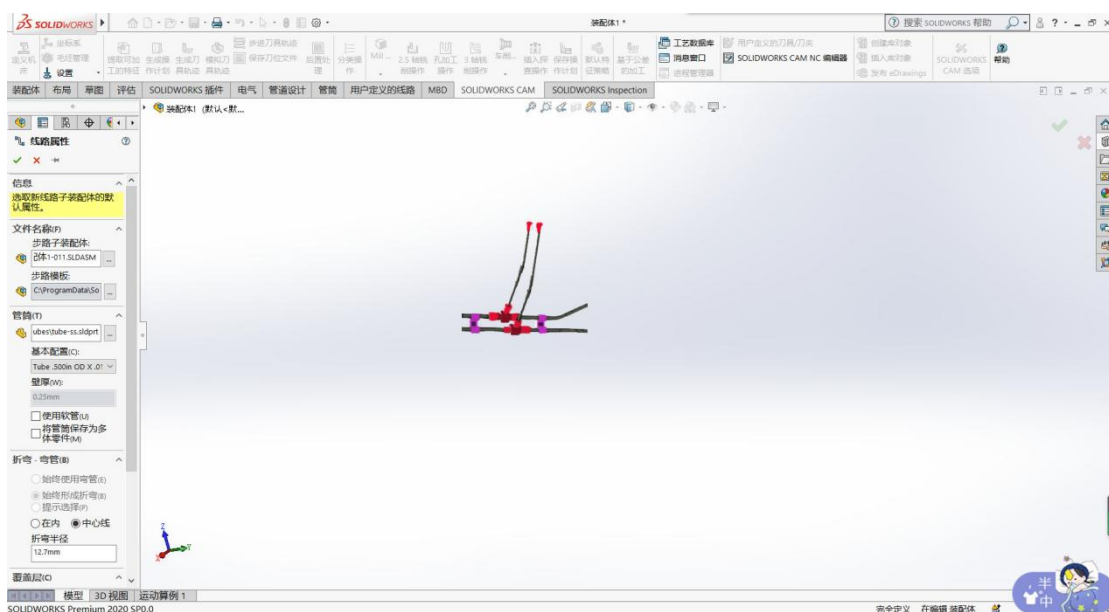


图 3-5 简化后液压前起落架轮毂锁管路和支架连接建模图

3.3.5 前起落架轮毂锁管路优化后的建模

原管路上下两端尺寸相同，将弯曲点向下平移 1 cm，且管路总长度保存不变，其优化后建模如图 3-6 所示。

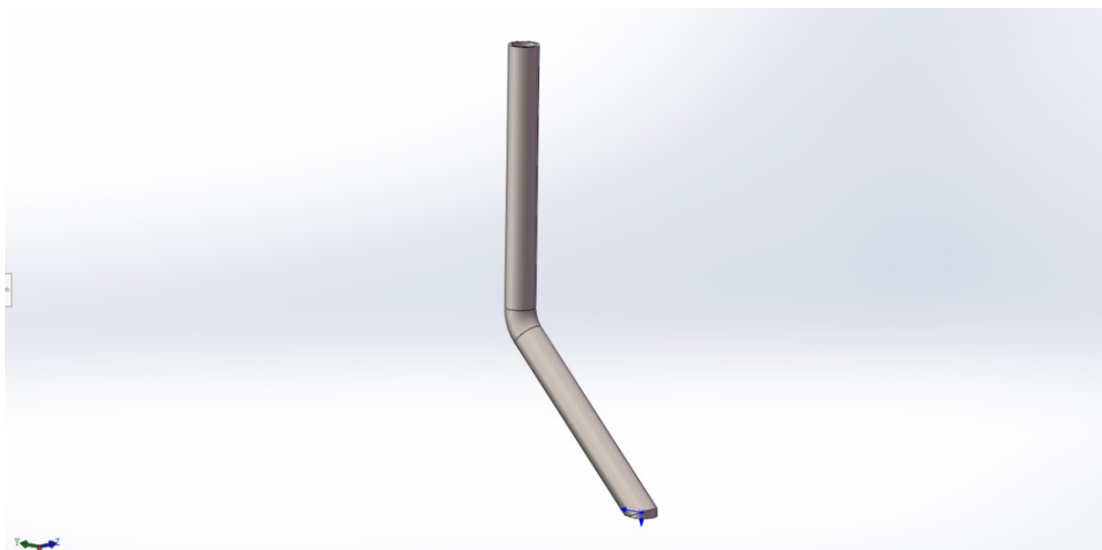


图 3-6 优化后前起落架轮毂锁管路建模图

3.3.6 前起落架轮毂锁管路优化的目的

降低系统管路的复杂性，使安装和维护更容易和更可靠，侧管道有间隙，以确保系统管路不会因飞行过程中的变形而造成摩擦损坏。

正常安装易导致方向安装错误，折弯处下移，便于区分管路上下部分，减少人为差错。

本文根据某中大型民用客机的设计思路，从需求分析，在保证液压参数不变条件下，在建模上优化其管路的振动特性及减少安装时的人为差错，达到民用客机管路应达到的设计目标。经实例建模分析，本文所使用的 SolidWorks Routing 可以对主要部分进行信息的提取，并完成管路的建模，且方法简单有效；建模设计的流程与方法科学合理，可指导民用客机液压管路的建模设计。

第四章 飞机液压系统管路的模拟测试与分析

4.1 液压管路振动特性测试研究

液压管路中震动特征的基础理论研究成果源远流长，内涵丰富多彩，涉及各种建模理论、对振动特征和振动传递特征的分析方法、对理论计算结果的预测方法等。这些研究成果对于指导实际工程应用具有重要意义。但是因为受到实验条件及测试技术等因素限制，目前没有形成一套成熟可靠的计算方法。因此，对管路系统进行动态响应分析就重要了。在过去的十几年里，关于管道系统建模的研究取得很大进展，如管道的振动和传播特性、管道系统中不同成分和约束边界的影响、管道系统的稳定性等。

研究液压管道系统的振动特征的初步思路是先进行了对管道系统的数理模拟后，再根据边界状态的数学模型，在获得了对管道震动的时间、振幅和振荡周期等振动特征的理论分析以及数值解后，从而得出了管道的振动震动特征，如频率、振动幅度、振荡周期等。压力脉动管道振动形成和传播信息已成为液压管道系统的主要研究课题之一。

有限元技术已经被广泛应用于工程实践之中^[7]，本文主要从以下几个方面对管路系统建立有限元模型进行研究。但是由于流体运动具有明显的非线性特点，所以很难获得准确的结果。本文利用流体动力学分析软件 SolidWorks，对不同管径、管长及流速下管道内流场进行模拟研究。目前，这一难题已被较好的克服，并利用实测资料对液压管路的有限元模拟做了调整，以降低模拟研究中的错误。

4.2 流固耦合法

采用流固耦合法计算管路模态，并考虑管路中的流体压力，将其视为预应力荷载进行静态分析。基于流固耦合法，利用 SOLID WORKS Simulation 软件对管道进行模态仿真分析。其流固耦合管路模态分析流程图如图 4-1 所示^[8]。

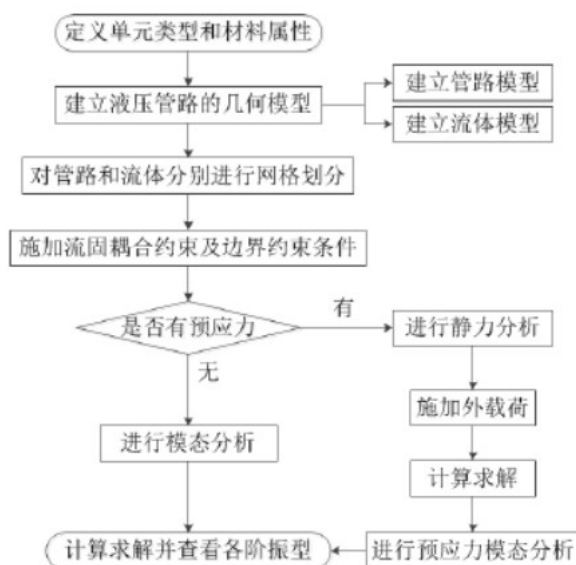


图 4-1 流固耦合法分析流程图

①下面以一个有液直管为例，简单介绍分析步骤：

有液直管结构和流体几何模型分别见图 4-2、图 4-3 所示。



图 4-2 直管路几何模型

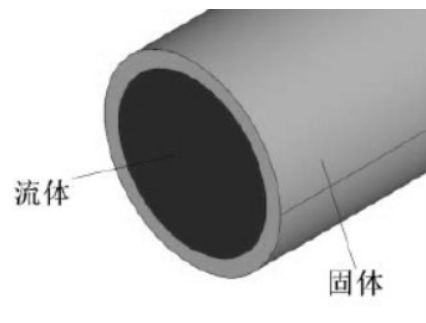


图 4-3 管路模型侧面图

通过设置单元类型、实常数、材料属性等对有限元模型进行预处理。采用 solid 单元 45 对管路结构进行扫描，将管道的六面体单元扫描和端面扫描划分两层网格。

用流体单元 45 将流体分为六面体单元扫描。如图 4-4 所示，图 4-5 所示。



图 4-4 管路有限元网格划分

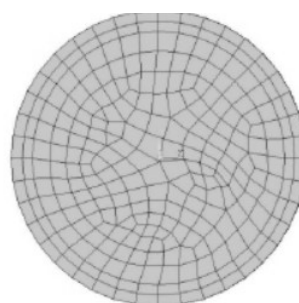


图 4-5 管路网格划分端面图.

②当管路系统内存在流体压力时，需要将管路系统内流体压力视为预应力荷载来静态分析，分析管路系统施加预应力的方式。关键是对管路施加某一边界约束，并在流体-管路间进行耦合约束。如图 4-6 所示。



图 4-6 管路端面约束施加图

4.2.1 流固耦合法(FSI)对起落架货舱门开关管路模态测试分析

除去流体膨胀阶后，管路的各阶振型是相同的。通过对弯曲管道中液体流动和传热过程研究，提出了一种流固耦合问题的理论与数值计算方法。该算法结果可靠。对起落架货舱门开关管路的前四阶振动规律进行了研究。如图 4-7 所示。

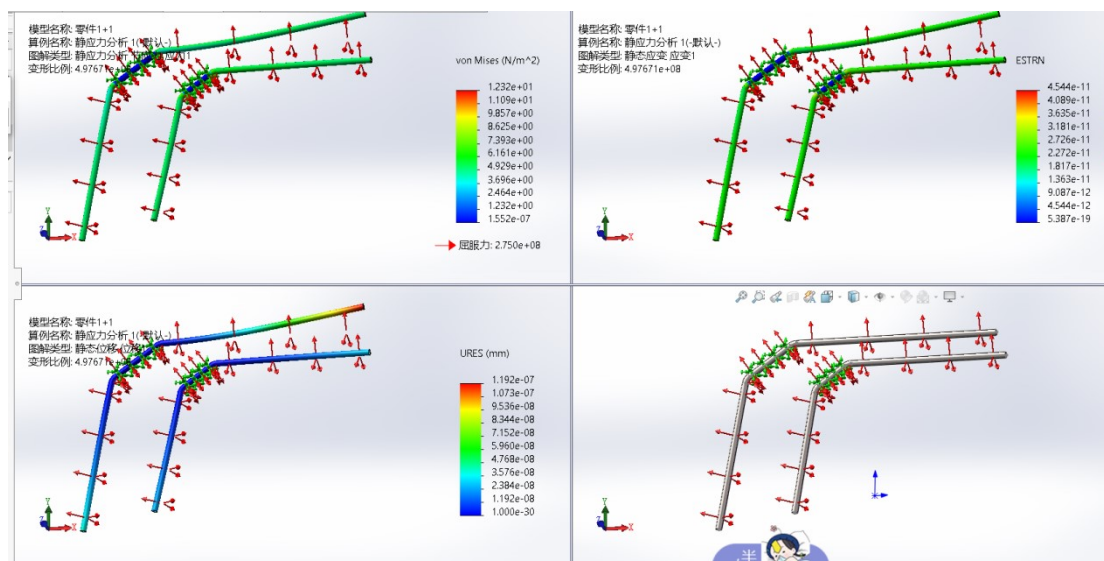


图 4-7 流固耦合的空间起落架货舱门开关管路测试振型图

从图 4-7 和可以看出，采用流固耦合法计算的空间管路的前三阶振型是相同的。前三阶振型中均是管路接头处位移最大。与预估模型变化较大。

综上所述，从软件结果可以看出其受到的最大预应力略微大于其钛合金材料的屈服强度，可能发生断裂；其位移最大位于在液压管路的上前端接头处，但位移量较小。对比分析可得本设计管路结构不满足强度和刚度要求。这也说明软件测试结果可以检验出管路是否合格，为下一组管路的测试积累经验。

4.2.2 液压前起落架轮毂锁管路模态测试分析

管路材料的密度按等效密度分配。在考虑到管道内流体流动和传热情况下，建立了管内外液体耦合作用下的管系模型；对管路流体及管路进行静力分析得到流体压力分布情况以及管路内壁的变形情况，并与模态分析结果对比^[9]；

如图 4-8 所示，前起落架轮毂锁管路的参数为：直管段长度为 L_1 为 1100mm，弯管半径为 200mm，弯管下部 L_2 长为 900mm。材料参数为 157GPa，杨氏弹性模量 E ，密度为 9.00kg/m^3 ，泊松比 μ 为 0.34，管路外径为 $D=100\text{mm}$ ，管路内径为 $d=80\text{mm}$ 。

液体体积模量 K 为 1.95GPa，密度 P_2 为 872kg/m^3 。分别计算了两种边界条件下管路的模态频率：

边界条件 1：起落架货舱门开关管路端 L_1 固定并关闭，管路末端 L_2 面自由，液面压力 3000Pa。

边界条件 2：起落架货舱门开关管路端 L_1 自由，管路末端 L_2 固定并关闭，液面压力 3000Pa。

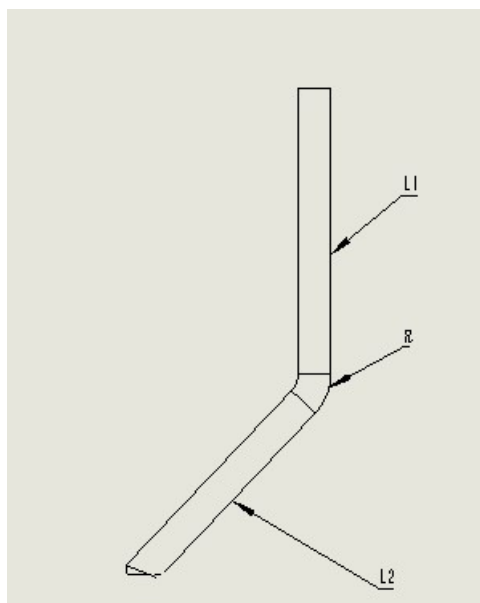


图 4-8 L 型管路模型

首先，根据液压管路系统的几何固有振动特性建立了液压管道系统的几何模型；其次，建立了声波在管路系统内传播速度单元类型，管路固体为 45solid 单元，流体为流体 30solid 单元，已知 $c = \sqrt{K_f / \rho_f}$ （ K_f 流体体积模量， ρ_f 流体密度），可求得声音在该流体中传播速度 $c = 1495.4 \text{ m/s}$ ；然后将管路的有限元网格划分为立体扫掠，将管道末端划分为双层网格，对管路进行模态分析，增加约束条件和流固耦合面约束，求解管道的固有频率和振型。

基于流固耦合法(FSI)，分析液压管路管道管路固体有限元模型固有振动特性分析。要求流体质量等于管道的固体质量。

已知管路固体密度 ρ_x 为 9000 kg/m^3 ，固体体积 V_s 为 $2.73 \times 10^{-3} \text{ m}^3$ ，流体密度 ρ_f 为 872 kg/m^3 ，流体体积 V_f 为 $8.91 \times 10^{-3} \text{ m}^3$ 。由公式(3-42)可得， $\rho = 11848.5 \text{ kg/m}^3$ 。

$$\rho = \frac{\rho_x V_x + \rho_f V_f}{V_s} \quad (4-1)$$

基于上述方法，利用 SOLIDWORKS Simulation 计算了两种边界条件下 L 型弯管的模态频率。将模拟结果与文献^[10]中基于传递矩阵法（TMM4）得出的结果进行比较，表 4-1 和表 4-2 中计算的固有频率与充液时振动有关的频率。

表 4-1 边界条件 1 下充液 L 管系的模态频率(单位: Hz)

阶数	TMM (文献解) (充液)	FSI (充液)	δ
1	12.5	12.42	1.75
2	31.5	32.97	5.78
3	157.2	152.89	-2.79
4	167.5 (F)	171.25 (F)	2.44
5	248.8	247.82	-0.44
6	439.0 (F)	449.75 (F)	2.48
7	491.6	488.75	-0.57
8	659.8	638.20	-3.35
9	729.7 (F)	715.46 (F)	-1.83
10	833.7	850.12	1.95

(‘F’表示液体模态频率, δ 表示相对误差)

表 4-2 边界条件 2 下充液 L 管系的模态频率(单位: Hz)

阶数	TMM (文献解) (充液)	FSI (充液)	δ
1	157.0	157.95	0.52
2	236.0	234.77	-0.55
3	397.3 (F)	294.0 (F)	-1.13
4	476.1	473.51	-0.51
5	534.9 (F)	539.0.0 (F)	1.02
6	624.8	591.39	1.05
7	797.8	747.85	1.06
8	865.4	849.83	-1.67
9	876.0 (F)	957.74 (F)	0.65
10	1037.0	1031.0	-1.17

由表 4-1 和表 4-2 可知:

1) 基于 SOLIDWORKS 仿真的液压管路模态分析表明, 理论解与模态仿真结果之间的平均相对误差小于 5%; 该分析方法可用于其他类似简单机械结构的研究。这表明了数学建模、和计算方法的正确性和仿真结果的可靠性。

2) 边界 2 下管道的频率不同于边界 1 下管道的频率, 这意味着管路固有频率受到不同边界支承的影响。

4.3 飞机液压前起落架轮毂锁管路振动特性测试

通过试验与仿真分析相结合的方式对液压导管的管路振动特性进行研究。针对某民用客机液压系统在工作安装过程中可能出现的隐患, 提出基于虚拟技术的动态响应仿真方法对该系统进行研究。通过验证所提建模和分析方法的正确及是否有效。

在对大中型客机液压导管振动疲劳寿命曲线试验的基础上, 采用 SOLIDWORKS 仿真分析了液压导管的管路振动特性。

对试验管路进行了有限元模拟, 如图 4-9 所示, 从软件结果可以看出其受到的最大预应力远小于其钛合金材料的屈服强度, 不会发生弯曲断裂; 对比分析可得本设计管路结构满足强度和刚度要求。通过初步验证后, 还需进一步检验和测试。

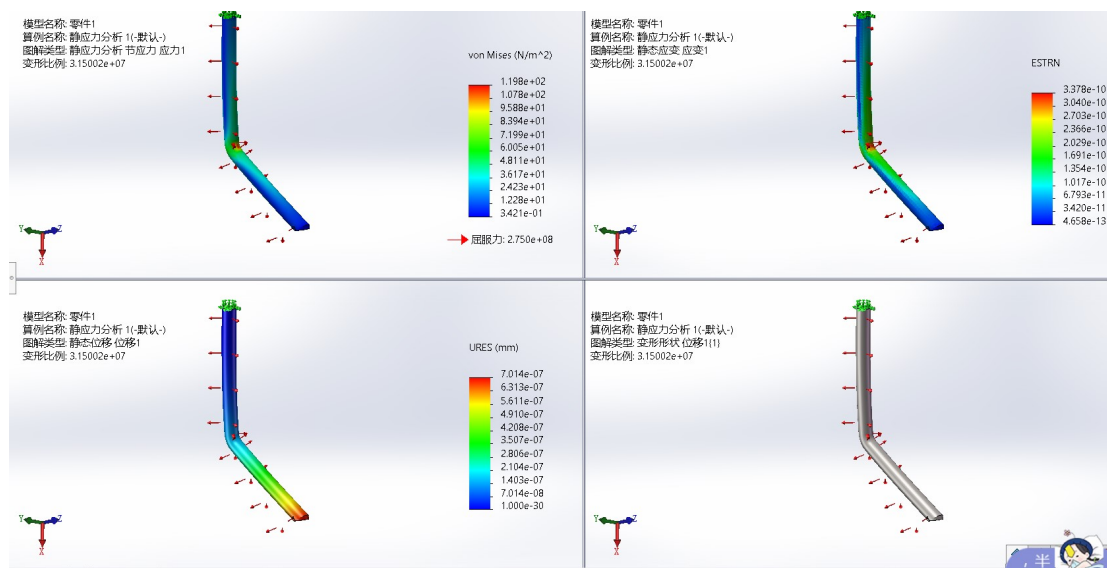


图 4-9 飞机液压前起落架轮毂锁管路的测试分析

采用流固耦合法分析结果表明：当流体压力增大时，液压管路的固有频率也随之上升；而在实际工程应用中，可能会受到更复杂的边界条件限制，通常用解析方法计算得到系统的模态参数后再进行优化设计，这种方法往往会出现较大误差甚至不收敛。

模拟了空管计算管路结构的耦合方式，包括 0 MPa 耦合和 21 MPa 耦合通过分析，得出不同参数对管系振动特性的影响。根据计算结果给出了优化方案及改进措施。为以后相似的工程提供参考。本研究可供有关工程设计人员参考使用。计算结果见下表 4-3。

表 4-3 管路结构的前 6 阶固有频率(单位: Hz)

阶数	空管	0MPa	21MPa
1	298.37	257.49	295.33
2	540.31	490.72	520.31
3	574.66	835.78	610.14
4	662.44	602.57	667.82
5	694.33	666.74	889.79
6	718.10	712.45	985.59

由表 5.1 可知，0MPa 有液体管路的固有频率与空管相比，整体有一个下降的趋势。这是由于流固耦合的作用，21MPa 有液体管路的固有频率与 0MPa 的相比，整体是一个上升的趋势，可见随着流体压力的升高，管道固有频率也会随之提高。接下来，来看管液压管路的前三阶段振型图，如图 4-10 所示^[11]。

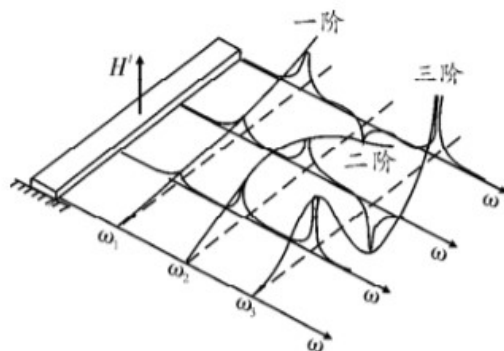


图 4-10 空管液压管路的前三阶段振型图

第 2 阶段的振型与第 3 阶段的振型有一定的差别。通过改变内部冲压等参数研究了上述因素对简单空间结构振动特性的影响规律。由此可以知道，对于这种空间简单管路，在引入流体和流体压力后，其频率和振型都会发生变化。从以上对客机液压管路在实际安装状态下的模态仿真分析可以得到以下结论：

1)模态频率:0 MPa 液压管路各阶段模态频率低于冲压相应的固有频率,这与 Jaeger^[11]的结论一致;流固耦合法中管路固有频率随流体压力的增大而增大;流体和流体压力对简单空间管路的模态具有决定性影响。

2)应力振型:在压力为 21 MPa 时,液压管路的前 3 阶振型最大;其中第二模态频率大于第一模态频率且小于第三模态频率。

4.4 飞机液压前起落架轮毂锁管路模拟液压试验测试

为保证液压管路的设计能满足系统设计的要求，必须要保证液压管路的工作压力、油液流量与原管路环境相适应，将前起落架轮毂锁管路输入某中大型客机模拟液压试验测试中，如图 4-11

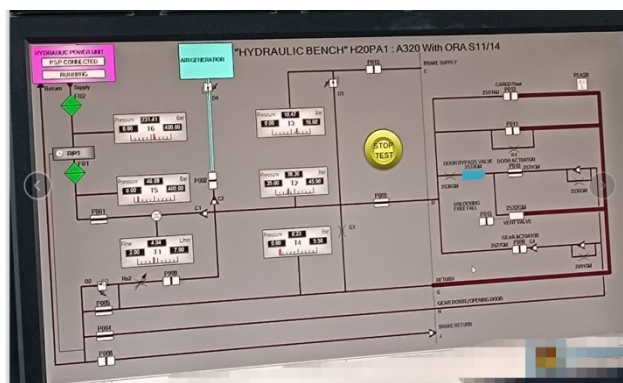


图 4-11 某大型客机模拟液压试验示意图

运行模拟测试后得到测试数据如表 4.4。由此可以知道，对于前起落架轮毂锁管路，在引入原管路流体和流体压力条件后，其管路内压力发生变化。但变化在规定范围之内。故符合设计条件。

表 4-4 管路结构的模拟液压试验(单位: Bar)

ACTUATORS	FLOW	SUPPLY	RETURW
	Mn<Test<Max	Mn<Test<Max	Mn<Test<Max
DOORACRMTOR	2.00< 3.82 <7.00	35.00< 38.36 <45.00	0.00< 0.31 <5.50
ORACRCW	10.00< 14.19 <18.00	32.50< 35.40 <42.50	0.00< 2.31 <5.50
CARGODOOR	5.00< 8.61 <13.00	34.00< 37.60 <44.00	0.00< 1.02 <5.50
GEARACTLATOR	11.00< 15.76 <22.00	33.00< 54.40 <60.00	0.00< 0.34 <5.50
UNLOCKFREEFALL	12.50< 14.90 <22.50	31.00< 34.84 <42.50	0.00< 2.44 <5.50

4.5 优化管路分析及失败的可能性

对液压管路振动的振动疲劳寿命曲线进行了测试，并对大中型民航液压管路振动特性进行分析。

完成飞机液压管路建模简化后，采用流固耦合法分别对前起落架货舱门开关管路和前起落架轮毂锁管路进行了模态分析；前起落架轮毂锁管路的振动试验与液压测试试验数值均在规定的范围内，故符合设计条件，可以作为安装中减少人为差错的措施。

而前起落架货舱门开关管路对比分析可得设计管路结构不满足强度和刚度要求。但也证明分析结果可以判断出管路是否符合设计要求。为其他的测试分析提供经验。振动试验表明，液压管的振动损伤区为管路接头处和管路弯曲处。其起落架货舱门开关管路振动损坏可能由于油液流动速度过快产生的震荡冲击；管道支撑不良；选用材质不当等等。

若要想弄清这一特性现象背后的真相，还需付出更大的努力和更深的层次。本文从飞机液压管路设计理论和方法两个方面对近年来国内外学者所做的相关研究成果进行模拟设计与检验。这将有助于推动我国航空事业进一步向世界先进水平靠拢。我们期待这一先驱性的工作能够启发更多的航空领域同仁在该方向上开展更加深入的研究。

第五章 总结与展望

5.1 总结

本论文基于“飞机前机身的液压管路安装布局设计与测试”为题，从工程实际出发，进行液压管路模型的简化处理方法及原理研究与分析，使用了有限元分析软件 SOLID WORKS 模拟，通过模拟确立了飞机与液压管路等效简化建模以及正确的设计方法，完成了液压管路应力模态分析和振动分析。在保证某大型喷气客机液压参数不变条件下，优化其管路的振动及减少安装时的人为差错。本文取得的成果包括：

(1) 建立设计液压管路的模型并简化，去除不必要的细节构件和消除装配干涉。以某型飞机前机身液压管为例，分析了其结构特点以及存在问题；通过有限元方法计算出管路变化并与理论数据对比，验证了该计算方法的正确性。利用计算结果指导零件设计及工艺改进。

(2) 基于流固耦合法对液压管路模态进行分析。以两处弯管模态分析为例，即基于流固耦合法建立流体模型对其进行振动应力分析。将流固耦合法的模拟结果与文献中的数值解及结论进行了比较。

(3) 构建中大型民用飞机液压管路的模拟测试。将模拟测试结果进行分析，前起落架轮毂锁管路的振动试验与液压测试试验数值均在规范范围内，符合设计条件，可以作为安装中减少人为差错的措施，并以此证明了本文中对现有管路所进行的改进，有效的减少产生液压振动，并有效的防止了安装时的人为差错。

5.2 展望

本文对某民用客机液压管路的物理特性进行了分析，对管道的振动试验具有一定参考价值。目前，我国在飞机液压系统设计上采用的是国外成熟的方法，本文方法对于国内的工程技术人员来说还是另一种的思路，可能也是今后发展的一个方向。但本文的研究工作并不完善，可从以下两方面入手：

(1) 在研究恒压管路应力分析的影响时，本文的研究对象仅为恒压管路。但是流体压力、不同的流体和不同的应力幅值等因素都会影响分析结果，其起落架货舱门开关管路振动损坏可能由于油液流动速度过快产生的震荡冲击；管道支撑不良；选用材质不当等等。也需要进一步分析。

(2) 针对流固耦合法对液压管道模态分析的影响，本文只讨论了管道的形状及流体压力对结果的影响。结语部分主要是针对前文中的研究状况，并给出了一些意见与对策，并指出文章中存在的不足之处，希望能够引起更多学者对该课题的关注与重视。因篇幅与时间影响没有详细分析其他因素。

参考文献：

- [1] 郇正能, 主编. 飞机部件与系统设计[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2006. 5.
- [2] 王占林, 主编. 飞机高压液压能源系统[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2004. 11.
- [3] 张亚平, 秦建新, 徐鹏国, 等. HB8459 民用飞机液压管路系统设计和安装要求[S].北京:中华人民共和国工业和信息化部, 2014.
- [4] Society of Automotive Engineers. ARP994A Recommended practice for the design of tubing installations for aerospace fluid power systems[S]. USA: SAE, 2012.
- [5] 薛辉, 面向协同装配设计的实体模型简化研究[D]. 杭州:浙江大学硕士学位论文, 2006.
- [6] 吴永康, 飞机液压管路的有限元参数化建模及仿真分析[D]. 西安:西安电子科技大学硕士学位论文, 2012.
- [7] De Jong, Analysis of pulsations and vibrations in fluid-filled pipe systems[C]. Proceedings of the1995 Design Engineering Technical Conferences, Boston, USA, 1995:829—34.
- [8] 沈旻昊, 飞机液压管路的简化建模及振动特性分析[D]. 西安电子科技大学硕士学位论文, 2014.
- [9] 季文美, 机械振动[M]北京: 科学出版社, 1985.
- [10] 张智勇, 沈荣瀛充液管道系统的模态分析[J]. 固体力学学报, 2001, 22(2):143-149.
- [11] Jaeger C. The theory of resonance in hydropower systems. Discussion of incidents and accidents occurring in pressure systems[J] ASME Journal of Basic Engineering, 1963, 85: 631-640.

致 谢

光阴荏苒，眨眼间我的本科学习生涯即将完结。回首过去的两年，生活在这个美丽的校园里，在一个良好的学风环境中不管是在生活中还是在学习上，都受益匪浅。这与教师有关系。对学生谆谆教导与其关心，鼓励密不可分。在此，我感谢每一位导师。

首先，我要向我的导师张威教授表示真挚的敬意和感激。在我实习期间与科研工作过程中，张威老师是我学习、实践、探索、研究的榜样。张威导师的工作风是严谨的、务实的、实事求是的。后来在岳峰导师的精心指导下，我才把这个题目做完。在文章写作过程中，岳峰导师给我提供了大量的建议，帮助我解决了很多实际问题。这都是值得我去学习的珍贵财富。在论文选题和撰写阶段，岳峰导师给予了我很多的专业性指导。

我从制作模板和写论文中学到了很多，如何查看工单、查找材料和使用工具。航空人品质作为我们的校训：“崇敬、真理、致良知”。认真严谨、实事求是是我在创业过程中学到的，使我的实践动手水平再次得以提升，对我今后的学业与事业将有巨大的帮助。

但由于企业收到疫情影响，未能提供管路布局信息和改良实物，原本的测试也由于企业的生产进度延误而改为软件模拟测试，但这都不影响我在企业受到匪浅的专业性指导，为我今后的工作生涯打上良好的基础。

在此，我要再次对我的企业导师表示感谢。

最后，谢谢所有参加过毕业论文审查与答辩的老师们，也谢谢各位能有时间来评审我的毕业论文！