

飞机起落架收放液压系统设计、分析与实验验证

李 闯 张 明 魏小辉 聂 宏

(飞行器先进技术国防科学重点实验室, 南京航空航天大学, 南京, 210016)

摘要: 为了通过地面实验验证飞机起落架收放系统性能, 研制了可精确模拟气动载荷的起落架收放实验系统。根据收放液压系统各模块特点, 基于 LMS Imagine Lab, AMESim 软件建立了液压收放系统的仿真模型, 模拟起落架液压收放系统的收放过程, 对系统进行动态仿真分析, 预估实验系统性能。通过实验数据与仿真数据的对比分析, 检验实验系统的正确性。结果表明: 系统能够满足起落架收放实验基本功能要求, 仿真结果与实验结果较为接近。

关键词: 起落架; 液压收放系统; 实验; 仿真

中图分类号: V245.1; V216.3

文献标志码: A

文章编号: 1005-2615(2014)02-0225-07

Design, Analysis and Experimental Validation for Hydraulic Extension/Retraction System of Aircraft Landing Gears

Li Chuang, Zhang Ming, Wei Xiaohui, Nie Hong

(Key Laboratory of Fundamental Science for National Defense-Advantage Design Technology of Flight Vehicle, Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Nanjing, 210016, China)

Abstract: In order to ensure the performance of the extension/retraction system of aircraft landing gears, an experimental system is developed, which can simulate the aerodynamic load of landing gears more accurately. According to the characteristics of each module of the hydraulic system and based on the software LMS Imagine Lab, AMESim, a simulation model is established to simulate the procedure of the hydraulic extension/retraction system of landing gears, and the dynamic simulation analysis is conducted to predicate the performance of the experiment system. The contrastive analysis of the experimental data and the simulation data validates the correctness of the experiment system. The results show that the system can meet the basic functional requirements of the aircraft landing gear system and the simulation results have a good agreement with the experimental results.

Key words: landing gears; hydraulic extension/retraction system; experiment; simulation

起落架收放系统是飞机的重要组成部分^[1], 起落架设计是飞机设计中最基础的领域之一^[2], 飞机 50% 以上的安全事故发生在起飞和降落阶段^[3], 因此起落架系统的工作性能直接影响到飞机的安全性和机动性。在地面对飞机收放功能的验证是飞机设计的一个重要环节。为了通过起落架收放实

验验证起落架收放系统原理的正确性、系统运行是否平稳和灵活、液压作动筒收放功能是否可靠等问题, 必须要有完整的起落架液压收放系统。国内设计者对液压系统与起落架收放测试进行了研究^[4-5], 但采用的液压系统均为传统的起落架液压收放系统, 工作回路也是由一些基本顺序回路和安

基金项目: 高等学校博士学科点专项科研基金(20123218120003)资助项目; 南京航空航天大学基本科研业务费(3082012NN2012111)资助项目; 江苏高校优势学科建设工程资助项目。

收稿日期: 2013-06-10; **修订日期:** 2013-11-28

通信作者: 张明, 男, 副教授, E-mail: zhm6196@nuaa.edu.cn。

全回路或者顺序阀和安全阀组成^[6]。而国外对液压系统已经趋向于集成化、复合化和机电一体化的研究,从而提高其质量,改善其性能,缩短设计周期。

本文针对飞机起落架地面实验,采用了模块化设计思想^[7],设计并验证了起落架液压收放系统。通过液压系统各功能模块设计实现收放过程中的各项功能,并在此基础上建立了液压系统仿真模型,从而校核设计方案可行性,预估实验结果^[8]。通过对起落架收放实验仿真数据与实验数据进行对比分析,检验实验系统的正确性。

1 实验原理及系统构成

1.1 起落架收放实验要求

起落架收放实验要求能够模拟实际飞机起落架收放过程,包括提供完整的液压系统和控制系统,以完成起落架的正常收放及控制,同时还要准确模拟起落架在收放过程中的受载,包括气动载荷、质量力、惯性力及上锁阻力等。通过观察实验数据,分析收放过程中起落架收放速度、作动筒内部压力等参数的变化情况,检验收放系统功能,并通过耐久性实验,对起落架收放系统进行可靠性验证。

1.2 实验原理及系统

起落架收放实验系统共分为加载模拟系统、液压系统、测量系统和控制系统4个部分,如图1所示。控制系统分为多通道协调加载系统和收放控制系统,分别对气动载荷加载模拟系统与液压系统进行控制。测量系统由角度传感器、位移传感器、载荷传感器以及压力传感器组成,分别对起落架收放角度、收放作动筒行程、气动模拟载荷及作动筒压力进行测量,并将结果反馈至多通道协调加载系统与收放控制系统。各控制系统再分别控制气动加载模拟系统与液压系统按指令运行,确保起落架实验与真实使用状态一致。

在起落架收放过程中,受到水平气动力的作

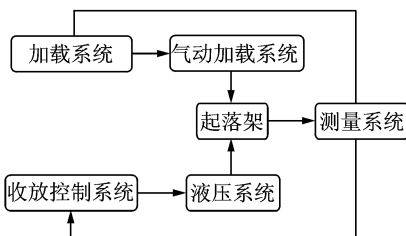


图1 收放控制系统

Fig. 1 Extension/retraction control system

用,气动载荷随收放角度的变化而变化,并且收起与放下载荷不一致,因此在本文实验系统中设计了一种新的气动加载跟随系统。起落架通过钢索与伺服电机连接,根据收放角度值控制伺服电机输出力来模拟气动载荷的变化,伺服电机位于平台上,通过安装在底部的另一台伺服电机驱动滚珠丝杠带动平台随着起落架的收放上下运动,保持拉力方向始终水平,如图2所示。在收起与放下过程中的气动载荷曲线如图3所示,实验过程中假设起落架放下状态为0°。

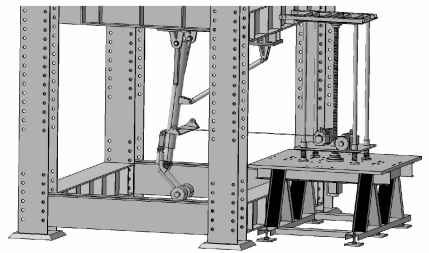


图2 气动加载系统

Fig. 2 Aerodynamic loading system

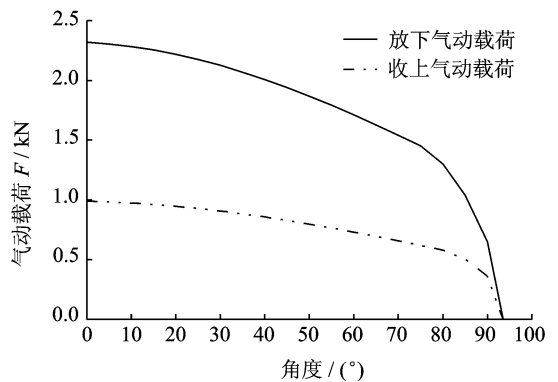


图3 放下气动载荷

Fig. 3 Retraction aerodynamic load

为了满足实验中的液压系统的功能要求,本文设计了相应的液压系统。液压系统动力源以及各个阀门的布置如图4所示。



图4 实验液压系统阀门布置

Fig. 4 Valve arrangement of experimental hydraulic system

2 液压系统设计

根据起落架收放系统特性,收放液压系统与控制系统配合应保证起落架收放的时序:起落架收上一上锁—解锁—起落架放下,并控制起落架的收放速度^[9]。因此,液压收放系统主要由收放作动筒、解锁作动筒和相应的控制阀组成,如图 5 所示。

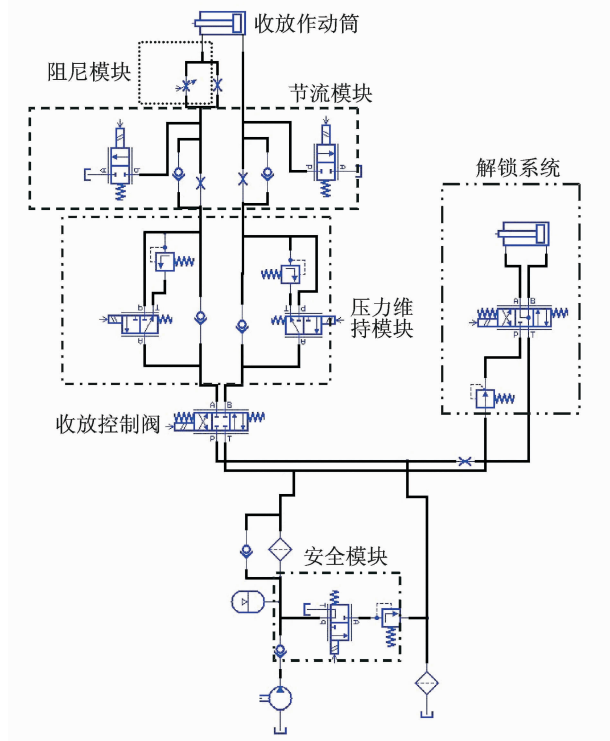


图 5 起落架液压收放系统

Fig. 5 Hydraulic extension/retraction system of landing gears

起落架液压收放系统主要由 4 个功能模块组成,即末端阻尼模块、节流模块、压力维持模块以及安全模块。

2.1 末端阻尼模块

在起落架收放过程中除了满足基本的收放功能外,为防止由于起落架上锁速度过快产生冲击,收放作动筒末端具有产生阻尼的功能。起落架的阻尼模块设计在液压作动筒内部,结构如图 6 所示。该模块主要由出油孔与阻尼孔组成,起落架正常收起时液压油通过阻尼孔与出油孔同时流出,当活塞运动至末端时,活塞盖住出油口,液压油只能通过阻尼孔流出。根据小孔节流原理通过设定阻尼孔的大小调整产生的阻尼的大小,从而控制起落架收上时的速度。

2.2 节流模块

起落架收放系统对作动部件的行程、运动速度

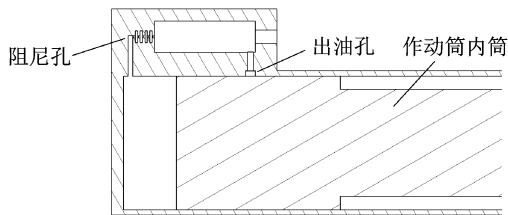


图 6 作动筒阻尼孔

Fig. 6 Actuating cylinder damping hole

和加速度范围都有一定的要求,因此在收放作动筒两端油路中均设置了节流孔与单向阀,分别用于调节起落架收起与放下过程的时间。

在起落架收放过程中,高压油通过进油管路中的单向阀流入作动筒,而低压油则经过节流孔流回油箱,通过调整回油管路上的节流孔的大小调整起落架收起与放下的速度。

2.3 压力维持模块

飞机起落架收放系统属于间歇性工作系统,因此起落架大部分情况都是保持在某一种状态。通过压力维持模块可以使作动筒内部压力维持在设定大小,内部液压油可以吸收部分冲击力,以及在地面实验时起安全保护作用。该模块主要由单向阀、溢流阀与二位三通阀组成。

当起落架处于待机状态时,二位三通阀将进出油管路均连通溢流阀,当作动筒内部压力小于溢流阀开启压力时,作动筒内部形成封闭系统,使作动筒处于保压状态。

2.4 安全模块

在起落架液压泵与回油管路中设置了安全模块,用于保证起落架液压系统处于安全压力下工作。该模块由一个二位三通阀与一个溢流阀组成。

通过二位三通阀可以控制起落架液压收放系统开关情况。当起落架液压系统工作时,溢流阀处于工作回路当中,当系统压力大于起落架液压系统的安全压力时溢流阀则被打开进行泄压,从而保证整个起落架液压系统在安全压力下工作。

3 起落架收放系统仿真模型

根据前文设计的起落架液压收放系统以及 LMS Imagine. Lab AMESim 软件提供的仿真平台,本文建立了起落架液压收放系统的仿真模型^[10],如图 7 所示。

3.1 作动筒负载模拟

在收放过程中,起落架主要受气动载荷、自身重力、惯性力以及作动筒作用力。相对于旋转轴,

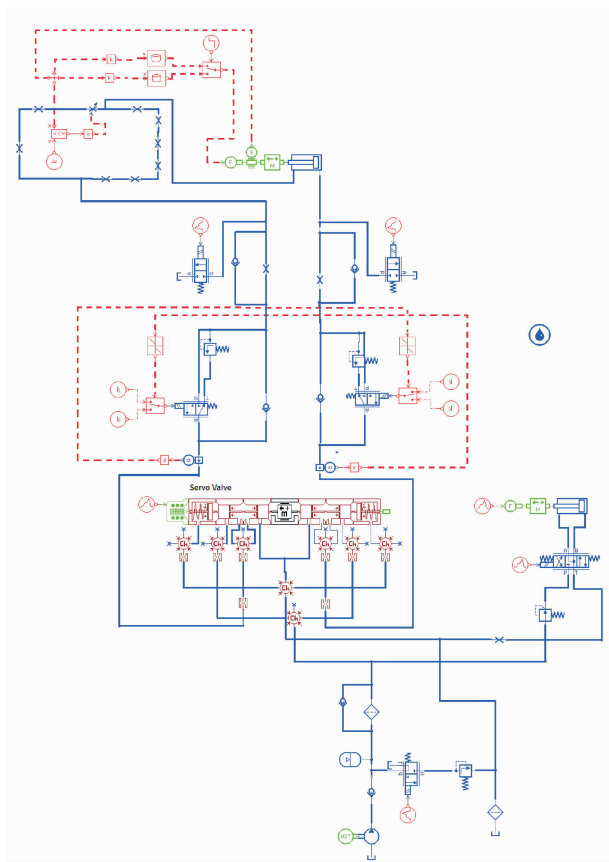


图7 液压系统仿真图

Fig. 7 Simulation diagram of hydraulic system

在各个角度下的重力矩、气动力矩及惯性力矩等矢量和即为起落架收放时的总负载力矩^[11],如图8所示。

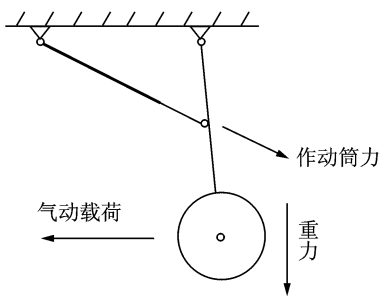


图8 起落架受力图

Fig. 8 Force in landing gears

由于起落架在收放过程中速度变化小,惯性力影响较小,因此假设起落架在收放过程中匀速运动,通过计算得出起落架作动筒在收放过程的负载曲线,如图9所示。

作动筒负载模块主要由逻辑开关与负载输入接口组成,如图10所示。当起落架处于收起过程中,逻辑开关将收起时的负载施加在作动筒端部,

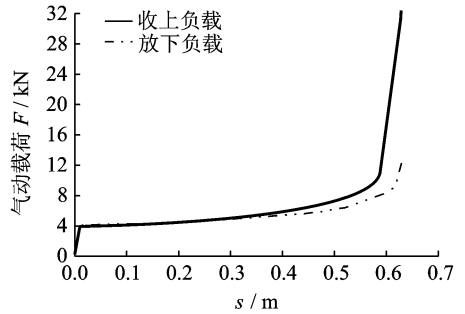


图9 放下负载随活塞位移变化曲线

Fig. 9 Retraction load changing with piston displacement

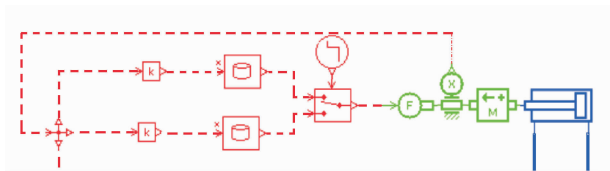


图10 负载模拟模块

Fig. 10 Load simulation module

当起落架处于放下状态时即将负载切换至放下的负载。

3.2 末端阻尼仿真模型建立

作动筒内部阻尼孔结构图如图11所示。由结构图可知阻尼孔为两种结构尺寸的短孔间隔组成。

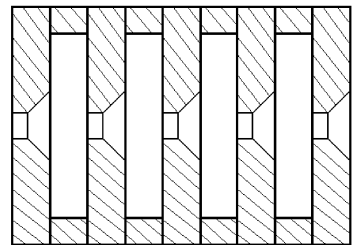


图11 节流孔结构图

Fig. 11 Orifice structure

根据末端阻尼产生的结构原理,文中阻尼模块采用节流阀、可变节流阀、位移传感器以及逻辑开关等元件组成。阻尼孔也采用两种内径大小的节流孔相互间隔排列,如图12所示。

可变节流孔的开关是通过一个逻辑开关控制,当检测到作动筒位移信号大于设定的信号时,开关输入一个关闭信号使出油孔关闭,使作动筒回油管路通过阻尼孔,从而产生阻尼作用。

3.3 压力维持系统仿真模型建立

该模型主要由二位三通阀、溢流阀、流量传感器以及逻辑开关等元件组成,如图13所示。

二位三通阀的阀芯位置由逻辑开关控制,逻辑

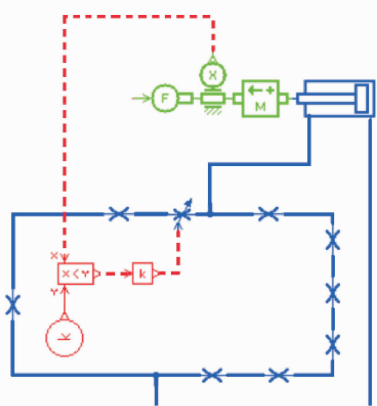


图 12 末端阻尼仿真模型

Fig. 12 Simulation model of end damper

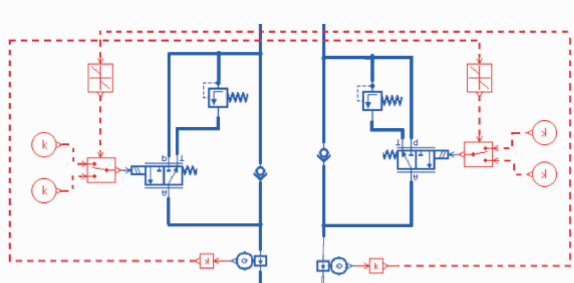


图 13 压力维持系统仿真图

Fig. 13 Simulation diagram of pressure support system

开关通过判断流量传感器检测的流量进行调节,当流量传感器检测到液压油路的流量为“0”时,逻辑开关将油路接通溢流阀,使系统形成封闭的保压状态。

3.4 系统控制仿真模型建立

该模块主要作用是控制整个系统在不同工作状态间的切换。起落架收放系统有收起、放下、待机 3 个工作状态,分别通过输入 3 种不同的信号对 3 种工作状态进行切换,如图 14 所示。

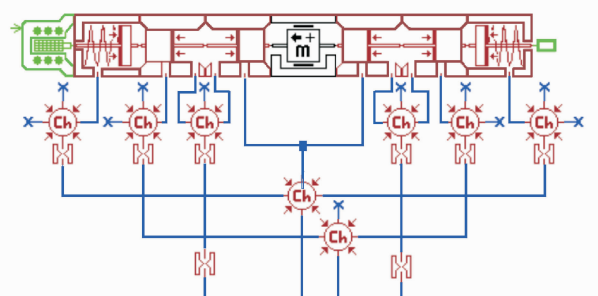


图 14 控制模块

Fig. 14 Control module

4 结果分析

对起落架收放实验系统进行动力学仿真,并且与实验结果进行对比分析。仿真和实验过程中,通

过液压系统中的节流模块,对起落架收放时间进行调节,设定起落架收起、放下时间分别在 4~7 s 之内,系统压力为 28 MPa。

4.1 作动筒行程与速率

图 15 为作动筒活塞杆位移随时间变化曲线。其零点定义为起落架放下时的位置。从图中可以看出,整个仿真过程中起落架先由放下状态到收起状态,在收起状态维持一段时间后由收起状态变为放下状态。根据作动筒行程曲线可知,在起落架收起末端,作动筒行程曲线的斜率有明显的减小,即由于末端阻尼孔作用使收起速度减小。

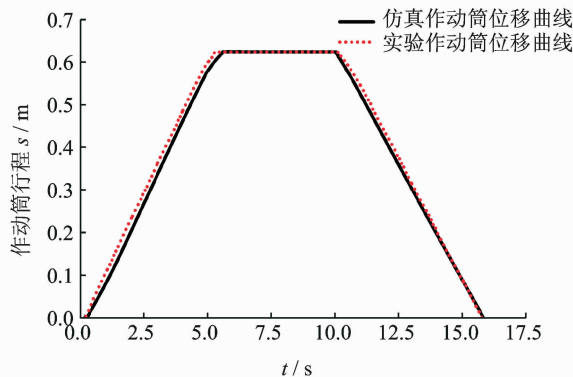


图 15 作动筒行程曲线

Fig. 15 Curve of actuating cylinder stroke

由图 15 可知,在起落架整个收放过程中实验结果与仿真结果较为吻合。

图 16 为起落架收放作动筒活塞杆的速度曲线。根据作动筒速度曲线可知在起落架收起末端作动筒的速度由 0.13 m/s 减少至 0.067 m/s,在速度减小过程中产生了一定的震荡。结合起落架作动筒位移曲线可知,在收放作动筒末端,由于末端阻尼模块的作用使起落架收起速度减小至设定范围之内。

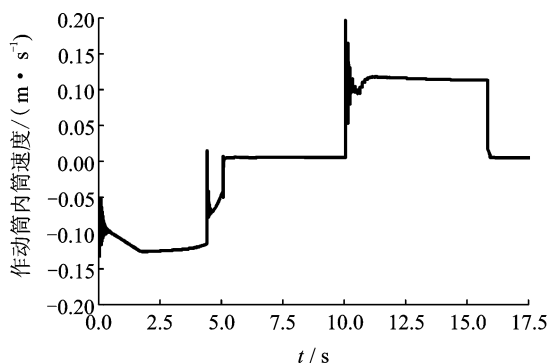


图 16 作动筒收放速度曲线

Fig. 16 Actuating cylinder speed curve

4.2 作动筒两端压力比较分析

图 17,18 为起落架收放作动筒无杆腔与有杆腔的压力曲线,从图中可知,在起落架收起过程中起落架无杆腔的压力约为 2.5 MPa,有杆腔的压力则保持在 0.8 MPa 左右。在起落架收起末端由于作动筒对起落架的力矩变小,作动筒无杆腔压力突然变大。当起落架处于收起状态时由于起落架处于上锁状态,通过系统设定使起落架作动筒内部压力回落至合理的大小。在起落架放下初始阶段由于起落架锁由上锁状态变为解锁状态,因此作动筒负载由较小值突变为一个较大的负载,从而使作动筒内部压力有一定的震荡,通过有杆腔与无杆腔压力可知在整个收放过程中作动筒内部压力变化均在合理范围之内。

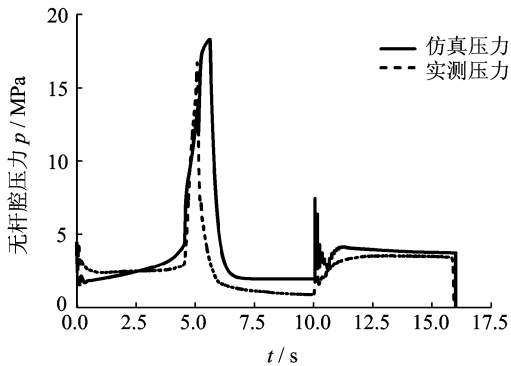


图 17 作动筒无杆腔压力曲线

Fig. 17 Actuating cylinder rodless cavity pressure curve

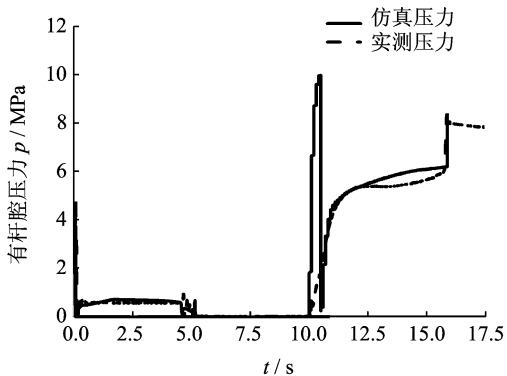


图 18 作动筒有杆腔压力曲线

Fig. 18 Actuating cylinder rod cavity pressure curve

由仿真数据可知,作动筒无杆腔压力在起落架放下初始阶段有一个比较大的压力变化。为分析该压力产生的由来,根据薄壁小孔流量公式

$$q = A_c v_c = C_c A_0 v_c = C_c C_v A_0 \sqrt{\frac{2\Delta p}{\rho}} = C_d A_0 \sqrt{\frac{2\Delta p}{\rho}} \quad (1)$$

式中: C_v 为速度系数; A_0 为小孔截面积; C_c 为截面

收缩系数; C_d 为流量系数; Δp 为节流孔两端压力差。

当起落架处于正常收放状态时出油孔的流量约为 7 L/min,出油孔截面面积约为 6.25 mm²,流量系数取 0.7,通过公式得出 Δp 约为 0.4 MPa。在起落架放下初始阶段即阻尼孔工作阶段出油孔的流量约为 4.5 L/min,节流孔截面面积约为 1.5 mm²,流量系数取 0.7,通过公式得出 Δp 约为 2.16 MPa,由于节流孔采用 5 个节流孔串联,因此总压差 Δp 为 10.8 MPa。在起落架放下过程中,当出油孔关闭而阻尼孔工作时产生无杆腔的压力突然变大的情况与理论分析相符。

在实验过程中未出现由于阻尼孔的作用导致无杆腔压力变大的原因有以下两点:

(1) 实验系统在压力上升阶段的响应相对较慢。

(2) 在起落架解开上位锁时,在开锁与作动筒开始作用之间有一个时间间隔,在这个时间间隔内由于起落架重力作用起落架回落,而回落时作动筒收回的行程超过出油孔关闭的行程,因此在实验起落架放下过程中回油孔一直处于开启状态,阻尼孔没有产生相应的作用。

5 结 论

本文研制了起落架收放实验液压系统,并且对该系统进行了仿真与实验分析。对系统中各个功能模块作用进行建模分析,而实验系统中创新设计了动态随动加载系统,结果表明:

(1) 该起落架液压收放系统能够实现预期的收放功能,气动加载系统能够精确的模拟收上与放下的气动载荷;

(2) 末端阻尼孔使收起末端速度减小,起到了一定的阻尼作用;

(3) 仿真结果与实验结果较为接近,验证了实验系统的合理性及仿真方法的精确性,气动加载系统、液压系统等都达到理想的结果,为系统后期改进设计奠定基础。

参考文献:

- [1] 朱林,孔凡让,尹成龙,等. 基于仿真计算的某型飞机起落架收放机构的仿真研究[J]. 中国机械工程, 2007,18(1):27-29.
Zhu Lin, Kong Fanrang, Yin Chenglong, et al. Dynamic simulation of retracting mechanism of the landing gear of an aircraft with computer simulation

- techniques[J]. *China Mechanical Engineering*, 2007, 18(1):27-29.
- [2] 聂宏,魏小辉.大型民用飞机起落架关键技术[J]. *南京航空航天大学学报*,2008,40(4):427-432.
Nie Hong,Wei Xiaohui. Key technologies for landing gear of large civil aircrafts[J]. *Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics*, 2008, 40(4):427-432.
- [3] 张明,聂宏,魏小辉.多轮起落架飞机滑行操纵动力学分析[J]. *南京航空航天大学学报*, 2008,40(4):542-546.
Zhang Ming,Nie Hong,Wei Xiaohui. Dynamic analysis of aircraft ground handling with multi-wheel landing gears[J]. *Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics*, 2008,40(4):542-546.
- [4] 高昆,杨保生.某型飞机起落架收放作动筒实验台的调试与排故[J]. *液压气动与密封*,2006,19(5):26-27.
Gao Kun,Yang Baosheng. The debugging and obviating malfunction of test table for some aircraft alighting gear actuating cylinder [J]. *Hydraulics Pneumatics & Seals*, 2006,19(5): 26-27.
- [5] 沈凤林,何长安.飞机液压起落架电液伺服加载系统的研究[D].西安:西北工业大学,2002.
Shen Fenglin, He Chang'an. The research of aircraft hydraulic landing gear electro-hydraulic servo loading system[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University,2002.
- [6] 林肖芬.飞机系统设计[M].北京:航空工业出版社,2001.
Lin Xiaofen. Aircraft systematic design[M]. Beijing: Aviation Industry Press,2001.
- [7] 刘夫云,祁国宁.产品模块化程度评价方法研究[J]. *中国机械工程*,2008,19(8):919-924.
Liu Fuyun,Qi Guoning. Research on evaluation method of modularization grade of products [J]. *China Mechanical Engineering*, 2008,19(8):919-924.
- [8] Analyst H. Software for fluid power technology [J]. *International Journal of Foulid Power*, 2009, 10(2): 17-18.
- [9] 张强,于辉,童明波.某型飞机起落架收放过程仿真[J]. *流体传动与控制*,2009,3(2):30-31.
Zhang Qiang, Yu Hui, Tong Mingbo. The simulation of a certain type of aircraft landing gear and process [J]. *Fluid Power Transmission and Control*,2009,3(2):30-31.
- [10] 秦福德,童明波.某型飞机通用液压源系统建模和性能分析[J]. *南京航空航天大学学报*,2008,40(4):566-570.
Qin Fude, Tong Mingbo. Modeling and performance analysis of hydraulic source system [J]. *Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics*, 2008,40(4):566-570.
- [11] 李伟,杨礼康.飞机起落架收放动态加载实验液压系统设计[J]. *机床与液压*,2010,38(19):53-57.
Li Wei, Yang Likang. Hydraulic system for landing-gear retraction dynamic loading test [J]. *Machine Tool and Hydraulics*,2010,38(19):53-57.