

文章编号: 1001-4888(2010)02-0173-08

飞机起落架收放疲劳实验系统设计及应用*

王洪宪, 薛彩军, 聂 宏

(南京航空航天大学 飞行器先进设计技术国防重点学科实验室, 江苏 210016)

摘要: 研制了一套用于飞机起落架收放机构、锁机构疲劳寿命实验和可靠性验证的收放疲劳实验系统。提出和实现了精确模拟气动力的凸轮加载方案, 并解决了收起、放下过程不对称加载的技术难题。应用 PLC 技术实现了实验过程的自动化。实验结果表明, 该系统工作稳定可靠, 可连续数小时工作, 载荷模拟最大误差不大于 10%, 已成功进行 7000 多次实验循环。实验系统可用于起落架收放疲劳实验, 收放动应力测量和锁机构可靠性考核。

关键词: 起落架收放; 疲劳试验; 气动载荷; 加载机构; 载荷分析

中图分类号: V216.3 **文献标识码:** A

0 引言

起落架收放系统是飞机的重要组成部分, 该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。国内已有的起落架收放性能及实验方面的研究有: 暴宏志等研究设计出飞机起落架收放液压系统^[1], 高昆等设计出某型飞机起落架收放作动筒试验台液压控制系统^[2,3], 沈凤林等对飞机起落架液压起落架电液伺服加在系统进行了研究^[4]。以上对液压系统与起落架收放测试进行了研究, 但未结合起落架试验分析各种因素对性能参数的影响, 缺少对收放试验液压系统的应用验证分析。

无风洞试验条件下, 在地面试验台上准确模拟起落架收放过程的气动载荷对收放疲劳试验至关重要。目前模拟起落架在收放过程中气动载荷主要是对主支柱绞点力矩进行模拟, 主要有质量块模拟、弹簧组模拟和作动筒模拟三种模拟方式, 其中采用电液伺服控制的作动筒方案模拟精度最高^[4,5]。此种方案采用非线性控制规律, 负载模拟系统的跟踪特性好, 能有效抑制强扰动所引起的多余力矩, 但缺点是不能准确模拟实际飞机起落架收放过程气动载荷不一致情况。

本文提出一种全新的加载方法, 直接提供气动力加载, 改变了以往只能对绞点力矩加载的情况, 大大提高了加载精度。文中根据实际受力设计了加载系统和复位系统, 满足收放过程不同的加载曲线; 设计了液压系统、控制系统及其他相应子系统, 设计实现了能够满足规定功能和性能指标的收放疲劳试验系统。

1 实验原理及系统构成

1.1 起落架收放疲劳试验要求

实验系统用于起落架收放过程中结构疲劳部位摸底试验, 也可用于起落架收放协调性和可靠性的

* 收稿日期: 2009-09-09; 修订日期: 2009-10-29

基金项目: 航空科学基金项目(2009ZA52001); 高等学校博士学科点专项科研基金资助项目(20070287033)

通讯作者: 聂宏(1960—), 男, 博士, 教授, 博士生导师, 主要研究方向: 飞机起落架装置设计、结构疲劳与断裂及飞机起落架自适应控制技术等。E-mail: hnie@nuaa.edu.cn

验证。地面进行收放疲劳试验要求能模拟实际飞机收放过程,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、上锁阻力等^[6,7]。

1.2 实验原理及系统构成

根据收放机构的结构特点、安装方式、运动形式和使用条件设计试验台,以模拟起落架真实收放状态,试验台组成如图1。

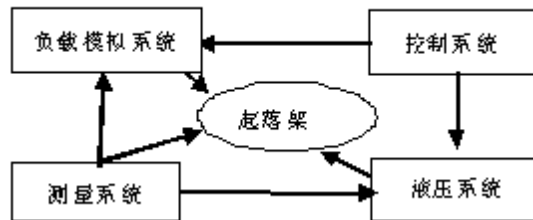


图1 试验台组成

Fig. 1 The composition of test

根据实验原理设计试验台,其中试验台架、加载机构等见图2,液压系统、控制系统分别见图3和图4。其中液压系统通过进出油管和起落架收放作动筒及锁机构相连,提供整个起落架收放的动力源;控制系统通过PC机完成各种操作,实现起落架完成收放循环。

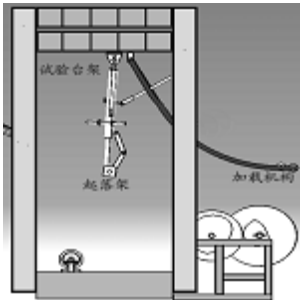


图2 试验台架
Fig.2 Test bench

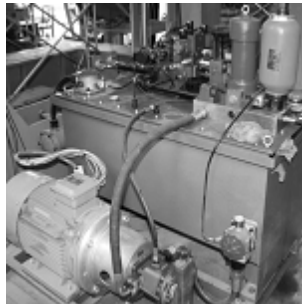


图3 液压系统
Fig.3 The hydraulic system

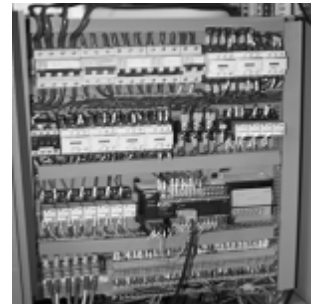


图4 控制系统
Fig.4 The control system

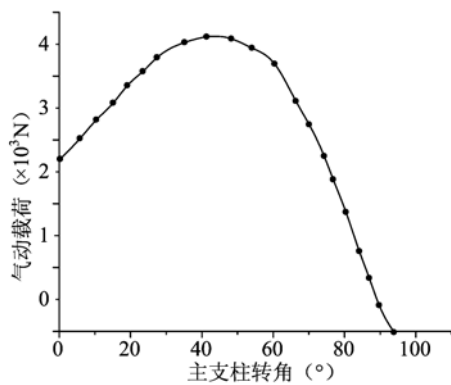


图5 起落架收起过程气动载荷随主支柱角度变化
Fig.5 Variation of aerodynamic load
with the angle of main leg

2 气动负载模拟系统

起落架在收放过程中,受到水平载荷的作用,载荷随收放过程变化而变化,且收起与放下过程中气动载荷不一致,本文设计了一种直接对气动载荷模拟的方法,且收起放下采用不同曲线加载。

假定某起落架在收起过程中所加载荷曲线如图5。对起落架收放过程中气动载荷模拟主要有两个关键问题,即气动载荷方向和大小的准确控制。

2.1 载荷方向

为保证起落架机轮以及支柱上的气动载荷方向恒为水平,设计出保证载荷方向加载机构,见图6。

其中,A为起落架上气动载荷受载点,A点运动轨迹

如虚线所示,设计了保证载荷水平的轨道。轨道由圆弧及其切线构成,在起落架收放过程中通过钢索传递载荷到滑道上的随动点,随动点D沿滑道运动保证了加载方向始终水平。

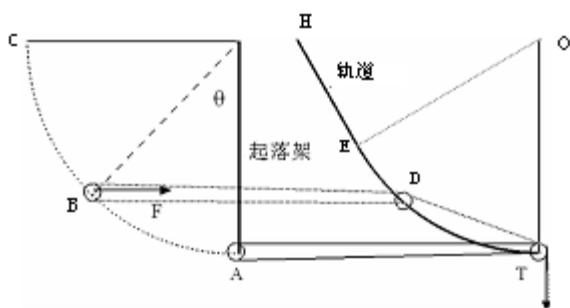


图 6 起落架加载示意

Fig. 6 Schematic diagram of loading

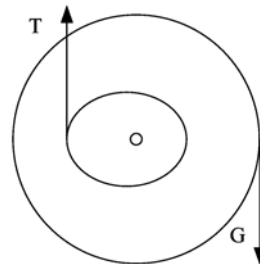


图 7 变力加载原理

Fig. 7 Principle of loading variable force

加载机构中轨道内动滑轮机构运用小车式机构,保证随着起落架收放,动滑轮机构亦随之沿着轨道运动。随动机构使实验系统施加的载荷保持水平,考虑到随动机构的自重与轨道的摩擦力,起落架轮轴中心与定滑轮轴中心的连线会与水平面成一个较小的角度 γ ,设计中尽可能减轻动滑轮机构的质量,提高轨道的加工精度,并在轨道槽内实施润滑措施。经误差分析,角度 γ 不超过 3° 。

2.2 载荷大小

根据所加载荷曲线设计出相应的变力加载机构,如图 6 所示。假设加载力为 F ,根据几何关系可得到自由端拉力 T 与 F 满足:

$$T = T(F) \tag{1}$$

对起落架收放过程的气动载荷进行模拟。以模拟收上过程中负载为例,加载原理为:设计两加载盘在一起,其中一个盘为圆盘,另一盘为凸轮盘,其中圆盘悬挂重物,提供恒定力矩,通过变化凸轮半径来得到实时变化曲线,见图 7。根据所给载荷数值曲线设计出相应的凸轮机构,即通过改变凸轮半径来保证载荷的变化,设计中通过动滑轮机构降低了施加载荷,并能保证起落架真实受载。设计凸轮曲线采用以下方法:

如图 5 中收上加载载荷曲线,根据要求精度,可以对给出的散点进行多项式拟合,多项式阶数根据要求精度而定,假定拟合曲线为:

$$F = f(\theta) \tag{2}$$

其中 θ 为起落架主支柱转动角度。

可以根据起落架收起过程中载荷方向水平得到凸轮弧长与主支柱转角之间关系:

$$L = g(\theta) \tag{3}$$

假定凸轮半径为 r ,根据加载关系有:

$$F \times r = GR = C(\text{常数}) \tag{4}$$

其中, F 为模拟后负载; G 为重物重量; R 为圆盘半径。

根据式(1)、(2)、(3)可得到凸轮弧长与半径之间关系:

$$L = h(r) \tag{5}$$

下面求凸轮曲线极坐标方程,即 $r = r(\varphi)$,其中 φ 为极坐标圆心角。根据微积分知识,有:

$$dL = r(\varphi) \cdot d\varphi \tag{6}$$

由公式(4)、(5)可得:

$$h'(r(\varphi)) \cdot r'(\varphi) = r(\varphi) \tag{7}$$

解此方程得:

$$\int \frac{h'(r(\varphi))}{r(\varphi)} dr = \varphi + C \tag{8}$$

根据方程(7)及初始条件 $r_{\varphi=0} = r_0$ 即可得到凸轮轮廓的极曲线方程。

以上凸轮设计过程并未考虑凸轮的转动惯量,凸轮的偏心力矩以及摩擦力等,故在凸轮设计完成后

要进行载荷标定,必要时对凸轮进行局部小范围修改,以保证试验精度。

2.3 载荷加载复位机构

由于起落架在收上和放下过程中受到的载荷不一致,故需对收上和放下分别加载,并设计复位机构,以实现循环加载。

起落架收上时,收上加载机构起作用,模拟收上气动载荷的变化,起落架收上到位并上锁后,利用动力装置解除收上加载,并使收上加载机构复位,复位时间一般在 20s 左右;收上加载机构复位后,起落架可以放下,放下过程中放下加载机构起作用,模拟放下气动载荷的变化,起落架放下到位后,使放下加载机构复位到初始状态,此时即完成一次循环。接收到控制指令后即进入下一循环,单个循环完成时间约为 70s,满足试验要求。

3 液压系统设计

3.1 液压系统设计

液压设计的原始参数:

能源子系统供压:31.5MPa

系统最大流量: $Q_{max}=40\text{L}/\text{min}$

起落架收放时间:6~10s,且在此范围可调

作动筒最大工作行程: $L>700\text{cm}$

承受最大负载:70000N

环境温度: $-50^{\circ}\sim 70^{\circ}$

回油箱压力:0.15MPa

其中,能源子系统供压是根据原型机泵的供压提出的,动作时间是根据飞机的技术规定的收放时间提出的,最大工作行程 L 是根据起落架传动图从收起位置到放下位置之间的运动范围推导出来的,作动筒载荷通过与其他载荷对起落架旋转轴力矩的平衡条件求得。依据原始参数设计液压原理图,见图 8。

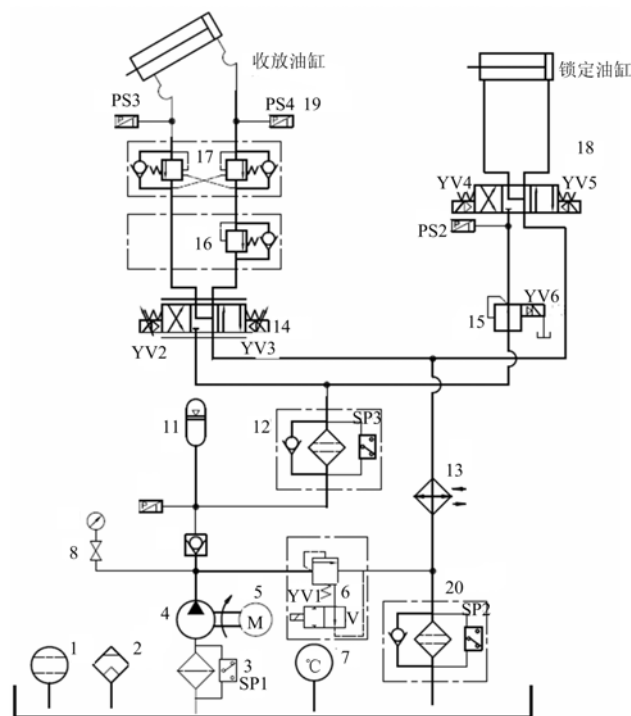


图 8 起落架收放系统液压原理图

Fig. 8 Principle of hydraulic of retracting system

1. 液位计; 2. 空气滤清器; 3. 自封吸油滤油器; 4. 油泵; 5. 三相电机; 6. 电磁溢流阀; 7. 电接点温度表
8. 压力表开关; 9. 压力表; 10. 单向阀; 11. 蓄能器; 12. 压力管路过滤器; 13. 冷却器; 14. 比例换向阀
15. 比例减压阀; 16. 平衡阀; 17. 电磁换向阀; 18. 液控单向阀; 19. 压力传感器; 20. 回油过滤器

根据飞机起落架动作筒收放时间及可调要求,应用电液比例阀控制的液压系统,设计液压系统技术指标见表1。液压原理图中,用比例换向阀(序号14)根据电信号大小控制收放动作速度,并能实现远程控制;采用压力传感器检测收放时动作筒动作压力、系统压力、开锁压力,平衡阀锁定油缸压力。采用比例减压阀(序号15)控制开锁压力,压力可根据电信号无级调整。系统配进油、压力管路过滤器(序号12)、回油过滤器(序号20)及水冷却器(序号13)用于控制油温及油液清洁度。

起落架收放过程中,阀及油缸的动作顺序见表2。

表1 液压系统主要技术指标

Tab.1 Main technical index of hydraulic system

参数名称	技术指标
电动机	22kW(Y2-180L-4 B35 18.5kW)
液压泵	$P_{max} = 31.5\text{MPa}$, $q = 28\text{mL/r}$, 右旋
系统额定流量	$Q = 40\text{L/min}$
电磁阀控制电压	DC24V

表2 液压系统动作循环

Tab.2 Action circle of hydraulic system

工 作 步	主 阀 YV1	减 压 阀 YV6	收放油缸		锁定油缸	
			YV2	YV3	YV4	YV5
收起	+	-	+	-	+	-
锁定	+	+	-	-	+	-
开锁	+	+	-	-	-	+
放下	+	-	-	+	-	-
初态	-	-	-	-	-	-

收到起落架收起信号后,电磁溢流阀 YV1 的一个线圈接通,压力油经 YV1、YV2,进入收放油缸,开启下位锁并推动起落架收起;起落架收上到位后,液压油进入 YV4,起落架上锁,通过上位锁信号传递判断起落架收起是否到位;接到放下指令后,主阀、减压阀、开锁油缸打开,液压油进入上位锁开锁,开锁后, YV3 接通,液压油进入放下缸,收油缸回油,起落架放下,放下末段下位锁上锁,检测起落架是否收上到位,到位后即完成一个循环。接到指令后进行下一循环。

开锁压力由比例减压阀调整,可远程控制,开锁动作由电磁换向阀控制。由于锁是机械锁,开锁动作由液压完成并触发微动开关,开锁动作完成后,开锁柱塞缩回或上锁时由机械顶回并触发微动开关。所以开锁换向阀使用中位机能为 Y 型,即使开锁后开锁柱塞没有缩回,上锁时也能将其顶回,确保安全、可靠。

在液压系统调试过程中,发现动作筒在比例换向阀开度大时,动作筒爬行,分析是在放下动作筒时,动作筒无杆腔排油及起落架快速放下,造成双向平衡阀关闭,然后又打开、关闭。解决方法是在比例换向阀叠加一只内控平衡阀控制动作筒无杆腔排油及背压。

3.2 控制系统

根据试验台要求开发控制软件,实现对液压系统、加载系统、复位机构等系统的集成控制。该控制系统是由 OMRON CP1H PLC 和组态王开发监控系统软件组成。采用电液比例控制,系统运算能力强,能在较短时间内完成大量工作,而且具有很强的逻辑判断功能,可以实现比较复杂的控制;利用组态王对实验现场进行监控的可视化画面图;直接利用上位机上串口通过 RS232 数据线 CP1H 通信,无需增加其他装置或板卡,简单易行,方便实现人机交换。

4 应用研究

根据某型飞机收放疲劳试验的要求,完成整个试验系统的设计,并对气动载荷、作动筒负载、开锁压力等进行测量与分析。

4.1 负载测量及误差分析

试验中模拟起落架收放过程中动态负载为本试验台设计的重点,通过动态应变仪检验加载情况,收放过程中测量曲线与理论加载结果如图9、图10所示。

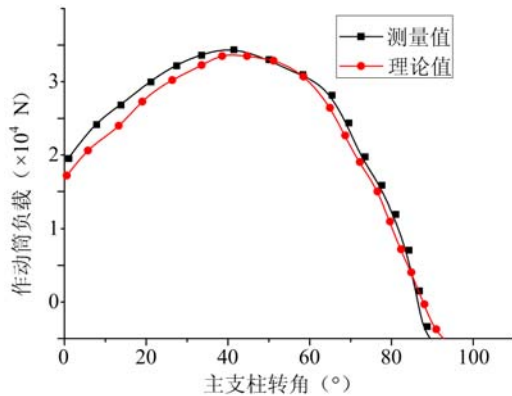


图9 起落架收上过程负载模拟结果

Fig. 9 The result of simulation aerodynamic load on retract process

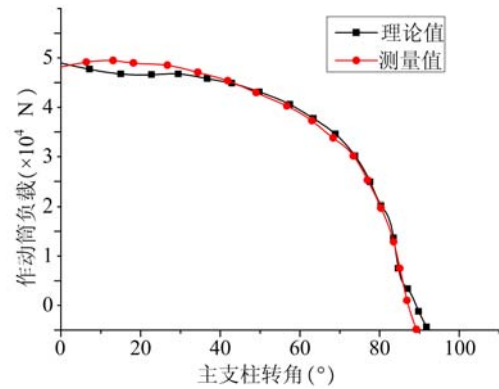


图10 起落架放下过程负载模拟结果

Fig. 10 The result of simulation aerodynamic load on extension process

通过测量结果与理论结果对比分析,最大误差在5%左右,平均误差不超过3%,结果吻合良好,加载机构设计合理。

4.2 作动筒负载测量分析

本文利用测量收放过程中作动筒有杆腔和无杆腔压力得到作动筒负载—主支柱转角曲线(理论值),并通过对作动筒上相应位置点的应力测量得到作动筒载荷—主支柱转角曲线(测量值)。

收放过程中,作动筒载荷为起落架收放过程中其他载荷影响之和,本文只研究包括模拟得到的气动载荷,质量力、惯性力、上锁力,未考虑其他载荷。作动筒曲线载荷结果如图11、图12。

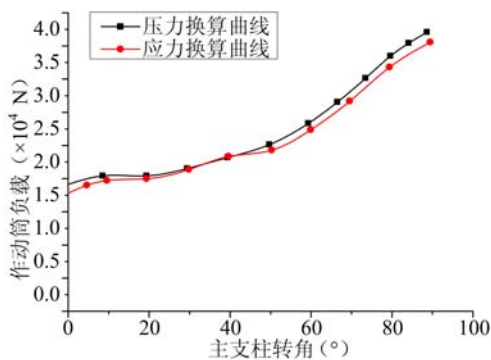


图11 收上过程作动筒载荷结果比较

Fig. 11 Comparison of load on actuating cylinder on retract process

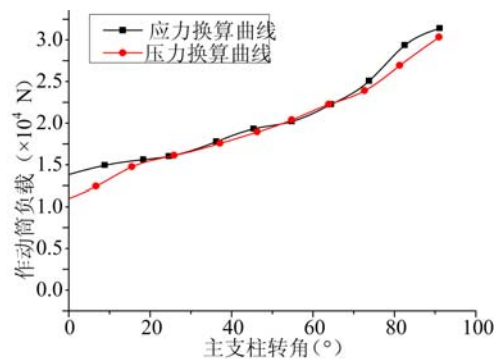


图12 放下过程作动筒载荷结果比较

Fig. 12 Comparison of load on actuating cylinder on extension process

图9、图10给出了起落架在收放过程中,作动筒测量压力与理论压力随主轴转角变化曲线,结果表明测量曲线与理论曲线有较好的一致性,证实了气动模拟加载的正确和准确,同时验证了该实验系统的可行性。

5 结论

设计了一种新型起落架气动载荷加载方式,能够实现收上放下载荷的分别模拟,与已有收放过程只模拟同一条力矩曲线相比,大大提高了模拟精度,并通过测量结果进行了验证,设计开发了液压系统和控制系统;完成了试验台的研制,该试验台能够较好满足起落架收放试验要求,对加载机构和复位机构、液压系统进行了集成,并在实际试验中对有关数据进行测量,通过与理论值的比较表明有较好的一致性。

结果表明,该试验台具有结构简单、精度高和可靠性高的特点。加载系统、复位系统、液压系统等都达到理想的结果,并已成功进行了数千次收放试验,试验台已在应用中获得验证,满足新型起落架动态收放试验需求。

参考文献:

- [1] 暴宏志,刘永光.飞机起落架收放液压系统试验车的设计研究[J].液压与气动,2002,(11):18-20 (BAO Hongzhi, LIU Yongguang. Design and Research of Testing Machine of Plane's Undercarriage Open and Withdraw Hydraulic System[J]. Chinese Hydraulics & Pneumatics, 2002,(11):18-20(in Chinese))
- [2] 高昆,杨保生.某型飞机起落架收放作动筒试验台液压系统的设计[J].机电产品开发与创新,2006,19(5):34-35 (GAO Kun, YANG Baosheng. The Design of test table for some aircraft alighting gear actuating cylinder[J]. Development & Innovation of Machinery & Electrical Products, 2006,19(5):34-35(in Chinese))
- [3] 高昆,杨保生.某型飞机起落架收放作动筒试验台的调试与排故[J].液压气动与密封,2006,(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,(5):26-27(in Chinese))
- [4] 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:西北工业大学硕士学位论文,2002(SHEN Fenglin, HE Chang'an. Analysis on the Kinematic and Dynamic Performance of Landing-gear Retraction[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2002(in Chinese))
- [5] Yonsu Nam, Sung Kyung Hung. Force control system design for aerodynamic load simulator [J]. Control Engineering Practice, 2002, (10):549-558.
- [6] Guillaume Morel, Karl Iagnemma, Steven Dubowsky. The precise control of manipulators with joint friction using base force/ torque sensing[J]. Automatica, 2000,(36): 931-941.
- [7] 袁朝辉,崔海云.起落架气动负载模拟系统力矩控制[J].液压与气动,2004,(4):23-27(Yuan Zhaohui, Cui Haiyun. Force/ Torque Control for Aerodynamic Load Simulator of an Undercarriage[J]. Chinese Hydraulics & Pneumatics, 2004,(4):23-27 (in Chinese))
- [8] 飞机设计手册总编委员会编.飞机设计手册(第14册)起飞着陆系统设计[M].北京:航空工业出版社,2002(Chief Edition Committee of Handbook of aircraft design. Handbook of aircraft design: Vol. 14 [M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2002(in Chinese))
- [9] Liu G P, Daley S. Optimal-tuning PID control for industrial systems[J]. Control Engineering Practice, 2001,9: 1185-1194.
- [10] Fitch E C, Hong I T. Hydraulic Component Design and Selection[M]. BarDyne Inc, 2001.
- [11] William E. Krabacher, Aircraft Landing Gear Dynamic present and Futu, SAE Technical Paper Series 931400 (1993).

On the Design and Application of a Fatigue Testing System for Landing-gear Retraction and Extension

WANG Hong-xian, XUE Cai-jun, NIE Hong

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

Abstract: A fatigue testing system for landing gear retraction and extension was developed, which can be applied to the fatigue test of retraction mechanisms and locking mechanisms, and its reliability validation was also carried out. Loading scheme that simulates aerodynamic load was brought forward and realized precisely. The problem of loading separation was solved in retraction and extension process of landing gear. Automatic process was realized based on PLC technology. Experimental results indicate that the practical design is reliable and feasible. The maximal error in loading simulation is less than 10%. This system can work several hours continuously. It has been completed experiment more than 7000 times. This system can be applied in fatigue experiment, and the measured dynamic stress and assess of locking mechanisms are reliable.

Keywords: landing-gear retraction; fatigue testing; experiment system; loading system; loading analysis