航空科学技术
Aeronautical Science & Technology
Mar. 15 2018 Vol. 29 No.03 40-45

液压协调自动加载系统的多通道协调性研究

何乐儒*，贾天娇，张海涛，李少鹏，陈晓
中国飞行试验研究院，陕西 西安 710089

摘　要：载荷校准试验是应变法测量飞机飞行载荷的一个重要环节。应用于载荷校准试验的液压协调自动加载技术，可实现飞机机翼多点、自动控制、协调加卸载。某型机机体结构具有大展弦比、刚度小等特点，校准试验载荷量级较大、加载点较多。本文分析了液压协调自动加载技术多点协调性的主要影响因素，以某型机机体载荷校准试验为背景对多通道协调性进行分析与总结，为供后续的研究提供参考。

关键词：载荷校准试验；液压协调自动加载技术；多通道；协调性

中图分类号：V214.11　　**文献标识码**：A　　DOI：10.19452/j.issn1007-5453.2018.03.040

飞行载荷测量是对飞机结构承受的外载荷进行测量的过程[1,2]，应变电桥法是工程中载荷测量的常用方法[3]。采用应变电桥测量飞机部件载荷首先在被测部件上加装应变计，通过地面载荷校准试验，建立校准载荷和应变电桥响应的函数关系[4,5]。飞机载荷校准试验是测量飞机飞行载荷的一个重要环节，其模拟飞行载荷的真实程度是影响载荷模型和实际载荷测量精度的主要因素[6]。

飞机地面载荷校准试验研究初期，多采用液压千斤顶等简单的手动加载设备进行人工单点加载，自 2012 年液压协调自动加载系统开始应用于国内飞机载荷校准。液压协调自动加载系统是基于电液伺服控制技术的试验加载设备，在航空、航天、车辆、土木工程、医疗设备等领域得到了广泛应用，主要用于新材料、新工艺或新结构的载荷测量或静力、疲劳与耐久等强度试验。液压协调自动加载系统克服了以往的手动加载设备加载量级小、通道少的限制，可进行多通道、大载荷的加载试验，从而提高了加载精度，促进了飞机载荷校准试验技术的发展。

载荷校准试验的对象通常为飞行器结构件，在加载过程中容易出现大变形、振动等问题[7,8]。本文涉及到某型机具有大展弦比、大柔度的结构特点，校准试验加载通道多、载荷量级大，多点加载的同步性和协调性严重影响到加载的准确性和结构安全。因此，液压协调自动加载技术的多通道协调性研究具有重要意义。

本文首先简述了液压协调自动加载系统的基本组成，分析了影响液压协调自动加载系统协调性的主要因素，为解决某型机载荷校准试验中多通道协调性问题进行分析。

1 液压协调自动加载系统

1.1 液压协调自动加载系统的组成

液压协调加载系统是由控制系统、液压系统和加载装置等组成。

控制系统由控制器、远程控制计算机和控制线组成。控制器为液压协调自动加载系统的核心。控制器提供了控制系统的输出和输入端口以及数据采集端口。远程控制计算机通常由多台计算机以局域网的方式实现资源、数据的共享。远程控制计算机与加载装置之间的信号传输通过控制线实现。液压系统为加载装置的驱动力，加载装置包含作动器和传感器。根据接收到来自控制系统的命令信号，作动器阀针偏转，液压油进入作动器腔体，作动器受液压系统驱动产生运动。传感器与作动器采用螺栓连接随作动器运动，并将信号反馈给控制系统，从而在物理上实现了闭环控制原理。其基本组成如图 1 所示。

收稿日期：2018-01-09；　退修日期：2018-02-02；　录用日期：2018-03-12
* 通信作者 . Tel.：18829181695　E-mail：18829181695@163.com
引用格式：He Leru, Jia Tianjiao, Zhang Haitao, et al. The study of multi-channel coordination of hydraulic coordination automatic loading system [J]. Aeronautical Science & Technology, 2018, 29 (03): 40-45. 何乐儒，贾天娇，张海涛，等 . 液压协调自动加载系统的多通道协调性研究 [J]. 航空科学技术，2018, 29 (03): 40-45.

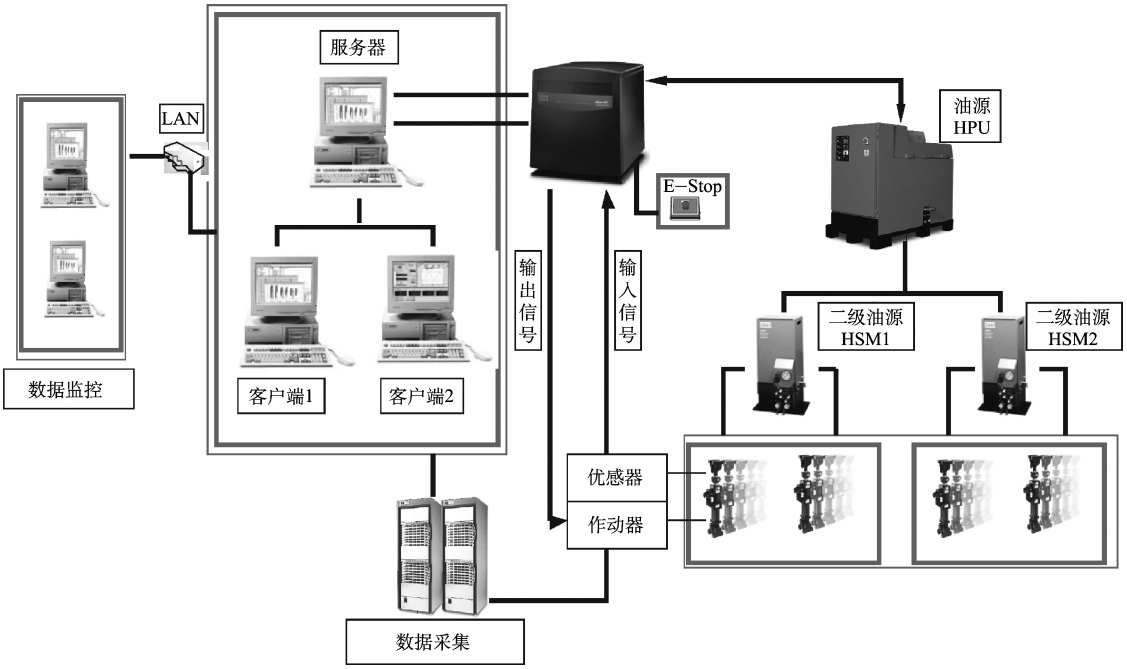

图 1　液压协调加载系统组成

Fig.1　Composition of hydraulic coordination loading system

液压协调加载控制系统采用基于反馈的闭环自动控制技术。由控制系统对液压系统发出控制命令，液压系统按照控制命令执行，并将执行结果信号反馈到控制系统，控制系统将命令与反馈进行实时对比分析，确认命令执行的有效性和误差是否在可控范围内，并采取一定的方式进行调节。其闭环控制原理如图 2 所示。

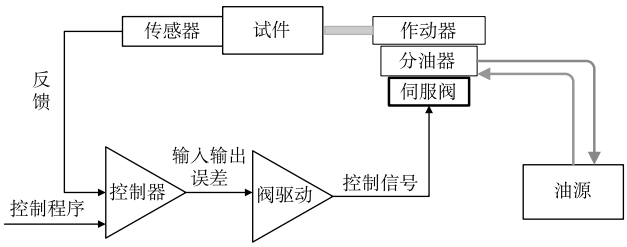

图 2　闭环控制原理

Fig.2　Principle of closed-loop control

1.2 液压协调自动加载系统的协调性

飞机载荷校准试验采用多点加载，每一个加载点都是通过由作动器和传感器组成的一个通道进行加载。对于某一时刻，所有通道的命令和反馈之间的动 / 静误差称之为加载系统的协调性，单通道的协调性称之为跟随性。加载系统的协调性反映了多个通道加载时的相对一致性和同步性。单通道的跟随性是加载系统协调性的基础，加载系统协调性对单通道的跟随性有一定影响。加载系统协调性较差时，即单个通道或几个通道的反馈与命令之间的误差较大，特别是对称位置的反馈与命令之间的误差较大时，甚至会造成飞机结构发生不对称变形、侧翻等严重事故。

2 影响加载系统协调性的因素分析

为了实现控制多个通道的协调加载，必须对单个通道的控制回路稳定性和跟随性进行调节。合适的协调性参数可以减小命令值和反馈值之间的误差，提高加载系统运行的稳定性，反之会增加控制命令与传感器反馈信号之间的误差和延滞。影响协调性的主要因素有系统控制律、动静态的协调、伺服阀平衡电压、控制模式等[9]。

2.1 PID

液压协调自动加载系统调节器控制规律为 PID 控制（比例 - 积分 - 微分控制器）。如图 3 所示[7]，控制系统回路由输入信号和输出信号组成闭环，控制系统发出指令，作动器的伺服阀接收并执行该指令，同时载荷传感器信号作为输入，反馈到控制系统，PID 控制器对输出信号进一步调节，直至输出信号和输入信号误差在设定范围内。

加载装置的跟随性是指当控制系统发出命令信号后，得到的反馈信号应在误差范围内。加载装置的跟随性主要是通过调节控制系统的 PID 参数实现，其中 P 为比例环节，是控制的基础；I 为积分环节，用来消除稳态误差，增加超

调；D 为微分环节，可加快大惯性系统响应速度以及减弱超调趋势。对于特定规格下的作动器通过调试在某一组 PID 参数下的跟随性可达到试验要求或最佳状态。

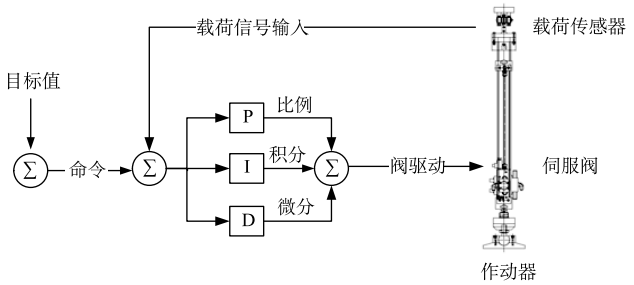

图 3 PID 调节信号跟随性原理
Fig.3 Following principle of PID adjustement signal

(1) 比例参数 P 值

按比例反应系统的偏差，系统一旦出现了偏差，比例调节立即产生作用以减少偏差。比例作用大，可以加快调节，减少误差，但是过大的比例，使系统的稳定性下降，甚至造成系统的不稳定。P 值对系统响应的影响分为图 4 三种情况。

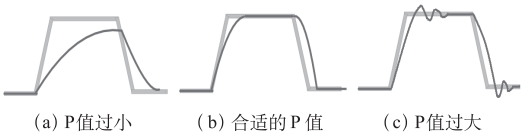

图 4 P 值对系统响应的影响
Fig.4 The effect of P on the system response

(2) 积分参数 I 值

消除系统稳态误差，提高无差度。当系统存在误差时，进行积分调节，反之积分环节停止。积分环节作用的强弱取决于积分时间常数 Ti，Ti 越小，积分作用就越强，反之 Ti 越小积分作用就越弱。加入积分调节可使系统稳定性下降，动态响应变慢。积分作用常与另两种调节规律结合，组成 PID 调节器。I 值对系统响应的影响分为图 5 的 4 种情况。

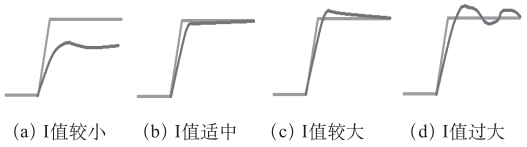

图 5 I 值对系统响应的影响
Fig.5 The effect of I on the system response

(3) 微分参数 D 值

微分作用反映系统偏差信号的变化率，具有预见性，能预见偏差变化的趋势，能产生超前的控制作用，在偏差还没有形成之前，已被微分调节作用消除。因此，可以改善系统的动态性能。为微分时间选择合适的情况下，可以减少超调，减小调节作用。微分作用对噪声干扰有方法作用，因此，过强的加入微分环节对系统抗干扰能力不利。微分参数反应变化率，而当输入没有变化时，微分作用输出为 0。积分作用常与另两种调节规律结合，组成 PID 调节器。D 值对系统响应的影响分为图 6 的 4 种情况。

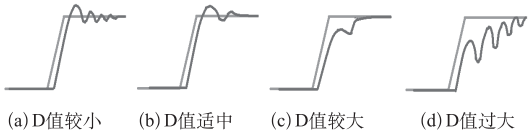

图 6 D 值对系统响应的影响
Fig.6 The effect of D on the system response

PID 参数影响加载装置的跟随性。PID 参数需要根据被测结构的特点以及作动器特性、液压油源压力等方面进行调节，最终达到需求的加载精度。如当被测结构的柔度较大时，需要较小的 P 值来预防结构与加载装置产生高频率的振动；小量程的作动器往往需要小的 P 值来达到合适的加载精度；油源压力降低时，需要增大 P 值来提高作动器的能力。因此，调节 PID 时通常需要搭建调试台架以模拟被试结构特点，从而获取特定加载装置的 PID 值。

2.2 动 / 静态的协调性

加载系统的协调性表征多通道加载时的同步性，即多个通道的加载过程保持相对静止。控制系统通过“空踏步”(Null pacing) 这一重要参数设置，确保了每一个单通道能自动地适应多通道加载过程，该项参数设置使得所有通道达到目标载荷的速率一致。Null pacing 参数对协调性的作用原理如图 7 所示。

图 7 (a) 为 Null pacing 未对系统协调性作用下的命令和反馈曲线，其中 A 段为某一通道加载时命令和反馈的跟随性曲线；图 7 (b) 为 Null pacing 对加载段 B 作用时的命令和反馈的跟随性曲线。加载时系统对所有通道进行检测，在所有命令和反馈的误差在设定的动态误差带以内的通道，存在某一通道其加载“较慢”，影响了系统的协调性。Null pacing 的作用会“减缓”其他通道的加载以等待加载“较慢”的通道，直到该通道加载速率达到预期值并与其他所有通道保持相对“静止”。图 7 (c) 为 Null pacing 对保载段 D 作用时的命令和反馈的跟随性曲线。保载时系统对所有通道进行检测，若某通道的误差值不在静态误差带内，则其他通道的命令信号将会继续保载而不是进行下一步的加载(通常称之为“踏步”)，等待该通道的命令和反馈的误差在容许的时间 (如图 7 (c) 中的 C 段) 达到给定的静态误差带以内，则所有通道恢复加载。

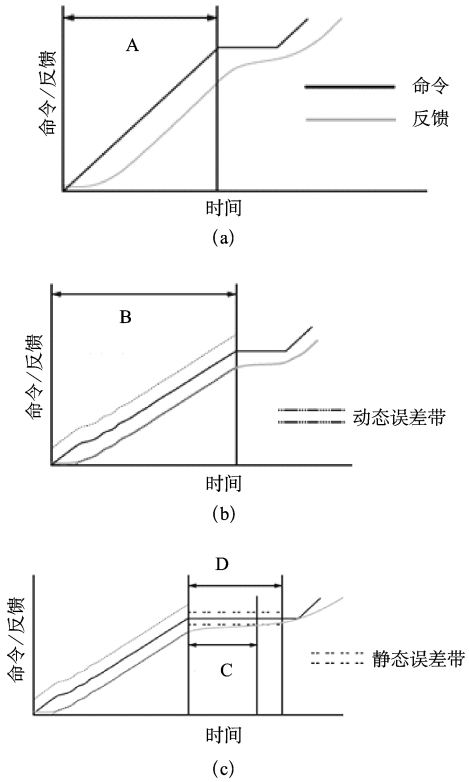

图 7　Null pacing 参数调节协调性原理

Fig.7　Principle of Null pacing parameter adjustment coordination

综上为 Null pacing 参数调节协调性的原理，其中动态误差带、静态误差带、容许时间是 Null pacing 参数对协调性调节时的判断依据，Null pacing 参数对协调性调节通过设定的时间 / 动作（如“踏步”“减速”等）实施，在实际过程中以上参数根据具体试验要求而设定。

2.3 控制方式

控制方式是控制系统给出命令信号的一种方式，对于基于闭环控制理论的加载系统其控制方式有力控制和位移控制方式两种。力控制方式是通过给予力信号作为输出命令实现作动器的伸缩或在被试件上施加拉压向载荷，以力的反馈作为输入信号组成系统的闭环控制；位移控制方式原理同力控制方式，但其命令和反馈信号均为位移。

控制方式对协调性的影响主要体现为：在进行载荷校准试验时，对于刚度较小柔性较大的结构件，如大展比机翼，如果采用位移控制方式，则会造成机翼局部变形较大、局部区域的受载较大，该区域的加载点协调性较差，严重时甚至造成机翼蒙皮承受较大载荷，导致结构发生损伤。因此，采用液压协调加载系统时，采用哪种控制方式由试验要求、被试件结构刚度等因素决定。对于刚度较大的结构件，如起落架缓冲支柱的加载点需要达到指定的位移点时则可采用位移控制，而对于刚度较小加载过程中会产生较大变形的机翼或尾翼等部件，加载时常采用力控制方式。

2.4 伺服阀平衡电压

在实际加载过程中，有一些情况下命令和反馈之间存在稳定误差，影响加载系统的协调性。这种情况是由伺服阀平衡电压引起的。伺服阀平衡电压可以缩小甚至消除该误差，是通过调节伺服阀的电信号输入来抵消伺服系统在电子和机械上的微弱不平衡，从而实现反馈和命令的一致性。

3 多通道协调性在飞机载荷校准试验中的应用

根据某型飞机机体载荷校准试验要求，载荷校准试验采用多点加载数据建立机体载荷模型，可以模拟机翼多种压心分布情况，从而提高机体的载荷建模和载荷实测精度。另外该机展弦比较大，在加载过程中易出现翼尖变形较大的情况，采用多点加载面临的难点是实现多通道的协调加载，这为液压协调自动加载技术在该载荷校准试验中的应用制造了很大的难度，因此，本节以该校准试验为背景，对解决液压协调加载技术的多通道协调性问题进行了分析与总结。

液压协调自动加载系统采用闭环控制原理，其调节器控制规律为 PID 控制，PID 参数影响系统反馈和命令之间的误差。通常要求反馈和命令之间的误差不大于 0.5%，针对不同规格的作动器进行调试，调试结果显示不同的 PID 参数下作动器的协调性有差异。表 1 列举了几种不同规格不同厂家的作动器的 PID 参数。

表 1　常见规格作动器的 PID 参数表

Table 1　Common specifications of actuator’s PID parameters

规格		P	I	D
60kN	作动器 1	3	0.1	0
	作动器 2	5	0.1	0
100kN	作动器 3	6	0.1	0
	作动器 4	7	0.1	0

Null pacing 对多通道加载协调性具有调节作用，表 2 列举了主要的动静态协调性参数。

表 2　动静态协调性参数

Table 2　Dynamic/static coordination parameter

	误差限	时间	动作
动态	5% Full scale	3s	保载 (Hold)
静态	5% Full scale	5s	保载 (Hold)

如表 2 所示，通过设置 Null pacing 参数，将动态误差限控制在 5% 的满量程 (Full scale) 内，等待时间为 3s；静态误差限为 3% 的满量程，等待时间为 5s。如不满足上述条件，则触发保载 (hold) 动作。设置 Null pacing 参数可以有效控制多通道协调性，减小因加载不协调而造成加载不准确甚至是结构局部损伤。

图 8 为某型机机翼载荷校准试验中 8 点协调对称加载的加载历程，由图 8 可以看出，各通道加载具有同步性和一致性，协调性较好。

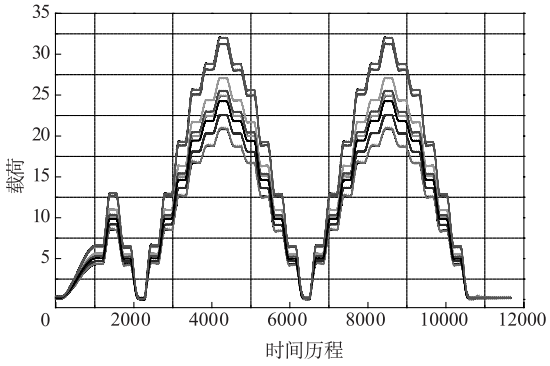

图 8　8 点协调对称加载曲线

Fig.8　8 channels coordinate symmetric loading process

4 结束语

应用于某型机载荷校准试验的液压协调加载系统，影响加载系统的协调性主要有 PID、动态静态的协调性、控制模式、伺服阀平衡电压等因素，同时本文给出了校准试验常见的参数设置，并提出以下两点建议以供后续飞机载荷校准试验参考：

(1) 加载时首先进行一次预加载，预加载载荷为目标值的 40%，以此来检查系统是否处于良好状态以及消除连接件 / 结构件间隙。预加载结束后进行两次正式加载，以此来保证数据的重复性和有效性。加载时间根据试验需求以及作动器调试状态通常设置为 15s，保载时间通常设置为 5s。在加载装置调试到位的情况下，该加载时间和保载时间可以满足多通道协调加载，避免结构发生损伤。

(2) 采用哪种加载方式取决于试验要求以及被试件的结构特点，对于载荷校准试验，为了真实地反映被试件的受载情况，通常选择力控制模式。

参考文献

[1] 赵燕，周占廷，万小朋 . 考虑剖面内加载的飞行载荷测量 [J]. 机械强度，2017，39 (06)：1327–1331.
Zhao Yan，Zhou Zhanting，Wan Xiaopeng. Flight load measurement condisering the loading inside strain-gage station[J]. Journal of Mechanical Strength，2017，39 (06)：1327– 1331. (in Chinese)

[2] 曹景涛 . 飞机全动式鸭翼载荷飞行测量技术 [J]. 航空学报，2015，36 (04)：1135–1141.
Cao Jingtao. Aircraft all movable canard load flight measurement technology[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica，2015，36 (04)：1135–1141. (in Chinese)

[3] 赵燕，高尚，张多源 . 应变电桥选择方法在飞行载荷测量中的应用 [J]. 现代机械，2012 (02)：37–39.
Zhao Yan，Gao Shang，Zhang Duoyuan. Application of MT method for strain gage selection in flight loads measurements[J]. Modern Machinery，2012 (02)：37–39. (in Chinese)

[4] 何发东 . 基于多点协调加载试验的机翼飞行载荷模型研究 [J]. 机械科学与技术，2015，34 (11)：1800–1804.
He Fadong. Aircraft wing flight load model based on multiple-point coordinated loading calibration test[J]. Mechanical Science and Technology for Aerospace Engineering，2015，34 (11)：1800–1804. (in Chinese)

[5] 高强，汪文军 . 一种对称机动机翼飞行载荷处理方法研究 [J]. 科学技术与工程，2011，22 (11)：5478–5481.
Gao Qiang，Wang Wenjun. An analysis method of wing loads in-flight for symmetry maneuver[J]. Science Technology and Engineering，2011，22 (11)：5478–5481. (in Chinese)

[6] 杜泽祥，吴永红，毛毳，等 . 地面载荷试验系统现场校准方法及不确定度评定 [J]. 计测技术，2006 (03)：32–34.
Du Zexiang，Wu Yonghong，Mao Cui，et al. Field calibration method and uncertainty evaluation of ground load test system [J]. Measurement Technology，2006 (03)：32–34. (in Chinese)

[7] 钟海 . 机体载荷校准试验液压构型优化设计 [J]. 科技创新导报，2017，14 (27)：23–26.
Zhong Hai. Optimization design of hydraulic configuration of load calibration test [J]. Science and Technology Innovation Guide，2014，14 (27)：23–26. (in Chinese)

[8] 钟海，张鹏程 . 大展弦比机翼载荷校准技术研究 [J]. 科技传播，2013 (5)：10–11.

Zhong Hai, Zhang Pengcheng. Research on the load calibration technology of the aspect ratio wings [J]. Technology communication, 2013 (5): 10-11. (in Chinese)

[9] MTS Systems Corporation. Flextest aircraft structural test system use manual[Z]. MTS Systems Corporation, 2010.

作者简介

何乐儒（1992— ） 女，硕士，助理工程师。主要研究方向：飞行载荷测量。

Tel：18829181695

E-mail：18829181695@163.com

贾天娇（1985— ）女，硕士，工程师。主要研究方向：飞行载荷测量。

张海涛（1984— ）男，硕士，工程师。主要研究方向：飞行载荷测量。

李少鹏（1981— ）男，硕士，高级工程师。主要研究方向：飞行载荷测量。

陈晓（1991— ）女，学士，助理工程师。主要研究方向：自动化。

Study of Multi-channel Coordination of Hydraulic Coordination Automatic Loading System

He Leru*, Jia Tianjiao, Zhang Haitao, Li Shaopeng, Chen Xiao

Chinese Flight Test Establishment, Xi'an 710089, China

Abstract: The load calibration test is an important step in the measurement of aircraft flying load. The hydraulic coordination automatic loading technology applied to load calibration test can realize multi-point, automatic control and uninstall of aircraft wings. The structure of a certain type of machine has the characteristics of large scale ratio and large rigidity, and the calibration test has a large load of magnitude and a lot of loading points. This paper analyzed the main influence of hydraulic coordinated automatic loading technology more coordination, and its background of a certain type of machine body load calibration test for multi-channel coordination analysis and summary to reference for subsequent research.

Key Words: load calibration test; hydraulic coordination automatic loading technology; multi channel; coordination

Received: 2018-01-09; **Revised:** 2018-02-02; **Accepted:** 2018-03-12

***Corresponding author.Tel.:** 18829181695 **E-mail:** 18829181695@163.com