

# 机翼疲劳试验控制精度提升方法研究

刘振宇, 米 征

(航空工业飞机强度研究所, 西安 710065)

**摘要:** 在飞机结构疲劳强度试验中, 试验控制精度保证是试验成功与否的关键要素; 在保证飞机结构疲劳试验控制精度的基础上, 加快疲劳试验速度是所有疲劳强度试验研究的重要目标; 飞机结构疲劳试验中, 机翼作为主要考核部位其验证过程有着重要的参考价值; 在机翼结构疲劳试验中, 创新设计机翼与加载系统间的连接装置、综合运用PID调谐、振荡频率过滤、交叉耦合补偿等多项技术, 经过长时间的试验跟踪调试, 解决了多加载点快速协调加载的难题, 实现了按照优于行标与国军标一倍的试验控制精度快速运行机翼疲劳试验的目标; 试验方案完全依托真实机翼试验件完成, 可应用性高, 可移植性强, 为以后的飞机部件及全机疲劳试验前期设计、中期调试及后期运行维护提供一套切实可行的参考方案。

**关键词:** 连接系统; PID; 交叉耦合补偿; 滤波

## Research on Method of Improving Control Accuracy of Wing Fatigue Test

Liu Zhenyu, Mi Zheng

(Aviation Industry Aircraft Strength Research Institute, Xi'an 710065, China)

**Abstract:** In the fatigue strength test of aircraft structure, the test control accuracy assurance is the key factor of the test success. On the basis of ensuring the control accuracy of aircraft structure fatigue test, accelerating the fatigue test speed is an important goal of all fatigue strength test research. In the fatigue test of aircraft structure, the verification process of wing as the main assessment part has important reference value. In the fatigue test of wing structure, innovative design of connection device between wing and loading system, comprehensive application of PID tuning, vibration frequency filtering, cross coupling compensation and other technologies, after a long time of test tracking and debugging, solved the problem of fast coordinated loading of multiple loading points, and realized the fast operation of wing fatigue according to the test control accuracy twice that of the industry standard and the national military standard objective of the test. The test scheme is completely based on real wing test pieces, with high applicability and portability. It provides a set of practical reference scheme for the early design, mid-term commissioning and later operation and maintenance of aircraft components and whole aircraft fatigue test in the future.

**Keywords:** connection system; PID; cross-coupling compensation; filtration

## 0 引言

依据中华人民共和国航空行业标准 HB 1129T-2018 及 GJB 4441 飞机结构试验要求规定, 疲劳试验载荷加载点的控制精度应不大于 2%Pmax (最大设计载荷)。在过往的飞机结构疲劳试验中, 控制精度都是依照 2% Pmax 的最低标准设置, 而提高控制精度的尝试往往会引起试验速度降低, 导致试验周期过长, 试验资源被长期占用无法释放。

能否在不降低试验速度的基础上提高疲劳试验控制精度, 或者说能否在可接受的试验速度基础上提高疲劳试验控制精度是值得探索研究的课题。

飞机结构疲劳试验<sup>[1-2]</sup>中, 机翼作为主要考核部位, 承载大、变形大, 是触发疲劳试验误差超控制精度引起踏步保持而导致疲劳试验减速的主要部件。机翼疲劳试验控制精度提升方法的研究对其它飞机结构部件和全机疲劳试验

结果具有较大的参考价值。

## 1 方案描述

以往多型全机和部件的疲劳试验过程<sup>[1-4]</sup>和数据表明, 对于飞机结构疲劳试验这种多通道试验协调加载试验<sup>[3-4]</sup>, 随着试验的规模越来越大, 试验件的尺寸越来越大, 试验件变形越来越大, 受力越来越复杂, 参与协调加载的通道不断增加。保证各加载点在载荷端点值的误差小于试验要求精度, 是飞机强度试验的一个基本要求。为了实现这个要求, 先到达端点值的加载点需要等待其它所有加载点误差回落到目标范围内才能够开始进行下一载荷谱加载执行。在这个工程中协调加载系统会自动降低试验速度来协调各个加载点的加载进程, 甚至暂停加载来保证试验的精度质量, 等待试验人员处理问题后才继续完成后续载荷的加载。因此对于多通道的协调加载试验, 加载点的试验精度是影响疲劳试验速度的关键因素。而对于主要考核部位, 同时又是变形最大的机翼, 依据过往的试验经验, 梳理出引起加载点误差大的原因主要有以下几个方面:

1) 加载设备主要是作动筒及伺服阀与设计<sup>[7]</sup>载荷不

收稿日期: 2019-09-17; 修回日期: 2019-10-28。

作者简介: 刘振宇(1975-), 男, 云南普洱人, 大学本科, 工程师, 主要从事飞机结构强度地面试验技术方向的研究。

匹配;

2) 加载设备与试验件的连接有间隙, 间隙使在加载初始与结束阶段的载荷命令不能迅速传递至试验件, 导致力反馈无法迅速跟上载荷命令;

3) PID 参数不合适;

4) 振颤发生;

5) 加载点之间的相互影响。

针对以上问题, 将在试验中通过试验承载系统构建、加载设备精选、连接构件设计、PID 调谐、震颤过滤、通道解耦等技术综合应用来逐一予以研究解决。

### 1.1 试验承载系统

试验件为金属-复合材料混合结构三角大翼面(含内、外侧副翼, 前缘机动襟翼)。采用支持夹具将试验件支持于承力墙上, 使机翼 Z 向向上, 构造水平面距地面 4 784 mm, 具体承载系统<sup>[6]</sup>如图 1 所示。

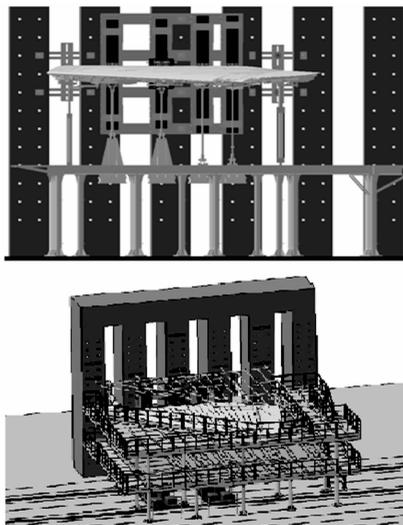


图 1 承载系统示意图

### 1.2 加载设备配置

共设置了 28 个加载通道, 作动筒、传感器、载荷如表 1 所示。其中:

1) 设置了 24 个力控加载点, 采用液压作动筒加载, 用来实现疲劳强度试验的载荷加载控制;

2) 设置了 4 个约束点, 采用位控作动筒和约束撑杆约束, 被动加载。主要作用是约束及监视试验件的位置, 确保试验件处于合适的位置和姿态;

3) 选择合适的压力传感器, 使加载点的最大设计载荷处于传感器 60%~80% 量程之间, 此区间为传感器线性最好的范围区间。同时保证传感器精度及有效期符合试验要求;

4) 选择大小长度匹配设计载荷的作动筒, 确保作动筒的长度行程符合试验运行要求, 大小符合试验载荷需要;

5) 协调加载系统采用 MTS 公司 FlexTest 200。

参照设备手册参数配置的作动筒和伺服阀在实际应用中不一定满足理想, 需要在 PID 调谐及其后续的各阶级依

据实际的运行情况实时进行调整更换。所有的设备均应经过标检, 精度符合试验要求且在有效期内。

FlexTest 200 是美国 MTS 公司的多点加载试验系统, 该系统能对试件进行多点协调加载, 能很好地控制试验精度达不到要求时不进行下一步操作来保证试验的质量安全, 能够设置多重保护设置来保护试验件的安全。在航空、国防以及国民经济的各个部门有广泛的应用。机翼疲劳试验方案基于 FlexTest 200 进行实施, 其中控制器、服务器置于专用机房, 通过电缆与现场传感器及加载设备连接并交换处理信号。客户机安置于试验控制室通过交换机连接到服务器, 使用 AeroPro 软件对试验进行加载控制。

试验设置加载端点值误差超过 1% 时, 试验加载点静踏步等待, 静踏步等待时间超过 2 s, 试验暂停, 等待试验人员处理完毕问题后, 继续后续加载。试验加载过程中误差超过 2.5% 试验加载点降低加载速度, 动踏步等待。

各主动加载点安装最大设计载荷的 110% 设置载荷保护限制, 在试验过程中出现异常情况导致加载点反馈超过载荷保护限制时, 系统自动卸载卸压。

在每次加压运行试验前, 需使用 AeroPro 系统对加载点传感器线路进行校验, 确保命令与反馈信号通信可靠。

为了保证试验安全, 另外配备了位移保护开关和现场应急按钮使试验出现异常情况使能够及时卸载卸压。

### 1.3 间隙消除

在飞机地面强度试验中常用的钢丝绳、胶布带连接方式。其工艺简单可靠, 已应用多年, 技术成熟, 但这些软式连接方式在加载中存在天然不可消除的松弛—拉紧—松弛过程, 而导致载荷传递不及时缺点。试验方案摒弃了软式连接方式其并创新设计了一套硬式加载连接系统。

依据机翼结构部位和试验载荷状态的不同采用不同的连接加载方法。对于主翼面、前缘襟翼及内外副翼表面拉压双向载荷<sup>[5]</sup>, 采用拉压垫—杠杆系统施加载荷。对于机翼挂点载荷, 采用专用加载接头加载的方法来实现, 它们的共同点是都属于硬式连接, 使加载设备与试验件间没有间隙, 从而保证载荷能通过加载系统即时施加到试验件, 系统设计重点考虑了在载荷方向发生变化时, 加载系统不会出现行程上的间隙。拉压垫—杠杆系统结构形式见图 2。

### 1.4 PID 调谐

在将作动筒连接到试验件前, 需要对作动筒进行排气处理, 避免作动筒由于腔中存在空气而引起加载过程不平稳。

各加载点与试验件连接完毕后先进行单点调试, 所有单点调试完成后再进行多点联调。

单点调试的目标是使反馈能够迅速响应命令。其中增益参数  $P$  是个关键,  $P$  值大, 响应速度就快, 但是过大的  $P$  值会导致系统发生振颤。通常试验人员因为担心在试验中发生振颤往往在调谐的时候, 会期望调谐到一个满足加载曲线跟随性比较好、 $P$  值又较低的状态。在机翼疲劳试验方案中将尝试不断增加  $P$  值来得到最好的反馈响应, 而当

表 1 加载点明细

加载点号	加载部位	加载类型	作动筒型号/编号	传感器编号/量程/电阻	设计载荷 kN
1	机翼 1 区	力控	Z0060N10/6T183	40K051D-1/40/60	11/-31
2	机翼 2 区	力控	Z0060N10/649	60K089D-1/60/100	8/-46
3	机翼 3 区	力控	Z0060N10/6T147	80K056/80/100	10/-34
4	机翼 4 区	力控	Z0030N10/307	60K086D-1/60/100	12/-26
5	机翼 5 区	力控	Z0060N10/6T157	80K058/80/100	6/-38
6	机翼 6 区	力控	Z0060N10/6T173	40K062D-1/40/60	14/-31
7	机翼 7 区	力控	Z0030N10/326	30K008/30K088/30/100	6/-21
8	机翼 8 区	力控	Z0060N10/627	40K063D-1/40/60	4/-31
9	机翼 9 区	力控	Z0060N10/16033	40K070D-1/40/60	18/-30
10	机翼 10 区	力控	Z0060N10/16023	40K076D-1/40/60	9/-31
11	机翼 11 区	力控	Z0030N10/311	30K115D-1/30/80	19/-21
12	机翼 12 区	力控	Z0030N10/323	40K084D-1/40/60	10/-24
13	副油箱前	力控	Z0200N05/16003	200K035D-1/200/60	140/-10
14	副油箱后	力控	Z0100N10/16024	100K102/100/80	6/-88
15	内副 1 区	力控	Z0060N10/16032	60K094D-1/60/100	37/-23
16	内副 2 区	力控	Z0030N10/3T107	30K123D-1/30/80	14/-18
17	内副 3 区	力控	Z0030N10/328	50K108D-1/50/120	21/-13
18	外副 1 区	力控	Z0030N10/308	20K115/20/80	7/-11
19	外副 2 区	力控	Z0030N10/3T148	20K008/20K096/20/100	13/-15
20	外副 3 区	力控	Z0030N10/309	40K086D-1/40/60	10/-16
21	前缘 1 区	力控	Z0060N10/16013	40K093D-1/40/60	11/-30
22	前缘 2 区	力控	Z0030N10/301	20K022/20K110/20/100	11/-14
23	前缘 3 区	力控	Z0060N10/16042	60K105D-1/60/100	23/-26
24	前缘 4 区	力控	Z0060N10/16039	60K103D-1/60/100	23/-27
25	12450 接头侧向	位控	Z0100Y10/11	/	
		力监视		80K067/80/100	
26	12450 接头垂向	力监视	/	100K113/100/80	
27	17800 接头侧向	位控	Z0060Y10/4		
		力监视		80K070/80/100	
28	17800 接头垂向	力监视	/	100K115/100/80	

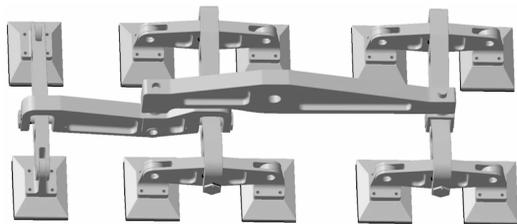


图 2 拉压垫一杠杆系统

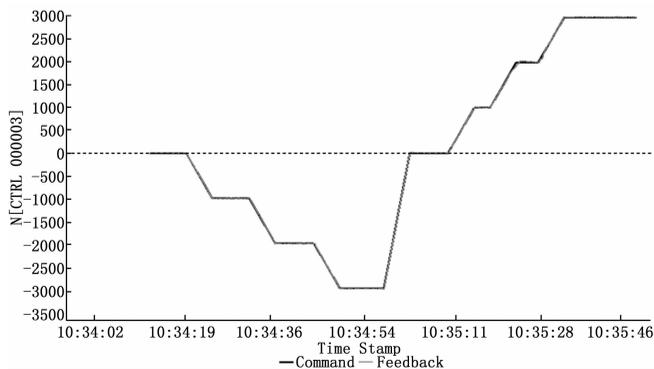


图 3 3#点单点调试曲线

震颤发生需先用 1.5 节的方式对震颤进行处理,再增加  $P$  值,往复调试,直至无法再获得更优状态的临界值作为我们的应用参数值。而积分  $I$  值则尽量调的越小越好,只需能够消除稳态误差即可。最终获得比较好的加载曲线如图 3 所示。

试验单点调试后进行多点联调,联调谱载荷为正式谱载荷的 60%。在此阶段通过对所有加载点运行对较小载荷的试验谱解决连续运行时作动筒振颤,加载点踏步等问题,使各加载点在同时工作时能够平稳,协调,不互相干涉。

很多在单点调阶段设置好的 PID<sup>[8-9]</sup> 参数,多点联调时

会出现不适用的情况,需要在联调过程中根据实际情况作出调整。而对实际运行情况达不到理论设计要求作动筒、伺服阀、传感器也需要在此阶段进行更换,来保证系统均处理符合实际运行的最佳状态。

### 1.5 振颤处理

在试验过程中出现振颤时,可以通过 MTS 公司的图形

显示软件分析其共振频率范围, 然后使用滤波器<sup>[10]</sup>滤除频率信号来消除共振。通常共振信号都为高频信号, 而正常载荷反馈信号为低频信号。所以一般情况下, 使用低通滤波器即可达到目的。少数情况, 需要使用带通滤波器。对于滤波效果好的通道, 可以尝试进一步增加增益  $P$  值, 二者相互配合可以达到良好的效果。

实在无法消除的震颤尝试降低  $P$  增益、修改阀抖动参数或者更换伺服阀、作动筒即可处理, 如图 4、图 5 所示。

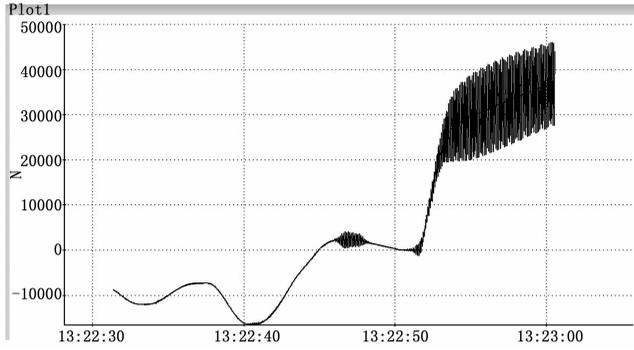


图 4 共振发生

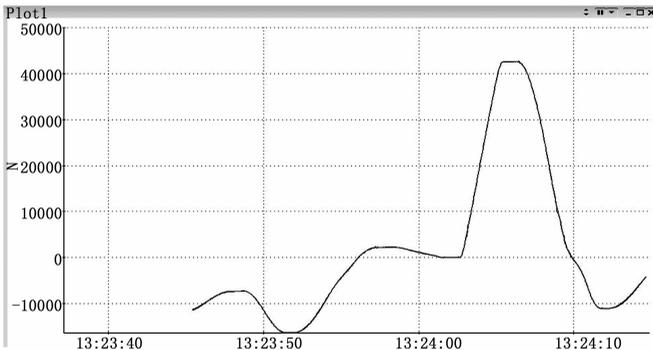


图 5 共振消除

通过多个通道滤波分析发现, 大部分通道的滤波参数都是一样的, 可以将这个参数作为通道的默认滤波参数来进行设置。对于调试过程中没有出现共振的通道, 也可以通过滤波器来进行震颤预防, 通道滤波器设置如图 6 所示。

Test Control Channels	Name	Reading	Forward Lo...	Low F...	Band Stop	Count	Controller Poles	Count	Controller Zeros	Zero 2
Ctrl_000010	Ctrl_000010 Input 1	-0.2721	743.6 Hz	Controller	One	5.000 Hz	One	20.000 Hz		
Ctrl_000011	Ctrl_000011 Input 1	-0.2593	934.1 Hz	Controller	One	5.000 Hz	One	20.000 Hz		
Ctrl_000012	Ctrl_000012 Input 1	-0.2472	538.6 Hz	Controller	One	5.000 Hz	One	20.000 Hz		
Ctrl_000013	Ctrl_000013 Input 1	-0.9573	377.2 Hz	Controller	One	5.000 Hz	One	20.000 Hz		
Ctrl_000014	Ctrl_000014 Input 1	-0.0713	342.8 Hz	Controller	One	5.000 Hz	One	20.000 Hz		
Ctrl_000015	Ctrl_000015 Input 1	-1.0804	260.2 Hz	Controller	One	5.000 Hz	One	20.000 Hz		
Ctrl_000016	Ctrl_000016 Input 1	-0.1071	263.2 Hz	Controller	One	5.000 Hz	One	20.000 Hz		
Ctrl_000017	Ctrl_000017 Input 1	-0.1707	100.000 Hz	Controller	One	100.000 Hz	One	128.000 Hz		
Ctrl_000018	Ctrl_000018 Input 1	-0.6553	792.7 Hz	Controller	One	5.000 Hz	One	20.000 Hz		
Ctrl_000019	Ctrl_000019 Input 1	-0.9821	788.2 Hz	Controller	One	5.000 Hz	One	12.000 Hz		
Ctrl_000020	Ctrl_000020 Input 1	-0.8844	530.9 Hz	Controller	One	6.000 Hz	One	15.000 Hz		
Ctrl_000021	Ctrl_000021 Input 1	-0.2891	862.3 Hz	Controller	One	5.000 Hz	One	20.000 Hz		
Ctrl_000022	Ctrl_000022 Input 1	-0.8641	777.6 Hz	Controller	One	5.000 Hz	One	20.000 Hz		
Ctrl_000023	Ctrl_000023 Input 1	-0.7781	862.6 Hz	Controller	One	5.000 Hz	One	20.000 Hz		
Ctrl_000024	Ctrl_000024 Input 1	-0.2811	1000.0 Hz	Controller	One	5.000 Hz	One	20.000 Hz		
Ctrl_000025	Ctrl_000025 Input 1	307.8 Hz	307.8 Hz	Controller	One	5.000 Hz	One	20.000 Hz		

图 6 过滤器设置

### 1.6 通道解耦

在联调过程中发现, 试验件上的多个加载点之间存在

相互影响, 这种影响通过试验件的变形相互传递, 造成机翼变形大的加载点加载曲线较差, 此时调整 PID 等控制参数, 加载曲线未见明显改善。这种影响被称为交叉耦合, 经典 PID 算法从理论上即无法消除加载点之间的耦合影响。

CCC (交叉耦合补偿)<sup>[11]</sup>技术是一种引入解耦的控制算法。即在控制回路中将其他加载点的误差引入到 PID 闭环控制回路中, 设计一个补偿器已达到补偿耦合作用的效果, 原理如图 7 所示。

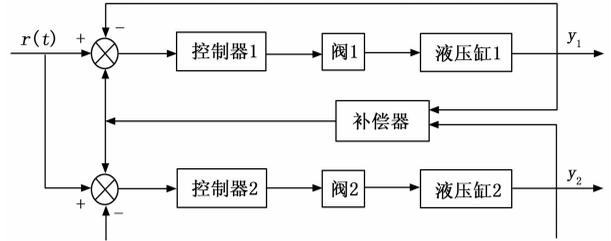


图 7 引入补偿器的控制回路

以两个液压作动筒为例, 在闭环控制回路中加入补偿器, 将控制器 2 的误差输入给控制器 1, 同时将控制器 1 的误差输入控制器 2, 所以交叉耦合补偿算法的本质是一个基于输入的前馈补偿控制, 如下式所示:

$$\begin{bmatrix} Output_1 \\ Output_2 \\ \vdots \\ Output_n \end{bmatrix} = [PIDFS] + (CCC\_Span) \begin{bmatrix} C_{11} & C_{12} & \dots & C_{1n} \\ C_{21} & C_{22} & \dots & C_{2n} \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ C_{n1} & C_{n2} & \dots & C_{nm} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} d(Comm and_1)/dt \\ d(Comm and_2)/dt \\ \vdots \\ d(Comm and_n)/dt \end{bmatrix}$$

所有加载点的补偿系数形成了一个交叉耦合补偿系数矩阵, 对于不存在耦合现象的通道, 补偿系数为 0, 补偿系数越大说明受到耦合影响越大。分析试验件加载在加载过程中耦合影响, 合理设置。

不合适的交叉耦合系数会造成作动筒加载不稳定, 引起作动筒非可控的伸缩, 可能会伤害参试人员或试验件。为防止这种情况出现, 使用交叉耦合系数主比例 (Master CCC Span) 来进行控制。当 Master CCC Span 为 0 时, 交叉耦合系数矩阵不起作用。Master CCC Span 值越大则交叉耦合系数矩阵的作用越大。在试验过程中 Master CCC Span 值从 0 开始, 逐渐手动增加, 试验人员密切观察参数变化引起试验性能变化的趋势并据此修改试验参数。

### 1.7 运行结果

准备完毕, 按照设计的疲劳试验载荷谱, 以设定的 1% 控制精度运行试验, 在试验过程中逐级增加交叉耦合比例, 观察试验加载曲线及运行速度的变化。为准确记录试验的运行, 统计时间、行号统一从试验运行系统日志中提取, 排除掉检查、启动、停止、暂停等影响计时的因素, 只计算无间断连续运行的命令行和时间。从 2018 年 6 月—2019

年 4 月,共跟踪了近半年的试验时间,统计结果如表 2 所示,精度对比如图 8 所示。

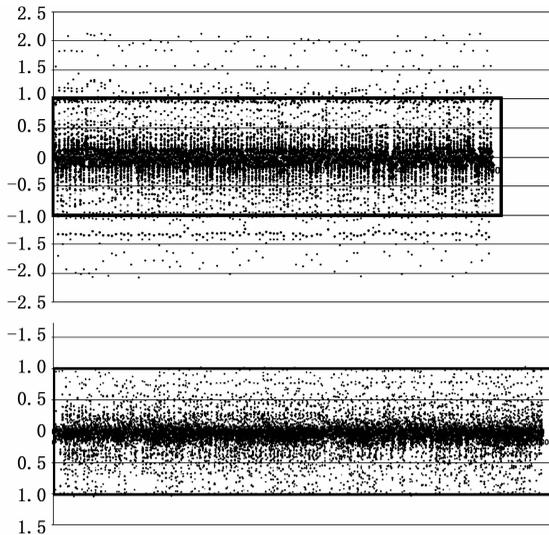


图 8 试验误差前后对比图

对比试验谱的理论运行时间为:加载行每行运行时间为 5 s,采集行每行运行时间为 0.5 s,每一加载行对应一采集行。可以得到理论平均每行运行时间 = (5 + 0.5) / 2 = 2.75 s。

表 2 运行时间统计表

主时间 / %	CCC SPAN / %	平均每行时间	主时间 / %	CCC SPAN / %	平均每行时间
300	0	11.744	100	25	3.855
300	0	8.662	100	30	3.623
300	0	11.186	100	35	3.557
300	0	8.703	100	40	3.286
300	0	8.624	100	45	3.312
200	0	6.998	100	45	3.330
100	0	9.386	100	45	3.190
100	0	7.111	100	45	3.182
100	0	7.981	100	45	3.165
100	0	8.885	100	45	3.179
100	0	7.188	100	50	4.373
100	0	6.444	100	55	4.556
100	0	5.092	100	60	4.041
100	0	5.321	100	45	3.210
100	0	5.118	100	45	4.475
100	0	6.351	100	45	4.525
100	0	4.748	100	45	4.028
100	0	4.650	100	0	4.322
100	5	4.673	100	0	3.412
100	10	3.977	100	18	3.767
100	15	3.953	100	30	3.314
100	20	3.941	100	26	2.966

由表 2 可得,在交叉耦合比率为 0,即交叉耦合矩阵不起作用的情况下,其它参数优化到运行速度每行 4.6 s 后就

基本无法再快了,而这个时间是理论时间的 167%。

逐级增加交叉耦合比率,运行速度也逐渐加快,当交叉耦合比率为 45%时,试验每行运行速度稳定达到了 3.2 秒,为理论运行时间的 116%,大幅提高了最初运行速度,且此速度已经是比较理想的试验运行速度了。在试验中,当现场的某些点加载机构出现异常或者更换的时候,会导致试验速度突然变慢,而调节交叉耦合比率也没有明显的效果。对于这种情况,我们把交叉耦合比率改为 0,然后重新进行调谐、再次生成新的交叉耦合矩阵,最终在交叉耦合比率为 26 的时候,我们得到最佳的运行时间 2.97 秒,仅仅为理论时间的 108%。与运用交叉耦合补偿前的统计值相比较速度有了大幅度的提高。

而从图 9 可以看出,虽然 FlexTest200 协调加载系统设置了 1%的试验控制精度,但在使用交叉耦合补偿方法前,抽取的连续 50 000 组加载值中仍然有少数端点值的误差超出了 1%,甚至有极少数数值超出 2%。而使用交叉耦合补偿后几乎所有的端点值误差都收敛在 1%以内,机翼疲劳试验精度得到了可靠的保证。由此也可指出,在高要求的强度试验中,交叉耦合补偿方法应该作为一种必要方法进行应用。

截止 2019 年 4 月 21 日,机翼结构疲劳试验共完成两周,1 307 552 行谱,获得了非常理想的试验效果,充分验证了试验方案,实现了试验的目标。

### 1.8 存在的问题

方案方法依赖硬式连接方式,需要针对不同的试验件设计拉压垫和专用的连接件。其维护成本和技术成熟度不如软式连接方式。

需要调试的参数比较多,调试过程花费的时间比较长,试验参数需要定期维护,对试验人员的技术要求更高。加载设备的变化、自然环境的变化,甚至试验长时间停止再恢复时,参数都可能需要重新调试。

试验方案仅仅适用于力控加载,不适用于位控点及充压点的控制。

在后面的试验中还需进一步验证综合了谱优化技术后,是否还能保证精度并进一步压缩疲劳试验时间。

## 2 结束语

随着试验规模的愈来愈大,试验载荷越来越复杂,试验的要求也越来越高。协调加载试验不再仅仅是通过 PIDF 调节就能够实现目标。控制软件参数、加载设备设计、液气路管设计都需要综合的进行统一的规划才能协调一致获得较好的应用效果。通用的拉压垫设计或专用的硬式连接构件将越来越多的替代软式连接方式在疲劳试验中发挥更大的作用。计算机控制人员需要对现场加载设备、试验件的承载受力方式有更多的了解才能够最大限度地发挥软件的调控功能。

在机翼结构疲劳试验中通过试验研究,极大突破了航标及国军标 2%的疲劳试验控制精度基准,充分验证了在一