

一种高效的正常类飞机全机疲劳试验方法

吕万韬* 熊俊 赵新新

(中电科芜湖通用航空产业技术研究院, 芜湖 241000)

摘要: 目前国内飞机结构疲劳耐久性评定通常采用规范谱和飞机典型设计任务剖面相结合来编制疲劳试验载荷谱,对全机完整结构进行考核,这将耗费巨大的成本和周期,也因此全机疲劳试验成为型号机体结构设计验证最后以及最复杂的一环。对于以经济性为主要研制要求的正常类飞机,为了推进型号研制工作和取证进度,需要缩减全机疲劳试验的成本和周期。在 CA42 型飞机适航取证的全机疲劳试验工作中,依据 FAA 认可的规范谱编制了疲劳试验谱,将疲劳考核目标由整机结构调整为机体主要承力结构,并相应简化了全机疲劳试验载荷加载方式,形成了一种高效的全机疲劳试验方法。通过该方法,CA42 飞机全机疲劳试验仅耗时两月,试验成本主要为工时,有效的推进了适航取证工作,并缩减了研制成本。

关键词: 正常类飞机;全机疲劳试验;试验载荷谱;简化加载方式

中图分类号: V216.3

文献标识码: A

OSID:



0 引言

正常类飞机是 CCAR-23 部中规定的 9 座以下,最大起飞重量 5 700 kg 以内的非特技飞行的飞机。对于该类飞机机体结构疲劳性能的评定,AC23-13A 建议的最可靠的验证方法是进行全尺寸飞机疲劳试验(以下简称全机疲劳试验)。

CCAR 23.571、CCAR 23.572 和 CCAR 23.573 为正常类飞机适航需表明疲劳符合性的主要条款要求,对于破坏后会导致灾难性后果的结构,必须通过疲劳强度验证其能承受使用过程中预期重复载荷,或通过破损安全验证在某一主要结构失效后,剩余结构可承受规定的载荷,或对主要结构的损伤容限性能进行验证。对于复合材料结构,必须按损伤容限要求进行验证。

对于 23 部飞机的研制,必须考虑其市场经济性,这就要求型号研制每一项工作都快速且经济,对于全机疲劳试验也是如此。

1 国内全机疲劳试验现状

对于正常类飞机疲劳验证要求,一般可以用分

析、零部件疲劳试验、全机疲劳试验表明符合性,但只有全机疲劳试验在载荷、构型、边界条件等方面更接近真实结构。通常要求新机必须进行全机疲劳试验,通过全机疲劳试验暴露结构疲劳薄弱部位,验证分析方法的正确性,确定裂纹扩展寿命,从而制定主结构检修周期,进而表明对条款的符合性。

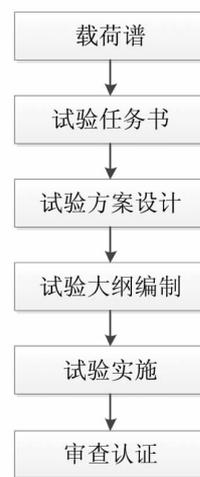


图 1 全机疲劳试验基本流程

全机疲劳试验流程如图 1 所示,整个试验流程核心在于载荷谱的编制和加载方案的设计。载荷谱中载荷级数决定了试验周期的长短,加载方案决定了试验的复杂程度与规模。

目前,国内飞机疲劳试验使用载荷谱编制方法是直接利用相关规范提供的载荷谱数据与飞机的典型设计任务剖面结合起来编制。对于民机,首先按航线长短分为若干类,每类作为一个飞行剖面,每个飞行剖面细分为各个典型任务段,

* 通信作者. E-mail: lvwt@cetcd.com

引用格式: 吕万韬,熊俊,赵新新. 一种高效的正常类飞机全机疲劳试验方法[J]. 民用飞机设计与研究,2020(3):29-34. LYU W T, XIONG J, ZHAO X X. An efficient full-scale fatigue test method for normal aircraft[J]. Civil Aircraft Design and Research,2020(3):29-34(in Chinese).

如地面滑跑、起飞爬升、巡航、下滑、着陆等等,将各量级载荷按实际情况分配至各个剖面及任务段,编制地-空-地谱。这种编谱方法,按预计的使用寿命要求,再考虑到分散系数,载荷总级数一般在 10⁴ 级以上,考虑到周期性的全机结构无损检测,以及可能出现的试验件损伤修理,试验总周期将持续数月甚至一年以上。

全机疲劳试验一般采用胶布带-杠杆系统进行加载,考虑全机结构内力的准确性,选择加载分布载荷,为确保各个工况结构内力偏差较小,对加载点进行分区,根据加载点分区确定作动筒数量。胶布带杠杆系统只能单向加载,如果载荷谱中有负载荷,上下翼面均需布置加载装置。对于地-空-地谱,需要加载地面载荷,在起落架加载点位置使用作动筒进行加载。

综上,开展型号全机疲劳试验,试验规模大,周期长,是型号研制中成本巨大的工作项之一。

2 CA42 飞机全机疲劳试验方法

CA42 飞机全机疲劳试验采用 FAA 认可的 DOT/FAA/CT-91/20 (General Aviation Aircraft-Normal Acceleration Data Analysis and Collection Project) 中的规范谱进行全机疲劳试验谱编制,并且对疲劳试验载荷加载方式进行了简化。

3 DOT/FAA/CT-91/20

DOT/FAA/CT-91/20 包含对参与 NASA VGH 通用航空计划的 77 种飞机获得的重复飞行载荷的分析和总结,同时提供了 NASA VGH 数据库中 98 种飞机的载荷谱数据,这些飞机按用途和发动机数量分为 7 组,载荷谱数据拟合曲线可以用作谱原始数据或者外推谱基础数据。载荷谱分为机动谱和突风谱,谱曲线表示为每海里各级载荷出现的累积频率,数据概率 90%,置信度 95%,适用于 23 部飞机的机体结构疲劳评定工作。

AC 23-13A 中的附录 1 也按飞机类别提供了 6 类规范谱,数据形式与 DOT/FAA/CT-91/20 一致,但对于同类飞机,谱曲线过载增量因子(acc. frac. :

$\frac{a_n}{a_{nLLF}}$) 范围较 DOT/FAA/CT-91/20 小,表明 AC 23-

13A 认为这类飞机在使用过程中不会出现这部分高载,也说明 DOT/FAA/CT-91/20 是相对保守的。

4 全机疲劳试验谱编制

CA42 型飞机为正常类双发飞机,依据 DOT/FAA/CT-91/20,取双发通用飞机预计服役过程中典型任务剖面的加速度数据,并据此编制 CA42 飞机全机疲劳试验载荷谱。取双发通用飞机突风和机动载荷谱中 B 基准(90%/95%)数据,如图 2 所示,按负突风、正突风、负机动和正机动四种情况给出 4 组数据,每组数据第一列为过载增量因子,第二列为每海里累积超越频次(N),忽略规范谱原始数据中过载增量因子 ± 0.6 以内的载荷,取补偿系数为 1.1。

负突风		正突风	
NEGATIVE GUSTS		POSITIVE GUSTS	
<i>a_n/a_{LLF}</i>	<i>N</i>	<i>a_n/a_{LLF}</i>	<i>N</i>
-0.60	.18355E-03	0.60	.21011E-3
-0.65	.10374E-03	0.65	.12215E-3
-0.70	.60822E-04	0.70	.75339E-4
-0.75	.36802E-04	0.75	.49008E-4
-0.80	.22859E-04	0.80	.33415E-4
-0.85	.14514E-04	0.85	.23715E-4
-0.90	.93953E-05	0.90	.17407E-4
-0.95	.61877E-05	0.95	.13147E-4
-1.00	.41381E-05	1.00	.10172E-4
-1.05	.28053E-05	1.05	.80321E-5
-1.10	.19249E-05	1.10	.64533E-5
-1.15	.13350E-05	1.15	.52619E-5
-1.20	.93459E-06	1.20	.43449E-5
负机动		正机动	
NEGATIVE MANEUVERS		POSITIVE MANEUVERS	
<i>a_n/a_{LLF}</i>	<i>N</i>	<i>a_n/a_{LLF}</i>	<i>N</i>
-0.60	.20446E-04	0.60	.37883E-03
-0.65	.10165E-04	0.65	.26515E-03
-0.70	.47527E-05	0.70	.18938E-03
-0.75	.20618E-05	0.75	.13710E-03
-0.80	.82132E-06	0.80	.99981E-04
-0.85	.00000E+00	0.85	.73114E-04
-0.90	.00000E+00	0.90	.53430E-04
-0.95	.00000E+00	0.95	.38915E-04
-1.00	.00000E+00	1.00	.28195E-04
-1.05	.00000E+00	1.05	.20294E-04
-1.10	.00000E+00	1.10	.14500E-04
-1.15	.00000E+00	1.15	.10283E-04
-1.20	.00000E+00	1.20	.72410E-05

图 2 DOT/FAA/CT-91/20 原始数据截取

CA42 飞机载荷谱编制相关基本数据:

平均空速 $V = 158 \text{ kts} (6 \ 000 \text{ ft}, 75\% \text{ 载荷})$

检查周期 $T = 6 \ 000 \text{ hrs}$

疲劳分散系数 $f = 3$

低载裁剪系数 $k_{0.6} = 1.1$

限制突风过载 $n_{LLF, g} = 3.86$

限制机动过载 $n_{LLF, m} = 3.8$

过载 $n = 1$ 时载荷比例 $k_{LL, LLF, n} = 26.18\%$

谱载荷基础工况见表 1。

表 1 谱载基础工况

工况	限制载荷 F_0/N	过载/g
正高载	23 404	3.8
正低载	24 499	3.8
负低载	-19 821	-3.8

4.1 谱载荷计算

对正高载突风谱载荷各级载荷进行计算:

$$\frac{a_n}{a_{nLLF}} = \frac{n_g - 1}{n_{LLF} - 1} \quad (1)$$

$$n_g = \frac{a_n}{a_{nLLF}} \cdot (n_{LLF} - 1) + 1 \quad (2)$$

以第一级增量载荷因子 0.6 为例, $n_g = 2.716$

$$K_{LL,LLF} = n_g \cdot K_{LL,LLF,n} = 71.10\% \quad (3)$$

CA42 飞机为全复合材料飞机,需要考虑不同环境影响系数 k_e (1.1、1.2、1.3),和低载裁剪补偿系数 1.1。

$$F_1 = F_0 \cdot K_{LL,LLF} \cdot K_{0.6} \cdot K_{e1} = 20\,134 \text{ N} \quad (4)$$

$$F_2 = F_0 \cdot K_{LL,LLF} \cdot K_{0.6} \cdot K_{e2} = 21\,965 \text{ N} \quad (5)$$

$$F_3 = F_0 \cdot K_{LL,LLF} \cdot K_{0.6} \cdot K_{e3} = 23\,769 \text{ N} \quad (6)$$

对各级载荷因子对应的过载及载荷进行计算,计算结果如图 3 所示。

an/aLLF	n_g	F1	F2	F3
0.6	2.716	20 136	21 967	23 797
0.65	2.859	21 196	23 123	25 050
0.7	3.002	22 256	24 280	26 303
0.75	3.145	23 317	25 436	27 556
0.8	3.288	24 377	26 593	28 809
0.85	3.431	25 437	27 749	30 062
0.9	3.574	26 497	28 906	31 315
0.95	3.717	27 557	30 063	32 568
1	3.86	28 618	31 219	33 821
1.05	4.003	29 678	32 376	35 074
1.1	4.146	30 738	33 532	36 327
1.15	4.289	31 798	34 689	37 580
1.2	4.432	32 858	35 845	38 833

图 3 正高载突风载荷计算

4.2 载荷级数计算

对正高载突风谱各级载荷频次进行计算:

图 2 中 N 为在每海里的飞行中累积超越对应载荷增量因子的频次,以第一级载荷增量因子 0.6 为例, $N_{pmm} = 0.210\,11 \times 10^{-3}$ 。

对于 CA42 飞机,在一个检查周期内的全部飞行内载荷达到增量因子的频次:

$$N_{0.6} = N_{pmm} \cdot T \cdot f \cdot V = 0.210\,11 \times 10^{-3} \cdot 6\,000 \cdot 3 \cdot 158 = 598 \quad (7)$$

出于试验中周期性检查的考量,将试验谱拆成 A、B、C 三组,第一级载荷每组超越累积频次分别为 200、199、199,如图 4 所示。

acc. fract.	cumulative per nm	cumulative per 18 000 hrs.				
		exact	rounded up	Group A	Group B	Group C
0.60	.21011E-03	597.6	598	200	199	199
0.65	.12215E-03	347.4	348	116	116	116
0.70	.75339E-04	214.3	215	72	72	71
0.75	.49008E-04	139.4	140	47	47	46
0.80	.33416E-04	95.0	96	32	32	32
0.85	.23715E-04	67.4	68	23	23	22
0.90	.17407E-04	49.5	50	17	17	16
0.95	.13147E-04	37.4	38	13	13	12
1.00	.10172E-04	28.9	29	10	10	9
1.05	.80321E-05	22.8	23	8	8	7
1.10	.64533E-05	18.4	19	7	6	6
1.15	.52619E-05	15.0	15	5	5	5
1.20	.43449E-05	12.4	13	5	4	4

图 4 突风谱及下分大组各级累积频次

CA42 飞机为全复合材料飞机,按 CCAR23.573 条款要求,全机疲劳试验需要考虑材料偏差和环境对复合材料的影响,因此在载荷谱编制时,将一个单组载荷近似等分为 3 小组,分别考虑 1.1、1.2、1.3 的环境影响系数,将 A 组(200)拆分为 66、67、67 小组。由于 66 为载荷增量因子超过 0.6 的累积总级数,其中包含了其他相对更高各级载荷,因此需要减去下一级增量因子的级数就能得到单这一级载荷

($0.6 \leq \frac{a_n}{a_{nLLF}} < 0.65$)的加载级数,如图 5 所示。

acc. fraction	total	ke=1.1	ke=1.2	ke=1.3	No. 1	No. 2	No. 3
0.60	200	66	67	67	28	28	28
0.65	116	38	39	39	14	15	15
0.70	72	24	24	24	9	8	8
0.75	47	15	16	16	5	5	5
0.80	32	10	11	11	3	3	3
0.85	23	7	8	8	2	2	2
0.90	17	5	6	6	1	2	1
0.95	13	4	4	5	1	1	1
1.00	10	3	3	4	1	0	1
1.05	8	2	3	3	0	1	0
1.10	7	2	2	3	1	0	1
1.15	5	1	2	2	0	0	0
1.20	5	1	2	2	1	2	2

图 5 加载级数离散

按以上步骤,分别计算三个疲劳工况突风谱、机动谱的载荷和级数,各工况的 A、B、C 各组总级数见表 2。

表 2 谱载荷各组及总级数

		A 组		B 组		C 组	
正高载	突风谱	200	560	199	558	199	558
	机动谱	360		359		359	
正低载	突风谱	200	560	199	558	199	558
	机动谱	360		359		359	
负低载	突风谱	174		174		174	
	机动谱	20	194	20	194	20	194

4.3 试验谱编制

以 A 组为例,说明试验加载谱编制。

1) 分别将正高载、正低载、负低载三个工况内突风谱和机动谱合并,并按载荷值从大到小进行排序。对于复合材料飞机,高载一般不会产生裂纹扩展迟滞效应,按此顺序加载对裂纹扩展影响不大,排序主要目的是对工况载荷进行截取。

2) 载荷谱取正高载谱的高载区域,取正低载谱的低载区域,取全部负低载谱,这样可以保证载荷水平真实。截取正低载最后 195 级载荷,与负低载 194 级载荷按 (+、-) 顺序依次组合成 195 级加载循环,即每个加载循环载荷峰值为正低载工况载荷,载荷谷值为负低载工况载荷。

3) 截取正高载前 365 级载荷,每级载荷与 0 组成一个载荷循环。

4) 将 365 个循环的高载谱与 195 个循环的低载谱组成 A 组试验加载谱,如图 6 所示,B、C 组处理方式类似,A、B、C 三组总的加载循环数分别为 560、558、558。

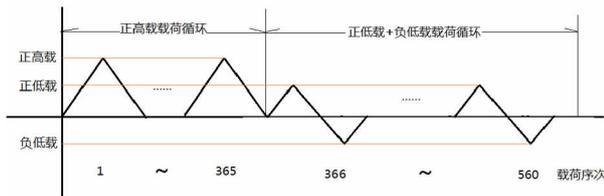


图 6 试验加载谱

综上所述,CA42 飞机全机疲劳试验谱三组,总计 1 676 个加载循环,代表 6 000 飞行小时。

5 AC 23-13A 载荷谱级数计算与对比

选择 AC 23-13A 附录 1 中的双发非增压飞机突风谱和机动谱过载增量因子 0.6 以上数据,进行谱级数计算,原始数据如图 7 所示。

正突风 POSITIVE GUSTS		负突风 NEGATIVE GUSTS		正机动 POSITIVE MANEUVER		负机动 NEGATIVE MANEUVER	
a_n/a_{LLF}	N	a_n/a_{LLF}	N	a_n/a_{LLF}	N	a_n/a_{LLF}	N
0.60	2.58561E-04	-0.60	1.70215E-04	0.60	6.41120E-04	-0.60	1.56206E-06
0.65	1.42661E-04	-0.65	8.72554E-05	0.65	3.41647E-04	-0.65	2.90578E-07
0.70	7.91060E-05	-0.70	4.41745E-05	0.70	1.79389E-04	-0.70	4.94860E-08
0.75	4.51160E-05	-0.75	2.30083E-05	0.75	9.35425E-05	-0.75	7.76661E-09
0.80	2.52331E-05	-0.80	1.16222E-05	0.80	4.86944E-05	-0.80	1.17677E-09
0.85	1.40821E-05	-0.85	6.12841E-06	0.85	2.50637E-05	-0.85	2.26425E-10
0.90	7.83366E-06	-0.90	2.98732E-06	0.90	1.27451E-05	-0.90	1.01278E-10
0.95	4.24939E-06	-0.95	1.50664E-06	0.95	6.29624E-06	-0.95	1.84240E-12
1.00	2.18891E-06	-1.00	7.03079E-07	1.00	2.92019E-06	-1.00	1.89361E-13

图 7 AC 23-13A 规范原始数据

按 3.2 节载荷谱级数计算方法计算得到正负突风谱、机动谱级数见表 3 所示。正载荷级数共计 2 567 级,负载荷级数共计 495 级,负载荷级数插入正载荷中,总加载循环以正载荷级数计为 2 567 级。

对比 DOT/FAA/CT-91/20,依据 AC 23-13A 规范谱计算得到的加载循环增加了 891,增加比例达到 50%,因此选择依据 DOT/FAA/CT-91/20 编制疲劳试验谱能有效缩减试验周期。

表 3 AC 23-13A 规范谱载荷级数

级数	
正突风	739
正机动	1 828
负突风	488
负机动	7
总加载循环	2 567

6 加载方式

CA42 飞机为全复合材料飞机,需要按 CCAR23.573 条要求开展全机疲劳试验,验证失效后会导致灾难性后果的结构的损伤容限特性。通过机体结构失效安全分析,破坏后会引发灾难性后果的结构主要包括机身、机翼翼梁、平尾等,因此选择加载方式时,要保证这类结构件的内力与飞行中真实受载情况一致,其余结构件的内力分布的准确性不做要求。起落架及起落架安装相关结构经失效安全分析认为损伤后不影响飞机安全,因此全机疲劳试验中不考虑地面谱;发动机安装支架按失效安全考虑,全机疲劳试验不重复考核。按以上原则,CA42 飞机选择在机身主动加载,机翼、平尾端部被动加载,左右主起落架、发动机安装架加载配平载荷,保证机翼根部扭矩。全机共计 2 个主作动筒、4 个次作动筒,主作动筒载荷范围 0 kN ~ 50 kN,次作动筒载荷范围 0 kN ~ 20 kN。作动筒与试验件刚性连接,可以实现正反双向加载。被动加载点布置三向力传感器,其中机翼端部为加载控制点,载荷谱各级载荷均为机翼支反力载荷,全机疲劳试验加载方式示意图如图 8 所示。

全机疲劳试验与全机静力试验加载方式一致,没有新增试验设备、工装成本,整个全机疲劳试验成本主要为试验工时和无损检测成本。

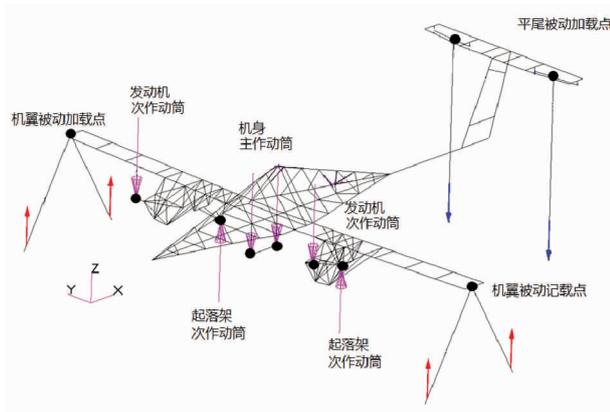


图8 CA42飞机全机疲劳试验加载方式

7 CA42飞机全机疲劳试验情况

CA42飞机全机疲劳试验在中电科芜湖钻石飞机适航试验室完成。如图9所示,完成第一阶段A组载荷谱试验用时20天,大部分时间用于试验加载调试;第二阶段B组载荷谱试验一切顺利,用时1天;第三阶段C组载荷谱试验用时2天,包括剩余强度试验。全机疲劳试验继全机静力试验完成后开始启动,以剩余强度试验完成为结束,包括3次全机结构无损检测,整个项目仅用时不到2个月。虽然AC23-13A中不要求在取证周期内必须完成全机疲劳试验,但在取证申请后及时完成全机疲劳试验能有效的推进取证进度。



图9 CA42飞机全机疲劳试验

8 结论

通过选择合适的规范谱进行载荷谱编制,以及选择仅保证主承力结构内力真实的加载方式,可以有效的缩减试验周期,降低试验成本,这两点对于以市场、经济需求为导向的通用飞机研制是至关重要的。

对于CA42飞机,仅考核主承力结构的疲劳特性,这会导致飞机检修期内,其他不影响飞行安全的薄弱部位可能发生结构失效,会增加飞机的使用维护成本。另外由于试验样机在完成了静力试验、疲劳试验后,仍有充裕的剩余强度,因此对飞机主结构进行减重研究是型号升级的下一步目标。

参考文献:

- [1] 中国民用航空局. 正常类、实用类、特技类和通勤类飞机适航规定:CCAR 23-R3[S]. 北京:中国民用航空局,2004.
- [2] 飞机设计手册总编委会. 飞机设计手册第九册:载荷、强度和刚度[M]. 北京:航空工业出版社,2001:787-823.
- [3] 强宝平,安玉彦,罗彧. 飞机结构强度地面试验[M]. 北京:航空工业出版社,2014:103-167.
- [4] 蒋祖国,田丁栓,周占廷. 飞机结构载荷/环境谱[M]. 北京:电子工业出版社,2012:153-162.
- [5] 斯而健. 民用飞机结构的全尺寸疲劳试验[J]. 民用飞机设计与研究,2012(1):47-52.
- [6] 强宝平. 全尺寸飞机结构试验技术[J]. 航空科学技术,2012(6):10-13.
- [7] 纪露明. 某系列飞机全机疲劳试验[C]. //第七届中国航空学会青年科技论坛文集. 北京:中国科学技术出版社,2016:5-7.
- [8] FAA. Fatigue, Fail-Safe, and Damage Tolerance Evaluation of Metallic Structure for Normal, Utility, Acrobatic, and Commuter Category Airplanes:AC 23-13A[S]. Washington D. C.: Federal Aviation Administration, 2005.
- [9] FAA. Airframe Guide for Certification of Part 23 Airplanes:AC 23-19[S]. Washington D. C.:Federal Aviation Administration, 2003.
- [10] LOCKE J E, SMITH H W, GABRIEL E A, et al. General Aviation Aircraft - Normal Acceleration Data Analysis and Collection Project; DOT/FAA/CT-91/20[R]. Springfield, Virginia: The National Technical Information Service, 1993.

作者简介

吕万韬 男,本科,工程师。主要研究方向:飞机结构强度。
E-mail: lvwt@cetcd.com

熊俊 男,本科,工程师。主要研究方向:飞机结构强度。
E-mail: xiongj@cetcd.com

赵新新 女,本科,工程师。主要研究方向:飞机结构强度。
E-mail: zhaoxx@cetcd.com

An efficient full-scale fatigue test method for normal aircraft

LYU Wantao* XIONG Jun ZHAO Xinxin

(CETC Wuhu General Aviation Industry Technology Research Institute Co., Ltd, Wuhu 241000, China)

Abstract: At present, the fatigue durability verification of domestic aircraft structure usually uses the combination of the specification spectrum and typical aircraft design mission profile to compile the fatigue test load spectrum, to evaluate the whole aircraft structure, which will cost a huge cost and cycle. So the full-scale fatigue test becomes the last and most complicated part of the structural design verification of the model airframe. In order to promote the progress of the aircraft development and the airworthiness certification, it is necessary to reduce the cost and cycle of the full-scale fatigue test for the normal aircraft whose main development requirement is economy. In the full-scale fatigue test of the CA42 aircraft airworthiness certification, the fatigue test spectrum was compiled according to the FAA approved specification spectrum, and the fatigue assessment target was adjusted from the whole aircraft structure to the the main bearing structure of the aircraft body. The loading mode of the full-scale fatigue test load was simplified accordingly, forming an efficient full-scale fatigue test method of the whole aircraft. Through this method, the whole aircraft fatigue test of CA42 only took two months. And the test cost was mainly man-hours, which effectively promoted the airworthiness certification work and reduced the development cost.

Keywords: normal aircraft;full-scale fatigue test; test load spectrum;simplified loading method

* Corresponding author. E-mail: lvwt@cetcd.com