

DOI:10.16356/j.2097-6771.2026.01.004

## 飞机结构疲劳载荷谱高载截取方法与试验验证

朱高尚<sup>1</sup>, 朱御豪<sup>2</sup>, 曹 镜<sup>2,3</sup>

(1. 中航西飞民用飞机有限责任公司, 西安 710089; 2. 南京航空航天大学航空航天结构力学及控制全国重点实验室, 南京 210016; 3. 南京航空航天大学通用航空与飞行学院, 常州 213300)

**摘要:** 飞机结构原始疲劳载荷谱中包含了出现概率极低的高载, 这些高载可能引起裂纹萌生的超载效应而导致偏危险的试验结果, 因此验证试验中需要对载荷谱进行高载截取。依据飞机结构载荷谱的统计分布规律和材料的疲劳性能, 提出了载荷谱高载截取概率理论和实施方法, 使得相应截取谱下的试验结果兼具真实性与保守性, 设计了铝合金中心孔板试样, 编制模拟服役飞续飞载谱, 进行了原始基准载荷谱和高载截取载荷谱下的疲劳验证对比试验。试验结果表明: 所提高载截取方法是合理的, 可以为飞机结构疲劳试验验证载荷谱的编制提供有效参考。

**关键词:** 飞机结构; 疲劳载荷谱; 高载截取; 试验验证; 寿命分散性

中图分类号: V215 文献标志码: A 文章编号: 1005-2615(2026)01-0058-06

## High-Load Clipping Method for Aircraft Structural Fatigue Load Spectra and Experimental Verification

ZHU Gaoshang<sup>1</sup>, ZHU Yuhao<sup>2</sup>, CAO Jing<sup>2,3</sup>

(1. AVIC XAC Commercial Aircraft Co., Ltd., Xi'an 710089, China; 2. State Key Laboratory of Mechanics and Control for Aerospace Structures, Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Nanjing 210016, China; 3. College of General Aviation and Flight, Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Changzhou 213300, China)

**Abstract:** The original fatigue load spectrum of aircraft structure contains extremely rare high loads. These high loads may cause the overloading effect of crack initiation, resulting in potentially dangerous test results. Therefore, in the verification tests, the high loads in the spectrum need to be clipped. Based on the statistical distribution law of aircraft structural load spectra and the fatigue performance of materials, the probabilistic theory and implementation method of high-load clipping of load spectra are proposed, which ensures that the test results under the corresponding truncated spectrum are both authentic and conservative. Aluminum alloy center-hole plate specimens are designed, simulated service flight-by-flight loading spectra are compiled, and fatigue verification tests are conducted under the original basement load spectrum and the high-load clipping load spectrum. The test results show that the high-load clipping method proposed in this paper is reasonable, which can provide an effective reference for the compilation of fatigue test verification load spectra of aircraft structures.

**Key words:** aircraft structure; fatigue load spectrum; high-load clipping; test verification; life dispersion

基金项目: 国家自然科学基金(52075244)。

收稿日期: 2025-07-30; 修订日期: 2025-09-05

通信作者: 曹镜, 男, 博士, 讲师, E-mail: caojing@nuaa.edu.cn。

引用格式: 朱高尚, 朱御豪, 曹镜. 飞机结构疲劳载荷谱高载截取方法与试验验证[J]. 南京航空航天大学学报(自然科学版), 2026, 58(1): 58-63. ZHU Gaoshang, ZHU Yuhao, CAO Jing. High-load clipping method for aircraft structural fatigue load spectra and experimental verification[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics (Natural Science Edition), 2026, 58(1): 58-63.

飞机结构在服役过程中可能会经历极少量的严重载荷情况,这些出现概率极低的高载被包含在了原始试验载荷谱中。金属结构存在塑性,在裂纹萌生阶段,高载可能会在结构缺口根部留下残余压应力,疲劳损伤累积的载荷交互作用可能使得寿命延长<sup>[1]</sup>,在裂纹扩展阶段,高载可能诱发裂纹尖端闭合从而导致裂纹扩展迟滞<sup>[2-3]</sup>。因此,需要对原始谱进行高载截取以避免导致偏危险的试验结果,同时由于这些高载实际出现的概率很小,很多飞机在全寿命期间也可能碰不到一次,高载截取也从一定程度上保证了试验谱的真实性<sup>[4]</sup>。选取合适的高载截取水平并对试验谱进行高载截取,可以为飞机结构设计寿命的确定提供更合理的试验结果参考。

尽管现有飞机结构强度设计规范提出在设计疲劳试验载荷谱时需要考虑高载截取<sup>[5-6]</sup>,但目前尚无统一的高载截取标准。工程中应用较多的方法是将疲劳试验谱中的高载截取至飞机全寿命周期超越 10 次的载荷水平<sup>[7-9]</sup>,该截取水平最初出于应用方便选定较为随意<sup>[10]</sup>,后来经过大量研究与试验证明对于大多数飞机结构试验谱的设计有一定效果<sup>[11]</sup>。此外,在诸多研究以及型号设计中也采用了其他一些高载截取水平,依据其确定方式大致可以分为两类:(1)基于超越频次来确定高载截取水平,大多取为全寿命周期超越频次为 1~50 次的载荷水平<sup>[12-15]</sup>;(2)基于原始谱最大载荷确定高载截取水平,大多取为原始谱最大载荷的 85% 左右<sup>[16-18]</sup>。现有高载截取方法主要存在以下不足:(1)基于经验选取初步的高载截取水平,再辅以大量试验来确定最终的高载截取水平,这缺乏充分的理论依据,同时也需要花费一定的试验时间与成本;(2)飞机载荷谱与材料疲劳性能均存在分散性,结构谱载疲劳寿命也表现出显著的分散性<sup>[19-20]</sup>,基于确定性疲劳寿命评估理论的传统高载截取方法对结构疲劳寿命分散性的考虑不足、稳健性较差。

本文考虑高载对结构疲劳寿命的影响与结构疲劳寿命的分散性,依据飞机载荷谱的统计分布规律和材料的疲劳性能,提出飞机载荷谱高载截取概率理论和实施方法,结合某型飞机机翼结构材料 2024HDT-T351 铝合金设计中心孔板试样,编制模拟服役载荷谱,开展原始基准谱与高载截取谱下的疲劳试验,验证分析本文高载截取方法的合理性。

## 1 截取理论与方法

飞机结构疲劳试验载荷谱的编制依据是飞机结构载荷统计数据,全机疲劳载荷谱以飞机重心过

载谱为基础,通常以过载系数-超越频次曲线的形式( $n_y-E$ )表达,如图 1 所示。同一飞机在不同飞行架次、不同地区、不同飞行员等情况下得到的载荷谱是不同的,因此载荷-超越频次曲线是一个随机分布,已有的载荷谱统计结果表明<sup>[21-23]</sup>:超越频次  $E$  近似服从对数正态分布,即  $\lg E \sim N(\mu, \sigma^2)$ ,其中  $\mu$  为累积频次对数均值,  $\sigma$  为对数标准差。

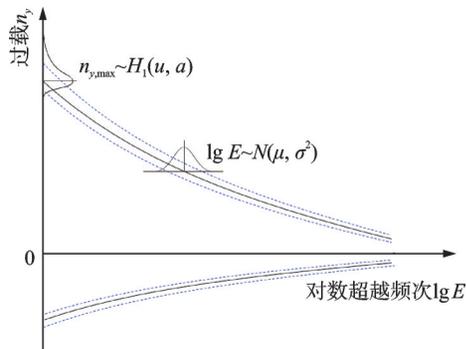


图 1 飞机疲劳载荷谱( $n_y-E$ 曲线)

Fig.1 Aircraft fatigue load spectrum ( $n_y-E$  curves)

目前,飞机的疲劳载荷谱大多是由飞机按照测谱要求,以任务剖面试飞获得的,也有一些设计谱是按照相关规范编制的,但其最大过载系数  $n_{y,max}$  和最小过载系数  $n_{y,min}$  本质上都是按照概率原理外推得到的,也就是说机群载荷谱中最严重的载荷在某一飞机的全寿命中可能出现,也可能不出现,统计研究表明载荷谱中的最大载荷服从 Gumbel 分布、广义 Pareto 分布等极值分布<sup>[24-25]</sup>。

此外,大过载产生的拉伸应力可能导致金属结构紧固孔、缺口等应力集中部位进入塑性而引起残余压缩应力,其减小了疲劳损伤,如图 2 所示。而大过载产生的压缩应力可能引起拉伸残余应力,其增加了疲劳损伤。具体高载对结构疲劳寿命的影响与高载水平、载荷谱及结构缺口形状有关。结合材料的应变-寿命( $\epsilon-N$ )曲线,通过局部应力应变法可以评估高载影响下结构应力集中部位的疲劳寿命<sup>[26]</sup>。

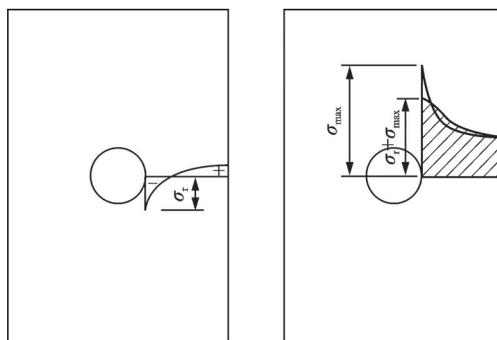


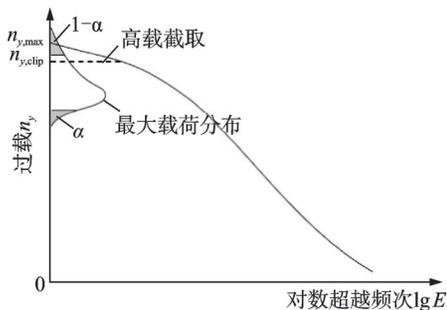
图 2 变幅载荷下材料的残余应力

Fig.2 Residual stress of material under variable amplitude loading

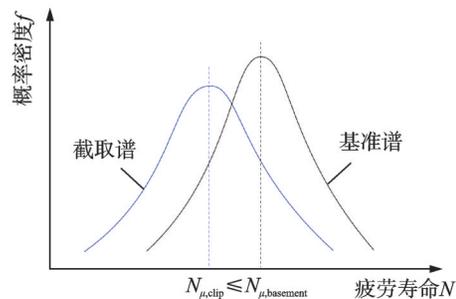
综合以上分析,高载截取需要关注高载出现的概率以及大过载产生的残余压应力对结构疲劳寿命的影响。本文提出一种高载截取方法,在保证高载出现概率合理的同时,在截取谱下可以取得相对保守的疲劳寿命试验结果。

首先通过统计确定高载  $n_{y, \max}$  的分布,为了保证截取谱中高载的出现概率位于一个合适的水平,设置一个较小的概率容限值  $\alpha$  (比如 10%),使得高载截取水平  $n_{y, \text{clip}}$  处于高载分布的  $\alpha$  下分位点与  $(1-\alpha)$  上分位点之间,如图 3(a) 所示,即  $n_{y, \max, \alpha} \leq n_{y, \text{clip}} \leq n_{y, \max, 1-\alpha}$ , 上分位点约束使得截取谱中保留的高载并不以一个非常罕见的极端高载出现,下分位点约束使得截取谱中保留的高载不低于较为常见的高载水平。

同时考虑疲劳寿命的分散性与试验结果的保守性,截取谱下的疲劳寿命中值不高于原始基准谱下的疲劳寿命中值,即  $N_{\mu, \text{clip}} \leq N_{\mu, \text{baseline}}$ , 如图 3(b) 所示。基于材料疲劳性能的应变-寿命( $\epsilon$ - $N$ ) 曲线分布,结合蒙特卡洛数值计算方法,可以分别建立基准谱与截取谱下的疲劳寿命分布,研究表明谱载疲劳寿命分布服从对数正态分布<sup>[19]</sup>。



(a) Selecting the high-load clipping level based on the high-load distribution



(b) The fatigue life distribution under the basement spectrum and the clipped spectrum

图 3 高载截取概率方法

Fig.3 Probabilistic method of high-load clipping

在满足试验结果保守性的基础上,可以将最大过载分布的  $\alpha$  下分位点作为合适的高载截取水平。下面结合具体实例对本文提出的试验载荷谱高载截取方法进行说明与验证。

## 2 试验验证实例

### 2.1 材料与试验件

试验件材料为某型飞机机翼下壁板采用的铝合金 2024HDT-T351, 试件厚度 5 mm, 空孔的直径为 6.35 mm, 试验件外廓尺寸为 240 mm × 40 mm, 如图 4 所示, 可以计算出, 孔边的应力集中系数  $K_t=2.60$ , 疲劳缺口系数  $K_f=2.33$ 。试件共 10 件, 其中用于基准谱与截取谱下的疲劳试验各 5 件。

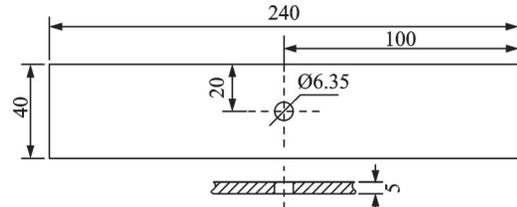


图 4 试验件几何尺寸

Fig.4 Geometric dimension of specimen

通过对铝合金 2024HDT-T351 光滑试样试验得到材料的静力与疲劳性能数据, 试验件材料基本力学性能如表 1 所示, 疲劳性能的应变-寿命曲线分布如图 5 所示。

表 1 2024HDT-T351 的基本力学性能参数

Table 1 Basic mechanical performance parameters of 2024HDT-T351

基本力学性能参数	数值
弹性模量 $E_Y$ /GPa	72.3
弹性极限 $\sigma_{0.2}$ /MPa	318
强度极限 $\sigma_b$ /MPa	423
泊松比 $\nu$	0.33
循环强度系数 $H_f$ /MPa	662
循环应变硬化指数 $n'_f$	0.07

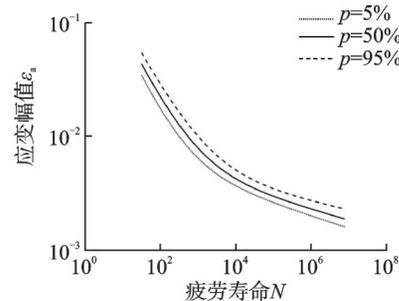


图 5 应变-寿命曲线分布

Fig.5 Distribution of strain-life curves

### 2.2 载荷谱

试验载荷谱基于某型飞机机翼下壁板危险部位实测应力载荷谱编制得到, 以 6 000 次飞行为一块谱, 基于 14 次测试得到的高载极值数据采用 Gumbel 分布进行参数估计, 建立高载的极值分布  $H_1(u, a)$ , 其中  $u=133.59$ ,  $a=0.42$ , 如图 6 所示。

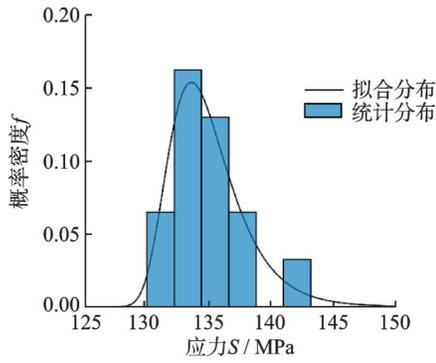


图 6 实测高载极值分布

Fig.6 Extreme value distribution of measured high-load

编制后的试验谱包含 5 种飞行类型,如表 2 和图 7 所示,总计 140 550 个循环数,其中 A 类飞行出现在块谱的第 3 111 次飞行,基准谱的最大应力水平 137.3 MPa。基于本文高载截取的概率方法,初步取概率容限值  $\alpha=10\%$ ,并取高载分布的  $\alpha$  下分位点作为截取水平,相应截取应力水平为 130.9 MPa,对应于块谱中超越次数 4 次的载荷水平。分别计算基准谱与截取谱下的寿命分布,如图 8 所示,截取谱下的疲劳寿命低于基准谱下的疲劳寿命,表明采用该截取谱可以取得相对保守的试验结果。

表 2 试验载荷谱(6 000 次飞行)

Table 2 Test load spectrum (6 000 flights)

飞行类型	最高峰值应力 $S_{max}/MPa$	最低谷值应力 $S_{min}/MPa$	包含循环数	飞行起落数	平均每飞行起落的循环数
A	137.3(基准谱)	-23.3	398	1	
	130.9(截取谱)				
B	125.0	-22.2	183	13	
C	105.1	-19.9	78	215	
D	92.7	-18.0	33	1 431	
E	85.6	-16.6	17	4 340	
总计			140 550	6 000	23.4

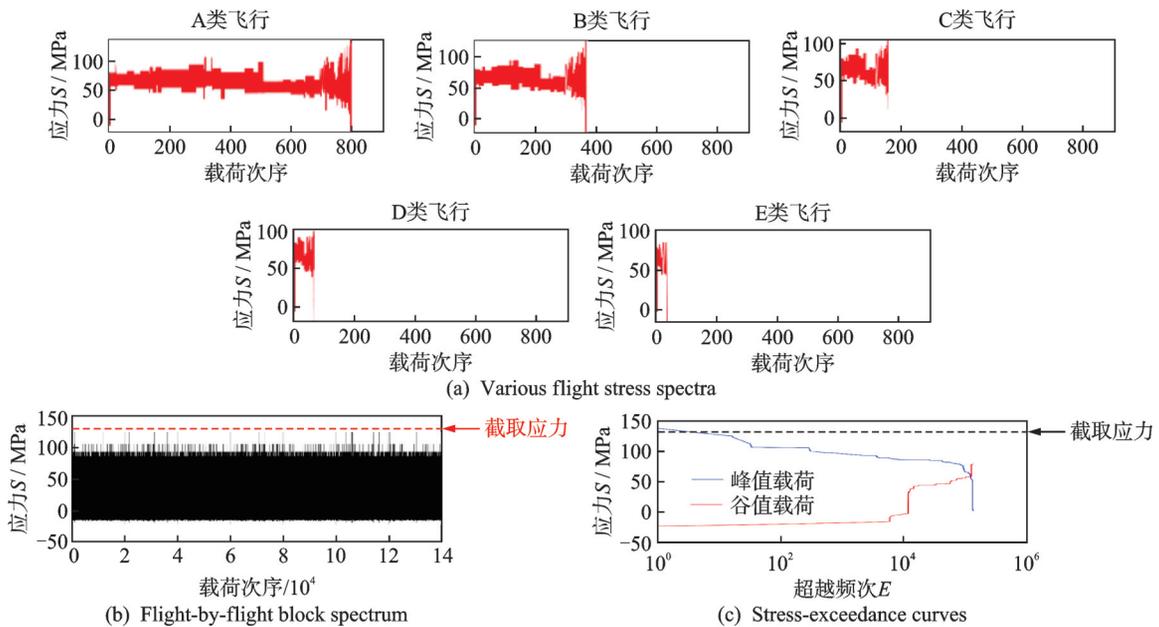


图 7 试验载荷谱

Fig.7 Test load spectra

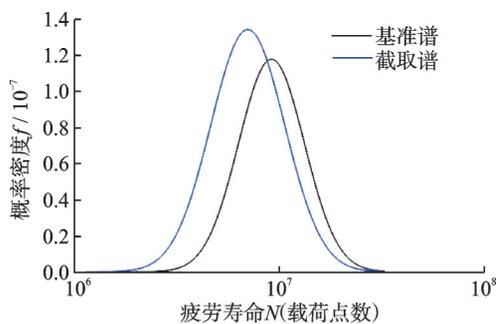


图 8 谱载疲劳寿命分布

Fig.8 Spectral fatigue life distribution

### 2.3 疲劳试验与结果

分别开展基准谱与截取谱下的疲劳寿命试验,所有试验均在疲劳试验机上进行,本次试验加载设备为电液伺服疲劳试验机(MTS370.10),如图 9 所示,试验机最大载荷为  $\pm 100$  kN,加载频率为 10 Hz。

10 个试验件断裂后照片如图 10 所示,试验件均在孔边起裂破坏,相应疲劳寿命如表 3 所示。



图9 MTS370.10疲劳试验机  
Fig.9 MTS370.10 fatigue testing machine

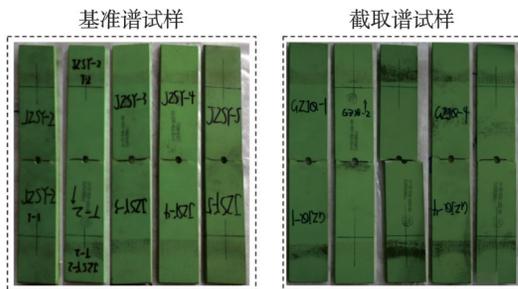


图10 试验件照片  
Fig.10 Photos of specimens

表3 疲劳试验寿命  
Table 3 Fatigue test life

试验组	试验寿命 $N_i$ /cycles	中值寿命 $N_{\mu}$ /cycles
基准谱	7 536 643, 7 127 648, 8 741 474, 8 591 538, 12 205 254	8 678 913
截取谱	7 776 785, 10 965 902, 5 896 596, 8 747 428, 6 235 564	7 720 410

## 2.4 讨 论

基准谱中的高载以极低的概率出现,同时在试样结构缺口根部留下的残余应力可能导致疲劳损伤累积的交互作用使得寿命延长,因此需要进行高载截取使试验结果具有真实性与保守性。由表3可以看出,在载荷随机性与材料疲劳性能分散性的影响下,试样疲劳寿命也表现出显著的分散性,截取谱下试样的中值寿命相较于基准谱下的中值寿命更加保守,试验结果表明本文高载截取方法是合理的。

## 3 结 论

(1) 提出了飞机结构疲劳载荷谱高载截取的概率理论与实施方法,综合考虑高载的概率分布与疲劳寿命分散性确定合适的高载截取水平,使得相

应截取谱下的试验结果兼具真实性与保守性。

(2) 通过极值分布描述高载的出现概率,通过局部应力应变法评估高载对结构疲劳寿命的影响,将截取谱的高载取在合适的概率水平,同时截取谱的寿命均值不高于基准谱下的寿命均值。

(3) 通过 2024HDT-T351 铝合金中心孔板试样在基准谱与截取谱下的疲劳对比试验,验证分析本文高载截取方法的合理性,为工程中飞机结构疲劳试验载荷谱的设计提供参考。

## 参考文献:

- [1] BRANCO R, COSTA J D, PRATES P A, et al. Load sequence effects and cyclic deformation behaviour of 7075-T651 aluminium alloy[J]. International Journal of Fatigue, 2022, 155: 106593.
- [2] LI Y, KE L, LI C, et al. Retardation mechanisms and modeling of fatigue crack growth of a high-strength steel after single overload[J]. International Journal of Fatigue, 2024, 183: 108267.
- [3] MALIGNO A R, CITARELLA R, SILBERSCHMIDT V V. Retardation effects due to overloads in aluminium-alloy aeronautical components[J]. Fatigue & Fracture of Engineering Materials & Structures, 2017, 40(9): 1484-1500.
- [4] 姚卫星. 结构疲劳寿命分析[M]. 北京: 科学出版社, 2019: 87.  
YAO Weixing. Structural fatigue life analysis[M]. Beijing: Science Press, 2019: 87.
- [5] Department of Defense. Joint service specification guide: Aircraft structures: JSSG-2006—1998[S]. Washington, DC: Department of Defense, 1998.
- [6] Department of Defense. Airplane strength and rigidity reliability requirements, repeated loads, fatigue and damage tolerance: MIL-A-8866C—1987[S]. Washington, DC: Department of Defense, 1987.
- [7] FOWLER K R, WATANABE R T. Development of Jet transport airframe fatigue test spectra[M]. West Conshohocken, PA: ASTM International, 1989.
- [8] AICHER W, BRANGER J, VAN DIJK G M, et al. Description of a fighter aircraft loading standard for fatigue evaluation[R]. Amsterdam: National Aerospace Laboratory, 1976.
- [9] DE JONGE J B, SCHÜTZ D, LOWAK H, et al. A standardized load sequence for flight simulation tests on transport aircraft wing structures[R]. Amsterdam: National Aerospace Laboratory, 1973.
- [10] SCHIJVE J, BROEK D, DE RIJK P, et al. Fatigue tests with random and programmed load sequences with and without ground-to-air cycles: A comparative

- study on full-scale wing center sections[R]. Amsterdam: National Aerospace Laboratory, 1965.
- [11] SCHIJVE J. The significance of flight-simulation fatigue tests[R]. Amsterdam: Delft University of Technology, 1985.
- [12] CAO J, LIU Z, LIN H, et al. A high load clipping criterion based on the probabilistic extreme load of fatigue spectrum[J]. *Fatigue & Fracture of Engineering Materials & Structures*, 2025, 48(3): 1330-1340.
- [13] 刘晓明,万少杰,熊峻江,等. 民机飞行载荷谱编制方法[J]. *北京航空航天大学学报*, 2013, 39(5): 621-625. LIU Xiaoming, WAN Shaojie, XIONG Junjiang, et al. New approach for generating flight load spectrum of civil aircraft[J]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2013, 39(5): 621-625.
- [14] 张保法,傅祥炯,周岳泉. 飞机疲劳载荷谱试验研究[J]. *航空学报*, 1997, 18(2): 93-96. ZHANG Baofa, FU Xiangjiong, ZHOU Yuequan. Testing research of load spectra of aircraft[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 1997, 18(2): 93-96.
- [15] MINUTO A, SCAFARO S, LANCIOTTI A, et al. The role of fatigue testing in the design, development, and certification of the Atr42/72[R]. [S. l.]: Alenia Aermacchi, 1991.
- [16] HOMOLA P, REK R, BĚHAL J Ī. Effect of loading spectrum clipping and truncation on fatigue crack growth behavior of 7475-T7351 aluminum alloy under variable amplitude loading[J]. *Procedia Engineering*, 2015, 101: 203-210.
- [17] KUJAWSKI D, STOYCHEV S. Effects of spectrum modification on fatigue crack growth[J]. *Fatigue & Fracture of Engineering Materials & Structures*, 2010, 33(3): 161-173.
- [18] CHANG J B, HIYAMA R M, SZAMOSSI M. Improved methods for predicting spectrum loading effects. Volume 1. Technical summary[R]. Los Angeles: Rockwell International North American Aircraft Divisions, 1981.
- [19] CAO J, YAO W. A selection criterion of small load truncation level based on the principle of same distribution of fatigue life[J]. *Fatigue & Fracture of Engineering Materials & Structures*, 2023, 46(9): 3360-3371.
- [20] 曹镜,姚卫星. 关于飞机结构疲劳载荷谱低载截除水平选取的探讨[J]. *航空工程进展*, 2023, 14(5): 78-84. CAO Jing, YAO Weixing. Discussion on the determination of small-load truncation level of aircraft structural fatigue load spectrum[J]. *Advances in Aeronautical Science and Engineering*, 2023, 14(5): 78-84.
- [21] HE X F, LI T, LI Y H, et al. Developing an accelerated flight load spectrum based on the  $n_z - N$  curves of a fleet [J]. *International Journal of Fatigue*, 2018, 117: 246-256.
- [22] 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: 393. JIANG Zuguo, TIAN Dingshuan, ZHOU Zhanting. Load and environment spectrum for aircraft structures[M]. Beijing: Publishing House of Electronics Industry, 2012: 393.
- [23] JONES T, RUSTENBURG J W, SKINN D A, et al. Statistical data for the Boeing-747-400 aircraft in commercial operations[R]. Washington: FAA, 2005.
- [24] 于立娟,安阳,何佳龙,等. 机电装备载荷谱外推技术研究进展及发展趋势[J]. *吉林大学学报(工学版)*, 2023, 53(4): 941-953. YU Lijuan, AN Yang, HE Jialong, et al. Research progress and development trend of extrapolation method in electromechanical equipment load spectrum[J]. *Journal of Jilin University (Engineering and Technology Edition)*, 2023, 53(4): 941-953.
- [25] 郑国峰,朱红国,伍晨波,等. 极值超出量服从广义 Pareto 分布的载荷谱外推方法研究[J]. *中国机械工程*, 2020, 31(18): 2262-2267. ZHENG Guofeng, ZHU Hongguo, WU Chenbo, et al. Study on extrapolation method of load spectrum with extremum exceedances subjected to GPD[J]. *China Mechanical Engineering*, 2020, 31(18): 2262-2267.
- [26] DOWLING N E. Mechanical behavior of materials: Engineering methods for deformation, fracture, and fatigue[M]. England: Pearson, 1993.

(编辑:夏道家)