

文章编号:1674-8190(2020)03-394-06

基于实测数据的疲劳寿命分散系数取值研究

王创奇,孟新意

(中航飞机股份有限公司 西飞设计院, 西安 710089)

摘要: 随着基准谱、严重谱编制研究的深入,利用实测数据编制载荷谱在编谱方法和分散系数取值等方面需求愈发迫切。从正态概率分布理论出发,讨论影响疲劳寿命分散系数取值的主要因素;针对基准谱和严重谱之间的差异性,提出基准谱和严重谱的折算思路和方法,并通过实测数据编制的基准谱和严重谱折算系数进行比较分析。结果表明:采用本文方法可以实现基准谱与严重谱之间损伤分散系数的折算取值。

关键词: 疲劳寿命;分散系数;基准谱;严重谱;飞行实测数据

中图分类号: V215.5

文献标识码: A

DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.2020.03.014

开放科学(资源服务)标识码(OSID):



Research on the Fatigue Life Scatter Factor Value Based on Measured Data

WANG Chuangqi, MENG Xinyi

(Xi'an Aircraft Corporation Design Institute, AVIC Aircraft Co., Ltd., Xi'an 710089, China)

Abstract: With the deep development of baseline spectrum or severe spectrum, it is necessary to use the measured data to develop the load spectrum in spectrum developing method and life scatter factor. Based on the normal distribution theory, the factors that affect the dispersion of fatigue life are discussed. For the difference between the baseline spectrum and the severe spectrum, the idea and method of the conversion between the baseline spectrum and severe spectrum is proposed. The comparative analysis of the spectrum conversion factor between the baseline spectrum and severe spectrum developed by measured data is performed. The results show that the method can realize the conversion value of dispersion conversion coefficient between baseline spectrum and severe spectrum.

Key words: fatigue life; scatter factor; baseline spectrum; severe spectrum; flight measured data

0 引言

飞机结构寿命分散系数取值影响寿命评定的可靠性和经济性,一般以耐久性试验加载循环次数为基准值,除以具有相当可靠度的分散系数给出设计使用寿命。目前,国内疲劳寿命分散系数基本上

是基于疲劳可靠性理论,主要体现在对结构分散性和载荷分散性的研究^[1-6]。相关研究普遍认为疲劳分析结果和疲劳试验结果存在较大差异,譬如空客公司疲劳分析报告的疲劳分散系数大部分采用 8,波音公司基本倾向采用 4,全尺寸疲劳试验两者差不多,采用 2~3;国内疲劳分析的分散系数大多采

收稿日期:2019-10-08; 修回日期:2019-11-05

通信作者:王创奇,821856392@qq.com

引用格式:王创奇,孟新意. 基于实测数据的疲劳寿命分散系数取值研究[J]. 航空工程进展, 2020, 11(3): 394-399.

WANG Chuangqi, MENG Xinyi. Research on the fatigue life scatter factor value based on measured data[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2020, 11(3): 394-399. (in Chinese)

用4,试验也基本采用4。显然,直接借用国外分散系数理论依据不充分,对基准谱和严重谱认识上存在较大分歧。另外,为了缩短试验时间,国内近年来对载荷谱加重有了一定探索,蒋祖国^[7]、张佳佳等^[8-9]研究了严重谱编制的方法,但其研究大部分基于已有数据的分析处理,难以解决实测数据过程控制以及分散性取值应用阶段的相互影响。国外有关严重谱如何编制的标准和文献极其少见^[10]。

本文从正态概率分布理论出发,研究考虑影响分散性因素下飞机结构疲劳寿命分散系数的组合公式,并利用飞行实测数据进行基准谱和严重谱的折算思路研究,进行折算系数取值的比较分析。

1 分散系数的组成

通常分散系数涉及结构分散性、载荷分散性、计算和试验差异性。GJB 67.6A-2008把耐久性分析和验证的分散性差异定义为:严重谱下疲劳分析分散系数取2~4,试验取2;或基准谱下疲劳分析取不小于4的分散系数,试验周期不小于3倍的设计使用寿命^[11]。为考虑基准谱和严重谱的差异,借鉴文献^[12],飞机机群疲劳分散系数定义如式(1)所示。

$$L = L_s \cdot L_l \cdot L_c \cdot L_d \quad (1)$$

式中: L 为采用基准谱给出的中值寿命分散系数; L_s 为结构分散系数; L_l 为载荷分散系数; L_c 为计算分析折算系数; L_d 为基准谱对严重谱的损伤折算系数。

1.1 载荷分散系数和结构分散系数的计算公式及关联

影响疲劳分散性的因素会造成分析和试验差异性,主要涉及工作条件(载荷、服役温度、自然环境)和结构特征(零件状态和材料特性),这些因素与分析过程中结构简化误差、分析方法及分析参数的不准确性等一起构成疲劳分析的分散性^[13],与试验加载的协调性、载荷简化的不确定性等一起构成疲劳试验的分散性。正是由于分析和试验分散性不同,张福泽^[14]对疲劳分散系数的分类及其取值进行了研究,将分散系数和试验分散系数分别对待。通常,以中值疲劳寿命为基准,且具有一定置信度 γ 和一定存活率 p 下的疲劳寿命分散系数 L_f

如式(2)所示^[15]:

$$L_f = 10 \left(\frac{u_\gamma}{\sqrt{n}} - u_p \right) \sigma \quad (2)$$

式中: u_γ 为与置信度 γ 有关的标准状态偏量系数; u_p 为与可靠度 p 有关的标准正态偏量系数; n 为疲劳试验件数; σ 为对数疲劳寿命标准差。

将符合正态分布的军用飞机疲劳寿命分散系数拆分为结构分散系数 L_s 和载荷分散系数 L_l ^[16],其中结构分散系数考虑加工制造、材料及几何尺寸等不确定性因素,载荷分散性系数考虑载荷谱来源、编谱子样大小、飞行大纲与实际使用差异、机群内个体使用差异等不确定因素。当疲劳寿命分散系数与结构分散系数可靠度均取 P_0 ,载荷分散系数可靠度取 P_l ,置信水平均取 γ 、试件数为 n 时,疲劳寿命分散系数与结构分散系数、载荷分散系数存在式(3)、式(4)的关系:

$$\frac{\sigma_s}{\sigma_l} = \frac{\left(\frac{u_\gamma}{\sqrt{n}} - u_{p_0} \right)^2 - \left(\frac{u_\gamma}{\sqrt{n}} - u_{p_l} \right)^2}{2 \left(\frac{u_\gamma}{\sqrt{n}} - u_{p_0} \right) \left(\frac{u_\gamma}{\sqrt{n}} - u_{p_l} \right)} \quad (3)$$

满足式(3)时,有:

$$L_f = 10 \left(\frac{u_\gamma}{\sqrt{n}} - u_p \right) \sqrt{\sigma_s^2 \sigma_l^2} = L_s L_l \quad (4)$$

式中: σ_s 为同一载荷谱下的对数疲劳寿命标准差; σ_l 为不同载荷谱下的对数疲劳寿命标准差; L_s 为载荷分散系数,可接受的可靠度和置信水平通常取90%; L_l 为结构分散系数,通常可接受的可靠度取99.87%,置信水平取90%。

进一步研究发现,疲劳寿命分散系数 L_f 取99.87%的可靠度和90%的置信水平时,根据式(3), $n=1$, $\frac{\sigma_s}{\sigma_l} \approx 0.53$ 。显然,采用式(1)计算疲劳寿命分散系数, σ_l 只能取典型值中的0.15, σ_s 相应取典型值中的0.08,此时对应的疲劳寿命分散系数方差 σ_0 为0.17,和我国结构件裂纹形成寿命标准差基本相吻合。在同一载荷谱下,当 $n=2$, $\frac{\sigma_s}{\sigma_l} \approx 0.61$,保持 σ_l 不变, σ_s 可近似取0.09,疲劳寿命分散系数方差 σ_0 为0.18。可以看出:① σ_0 与试验件数 n 和标准差 σ_s 、 σ_l 有关;②随着试验件增加,标准差 σ_s 和 σ_0 均有所增加,按式(2)求出的疲劳寿命分散系数并未增大;③ σ_s 、 σ_l 的相关性限制了其取值范围以及 L_l 的使用,在编制载荷谱数据来源确定的情况下,还需要考虑描述基准谱和严重谱之

间差异的折算系数。

1.2 不同谱之间的折算系数

以严重谱与基准谱的差异来说明损伤折算系数。美国 JSSG-2006 指出, 耐久性分析严重谱分散系数一般情况下可取 2.67, 基准谱下一般情况下可取 4.0^[10]。英国国防部标准 DEF 00-970 用 1.5 的经验系数来考虑载荷谱严重程度^[17]。据国内飞机统计来看, 谱间系数差异最大超过 2.0, 究其原因可能与机队使用任务不均衡和飞机子样容量小有关, 因此直接借鉴 1.5 的经验系数缺乏理论依据。要保证严重谱和基准谱下的耐久性试验同样达到“机队 90% 的飞机预期满足设计使用寿命”要求, 必须结合国内实测谱的小子样特征重新取值。严重谱损伤大, 寿命降低, 但疲劳分散系数不变^[18], 因此结合载荷分散系数的定义, 本文引入损伤折算系数来描述载荷谱之间的差异, 损伤折算系数和载荷分散系数不同, 前者关注在载荷谱来源相同的情况下用不同方法编制的谱之间的差异, 即损伤度, 后者关注载荷谱的不同来源及获取方式不同引入的概率统计概念, 即分散性。

目前国内在试验加速方面进行了大量研究, 通常采用载荷放大系数降低试验循环次数, 并在复合材料试验中多有应用。波音 B-777 尾翼复材结构用 1.25 倍试验载荷放大系数使寿命分散系数缩小到 2^[19], 而空客 A-340 全机疲劳试验载荷放大系数取 1.1, 对应寿命分散系数 2.5^[20]。虽然载荷放大可以缩短试验时间^[21], 但是通过载荷放大得到的载荷谱并不符合 JSSG-2006 和 GJB 67.6A-2008 严重谱的选取或编制办法。参考寿命类比计算公式^[22], 基准谱和严重谱的损伤折算系数 L_d 如式(5)所示。

$$L_d = \frac{\lambda'}{\lambda} \quad (5)$$

式中: λ' 为使用载荷谱的平均谱循环数; λ 为使用载荷谱的严重谱循环数。

1.3 计算和试验结果差异引入分析折算系数

由于耐久性寿命分析中结构模型简化、载荷简化以及寿命估算方法精度等相对于通过试验引入更多的分散性因素, 而全尺寸试验由于没有模型简

化的影响以及外场数据对试验的不断修正等使试验评定结果更接近实际情况。因此, 计算需要考虑更大的分散系数来获取更佳的计算结果。疲劳寿命计算和试验差异性能量化的参数不多, 目前可以通过结构件和航空材料的标准差的不同进行初步估算。比如结构标准差取 0.177 2, 铝材料标准差取 0.224 2、GC-4 标准差取 0.378 6^[23] 时, 根据式(2)计算, 在假定其他条件相同的条件下, 计算分散系数约为试验分散系数的 1.3 倍和 2.8 倍。试验数据表明, 铝合金对数寿命标准差最小, 钛合金较大, 高强钢最大, 因此, 分析计算和全尺寸试验分散性折算系数在无明确的数据支持时可折中取 2; 在有试验数据支持时可取 1.5; 利用试验结果用类比的方法计算寿命时可取 1。

2 基准谱和严重谱损伤比较

2.1 损伤比较公式的建立

虽然不同谱之间存在差异, 且可以通过折算来转换。但是, 目前在编谱时存在需要解决以下两个问题: 一是谱本身和使用相关, 通过实测哪些科目可以获取基准谱或严重谱; 二是如何通过小子样实测数据获取基准谱或严重谱。到目前为止, 国内用于编制飞-续-飞谱的实测载荷谱基本属于小子样实测载荷谱, 且如果实测结束后发现数据的代表性不强, 基本没有补测的机会。可用以下方法避免这种风险, 寿命的疲劳损伤计算如式(6)所示^[24]:

$$\lambda = \frac{QN_p}{\sum_{i=1}^k n_i \left(\frac{S_{ai}}{S_{ap}} \right)^m} \quad (6)$$

式中: λ 为计算循环数(寿命); n_i 为载荷频数; S_{ai} 为载荷谱任意应力幅; k 为载荷级数; Q 为 Miner 公式中的常数, 理论上等于 1; S_{ap} 为任意一个常值应力幅; N_p 为 S_{ap} 所对应的破坏循环数, 是任意常数; m 为常数, 由试验确定, 在没有试验条件下, 耐久性寿命一般取 5~10, 实际上 N_p 为在 S-N 曲线的直线段任取一个 S_{ap} 的对应值。

目前使用广泛的任务段编谱法是以任务段平均应力为基准, 载荷谱以重心过载谱为主, 因此基于平均应力不变的式(6)不能直接使用。任务段编谱法通常幅值、均值用 $S_{g^{-1}} \Delta g K$ 和 S_{1g} 表示, 其中, $S_{g^{-1}}$ 表示某一任务段每 1g 增量的应力值; Δg 为过

载增量; K 为相应任务段动力响应系数。对 Goodman 等寿命经验公式进行变换,可以得到公式(7)。

$$\frac{S_{a2}}{S_{ai}} = \frac{\sigma_b - S_{m2}}{\sigma_b - \sigma_{m1}} \quad (7)$$

式中: σ_b 为材料强度极限,如 LY12-CZ 的 $\sigma_b = 410$ MPa; S_{a1} , S_{m1} 分别为应力谱的幅值和均值; S_{a2} 为折算到 S_{m2} 的等效幅值载荷。

利用式(7)将载荷谱中平均应力转换为同一值,然后用折算后的应力幅值 S_{a2} 代替 S_{ai} 。

取 $S_{m2} = 0$, 此时应力比 $R = -1$, 即满足 S_m 等于常数的 S-N 曲线的特征, 又有 R 等于常数 S-N 曲线的特征。借助式(7)转换, 式(6)可表示为

$$\lambda = \frac{QN_p}{\sum_{i=1}^k n_i \left[\frac{S_g^{-1} \Delta g_i K_i \sigma_b}{S_{ap} (\sigma_b - S_{1gi})} \right]^m} \quad (8)$$

同理, 式(5)可表示为

$$\frac{\lambda'}{\lambda} = \frac{\sum_{i=1}^k n_i \left[\frac{S_g^{-1} \Delta g_i K_i}{(\sigma_b - S_{1gi})} \right]^m}{\sum_{i=1}^k n'_i \left[\frac{S_g^{-1} \Delta g_i K_i}{(\sigma_b - S_{1gi})} \right]^m} \quad (9)$$

2.2 严重谱编制方法及结果对比

2.2.1 严重谱编制方法

国内实测数据积累很少, 新机研制大多数通过 80~200 个有效实测起落数获取使用载荷谱, 这与美国和俄罗斯等国以“大子样”为基础的使用载荷谱存在明显差距。在小子样飞行实测中, 每种任务剖面或代表科目的起落数通常为 3~15 个, 因此编制严重谱可以分成四个步骤: 第一步, 通过提高实测数据严重载荷比例获取损伤较大科目的起落数, 直接利用实测或者飞参数据获取的重心过载谱数据来计算损伤, 损伤计算可以按 2.1 节提出的计算公式实现。第二步, 通过用每个有效实测起落形成载荷谱对关键部位进行寿命计算, 计算结果不要求完全准确, 只要能够说明寿命相对大小即可, 可以适当缩减任务段以提高计算速度; 在编制载荷谱时, 也可以不进行高载外推和高低载截取。第三步, 进行基于起落数的可靠性截除, 去除寿命一定可靠性数据, 保留损伤度大的剩余可靠性起落。例如: 假设仅 90% 的飞机满足寿命目标, 取可靠度 $p = 10\%$, 标准正态偏量 $u_p = 1.282$, 计算得到 10%

可靠度的对数寿命估计量 \hat{x} , 此时, 母体中约有 10% 的寿命大于 \hat{x} , 约有 90% 的寿命小于 \hat{x} , 因此舍掉对数寿命大于 \hat{x} 的起落作为严重谱编制数据^[5]。第四步, 按照传统的飞—续—飞编谱方法完成试验载荷谱的编制。由于编制的试验谱是用于飞机定寿, 因此需要考虑高载截取和低载截除, 包括为获取寿命期内遇到的高载的局部外推和为获取为实测的更严重剖面的高载的整体外推。用这种方法编制严重谱能够有效缩减损伤较小的起落以及小载荷的作用次数, 有利于保持实测数据有效性, 提高损伤比; 缩减后的起落外推曲线也更具工程实际意义。

2.2.2 结果对比分析

以某型飞机中空飞行剖面实测过载谱为例, 选取地面滑跑、离(进)场、爬升、平飞(阵风+机动)、下降、着陆等主要任务段, 部位取疲劳关键部位机翼后梁下缘条疲劳载荷计算情况应力, 其他参数: 材料 LY12-CZ, $\sigma_b = 410$ MPa, $S_{ap} = 137$ MPa, $N_p = 5 \times 10^8$, $m = 5$, 用式(6)进行计算, 中空飞行剖面 56 个实测起落和平均谱对数寿命如表 1 所示。

按严重谱编制方法计算得到对数寿命估计量 $\hat{x} = 9.445 + 1.282 \times 0.59 \approx 10.2$, 因此舍掉 53~56 号起落数据。

从表 1 可以看出: 用所有实测起落编制的基准谱寿命平均值为 9.445, 基准谱寿命为 8.918; 用满足 90% 寿命的实测起落来编制严重谱, 寿命平均值为 9.344, 严重谱寿命为 8.887; 通过式(9)计算得到的基准谱和严重谱寿命折算系数为 1.1。从结果对比来看, 采用小子样实测编谱, 基准谱寿命和平均寿命有一定差别。形成差异的主要原因是由于损伤计算时基准谱过载次数是通过所有实测起落过载次数求算术平均值获取的, 而对数寿命平均值是不同实测起落寿命结果的算术平均值, 因此, 可以认为基准谱能够用来表示中值寿命。

利用式(8)和式(9)进行寿命和损伤折算, 工程应用优势明显, 主要表现在: ①公式中 S_{1g} 和 S_g^{-1} 表示任务段 1g 应力和过载增量斜率平均值, 主要任务剖面 and 任务段在飞机研制阶段已基本确定, 作为计算输入容易获得; ②载荷次数是实测各级载荷实有频数, 在每一实测起落结束后基本无需处理即可获取; ③ N_p 和 S_{ap} 在材料手册容易查到; ④通过

公式(8)和式(9)不但便于载荷谱实测过程数据处理和实测科目及时调整,而且可用于试验载荷谱编制过程以及基准谱和严重谱折算系数计算。

表 1 实测起落和平均谱对数寿命
Table 1 Real measurement flight cycles and baseline spectrum logarithmic life

序号	寿命	序号	寿命
1	7.740	29	9.524
2	8.013	30	9.541
3	8.071	31	9.559
4	8.144	32	9.559
5	8.625	33	9.606
6	8.715	34	9.616
7	8.720	35	9.659
8	8.821	36	9.716
9	8.832	37	9.717
10	8.918	38	9.759
11	8.940	39	9.818
12	9.166	40	9.830
13	9.182	41	9.865
14	9.204	42	9.871
15	9.224	43	9.871
16	9.230	44	9.917
17	9.279	45	9.919
18	9.284	46	9.923
19	9.318	47	9.931
20	9.327	48	9.931
21	9.327	49	9.970
22	9.341	50	10.037
23	9.347	51	10.041
24	9.378	52	10.087
25	9.454	53	10.239
26	9.473	54	10.386
27	9.501	55	10.413
28	9.503	56	10.551

3 结 论

(1) 无论严重谱还是基准谱从确定飞机机群寿命安全性考虑,不同分散系数可使设计使用寿命分析与试验结果统一。

(2) 在实测过程中,简单估算能够及时调整实测科目和增加更具代表性的起落,为编制更合理的载荷谱提供更加全面的实测数据。

(3) 实现了严重谱与基准谱两种不同谱型之

间损伤折算系数的取值。采用本文方法编制某飞机中空飞行剖面实测过载谱,可以实现耐久性严重谱的编谱需求。

参考文献

- [1] 袁辉,王夷,郑震山,等. 航空发动机疲劳载荷分散性及其对应的疲劳分散系数研究[J]. 机械科学与技术, 2016, 35(6): 166-170.
YUAN Hui, WANG Yi, ZHENG Zhenshan, et al. Research on aero engine fatigue load scatter and scatter factor [J]. Mechanical Science and Technology for Aerospace Engineering, 2016, 35(6): 166-170. (in Chinese)
- [2] 马小兵,陈钦锋,张苑馨. Birnbaum-Saunders 分布的寿命分散系数[J]. 航空动力学报, 2015, 30(6): 141-145.
MA Xiaobing, CHEN Qin Feng, ZHANG Yuanxin. Life scatter factor on Birnbaum-Saunders distribution[J]. Journal of Aerospace Power, 2015, 30(6): 141-145. (in Chinese)
- [3] 贺小帆,董彦民,刘文斑. 结构和载荷谱分散性分离的疲劳寿命可靠性[J]. 航空学报, 2010, 31(4): 732-737.
HE Xiaofan, DONG Yanmin, LIU Wenting. Fatigue life reliability of structure and load spectrum separation[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2010, 31(4): 732-737. (in Chinese)
- [4] 么亮,冯蕴雯. 三参数威布尔分布疲劳寿命分散系数确定方法[J]. 科学技术与工程, 2019, 9(6): 104-109.
YAO Liang, FENG Yunwen. Determination method three-parameter Weibull distribution fatigue life scatter factor[J]. Science Technology and Engineering, 2019, 9(6): 104-109. (in Chinese)
- [5] 王智,刘文斑,王磊. 单机结构疲劳分散系数研究[J]. 机械强度, 2009, 31(1): 154-158.
WANG Zhi, LIU Wenting, WANG Lei. Research on single aircraft structure fatigue scatter factor[J]. Journal of Mechanical Strength, 2009, 31(1): 154-158. (in Chinese)
- [6] 纪自强,马晓冰. Scatter factor analysis for sample fatigue life based on a three parameter birnbaum-saunders distribution[C]// 2019 Annual Reliability and Maintainability Symposium. [S.l.]: AIAA, 2019: 1-7.
- [7] 蒋祖国. 机耐久性严重载荷谱研究[R]. 西安: 中国飞行试验研究院, 2017.
JIANG Zuguo. Aircraft durability severe load spectrum study[R]. Xi'an: Chinese Flight Test Establishment, 2017. (in Chinese)
- [8] 张佳佳,蒋祖国,冯建民. 基于单机统计分析的严重载荷谱编制方法研究[J]. 工程与试验, 2018, 58(4): 29-34.
ZHANG Jijia, JIANG Zuguo, FENG Jianmin. Research on generating method of severe load spectrum based on individual airplane statistical analysis [J]. Engineering and Test, 2018, 58(4): 29-34. (in Chinese)

- [9] 张佳佳, 蒋祖国, 冯建民. 基于飞行科目统计分析的严重谱编制方法[J]. 航空工程进展, 2019, 10(3): 363-370. ZHANG Jiajia, JIANG Zuguo, FENG Jianmin. Generating methods of severe load spectra for airplanes based on statistic analysis in flight subjects[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2019, 10(1): 363-370. (in Chinese)
- [10] Ministry of National Defense. Jointly apply specification guide of US; JSSG-2006[S]. US; Ministry of National Defense, 2006.
- [11] 中国人民解放军总装备部. 军用飞机结构强度规范——重复载荷、耐久性和损伤容限: GJB 67.6A-2008[S]. 北京: 中国人民解放军总装备部, 2008. General Armament Department of the Chinese People's Liberation Army. Military airplane strength specification—repeated loads, durability and damage tolerance: GJB67.6A-2008[S]. Beijing; General Armament Department of the Chinese People's Liberation Army, 2008. (in Chinese)
- [12] 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: 398-399. JIANG Zuguo, TIAN Dingshuan, ZHOU Zhanting. Aircraft structure load/environment spectrum[M]. Beijing: Electronic Industry Press, 2012: 398-399. (in Chinese)
- [13] 孙侠生, 董登科. 军用飞机结构耐久性/损伤容限分析和设计指南[M]. 西安: 中国飞机强度研究所, 2007: 23-28. SUN Xiasheng, DONG Dengke. Military aircraft structure durability/failure tolerance analysis and design manual[M]. Xi'an: China Aircraft Strength Institute, 2007: 23-28. (in Chinese)
- [14] 张福泽. 疲劳分散系数的分类及其取值[J]. 航空学报, 1987, 8(6): 239-243. ZHANG Fuze. The type and value of scatter factor[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 1987, 8(6): 239-243. (in Chinese)
- [15] 高镇同, 熊峻江. 疲劳可靠性[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2000: 382-383. GAO Zhentong, XIONG Junjiang. Fatigue reliability[M]. Beijing: Beihang University Press, 2000: 382-383. (in Chinese)
- [16] 高潮, 何宇廷, 侯波, 等. 飞机结构疲劳寿命分散系数研究[J]. 机械强度, 2016, 38(5): 1076-1081. GAO Chao, HE Yuting, HOU Bo, et al. On fatigue life scatter factor for the aircraft structure[J]. Journal of Mechanical Strength, 2016, 38(5): 1076-1081. (in Chinese)
- [17] 李唐, 贺小帆, 隋芳媛, 等. 战斗机机群载荷谱损伤分散系数确定方法[J]. 工程力学, 2017, 34(4): 245-246. LI Tang, HE Xiaofan, SUI Fangyuan, et al. Fatigue scatter factor for load spectra in a fighter fleet[J]. Engineering Mechanics, 2017, 34(4): 245-246. (in Chinese)
- [18] 张福泽. 使用载荷下的重谱能降低寿命不能降低疲劳分散系数[J]. 航空学报, 2013, 34(8): 1982-1997. ZHANG Fuze. Heavy spectra under operational loads may reduce life but not fatigue scatter-factor[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2013, 34(8): 1982-1997. (in Chinese)
- [19] GIANCASPRO J, TAAM W, WONG R. Modified joint Weibull approach to determine load enhancement factors[J]. International Journal of Fatigue, 2009(31): 782-790.
- [20] BEUMLER T H. Moc for A380 hybrid structure[C]// Proceedings of the 2008 ASIP conference. San Antonio, USA: ASIP, 2008: 30.
- [21] 张福泽. 寿命系数定寿的原理和方法[J]. 航空学报, 2016, 37(2): 404-410. ZHANG Fuze. Theory and method of determination life by life factor[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2016, 37(2): 404-410 (in Chinese)
- [22] 张福泽. 裂纹形成寿命的类比计算法[J]. 航空学报, 1982, 3(2): 51-60. ZHANG Fuze. An analogy method for crack initiation life prediction[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 1982, 3(2): 51-68. (in Chinese)
- [23] 张福泽. 疲劳分散系数中标准差的研究[J]. 航空学报, 1986, 7(1): 17-27. ZHANG Fuze. Standard deviation study in fatigue scatter factors[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 1986, 7(1): 17-27. (in Chinese)
- [24] 张福泽. 飞机载荷谱编制新方法[J]. 航空学报, 1998, 19(5): 518-524. ZHANG Fuze. New method of drawing up aircraft load spectrum[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 1998, 19(5): 518-524. (in Chinese)

作者简介:

王创奇(1972—),男,硕士,研究员级高级工程师。主要研究方向:飞机寿命可靠性与疲劳强度设计。

孟新意(1973—),男,硕士,研究员级高级工程师。主要研究方向:飞机总体设计。

(编辑:丛艳娟)