

文章编号: 1674-8190(2023)05-078-07

关于飞机结构疲劳载荷谱低载截除水平选取的探讨

曹镜, 姚卫星

(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)

摘要: 低载截除作为飞机结构疲劳载荷谱简化的重要内容之一, 可以大幅节省疲劳试验的时间与成本, 然而目前对于低载截除水平的选取尚无公认的标准方法。本文对文献中已有的低载截除水平进行广泛搜集, 将低载截除水平划分为基于材料疲劳极限与基于谱最大载荷的两种选取方式, 探究两种选取方式之间的联系, 建立低载截除水平关系模型。结果表明: 两种低载截除水平选取方式本质上是一致的, 基于谱最大载荷的选取方式结合了飞机载荷与结构材料的特点, 是对基于材料疲劳极限选取方式的延伸, 所建立的低载截除水平关系模型能够为实际工程中疲劳载荷谱简化时低载截除水平的确定提供参考。

关键词: 低载截除水平; 载荷谱简化; 疲劳试验; 结构验证; 疲劳极限

中图分类号: V216.3

文献标识码: A

DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.2023.05.10

Discussion on the determination of small-load truncation level of aircraft structural fatigue load spectrum

CAO Jing, YAO Weixing

(State Key Laboratory of Mechanics and Control for Aerospace Structures, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: As an important part of the fatigue load spectrum simplification of aircraft structures, the small-load truncation can significantly save the time and cost of fatigue tests. However, there is no widely accepted standard method for determining the small-load truncation level. In this paper, the existing small-load truncation levels in the literature are collected and divided into two determination methods, which are based on the material fatigue limit and the spectral maximum load. The links between the two determination methods are explored. The relationship model of the small-load truncation levels is established. The results show that the two methods are the same in essence, and the latter is an extension of the former combining the characteristics of aircraft loads and structural materials. The relationship model established between the small-load truncation levels could provide helpful references for the determination of the small-load truncation levels in the engineering fatigue load spectrum simplification.

Key words: small-load truncation level; load spectrum simplification; fatigue test; structural verification; fatigue limit

收稿日期: 2022-11-24; 修回日期: 2023-03-08

基金项目: 国家自然科学基金(52075244)

通信作者: 姚卫星, wxyao@nuaa.edu.cn

引用格式: 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. (in Chinese)

0 引言

飞机结构原始疲劳试验载荷谱中包含大量的低水平载荷,为了加快试验进度需要对试验谱进行简化^[1-2]。低载截除是载荷谱简化的一种重要手段,各个国家、机构、研究者在相关型号设计、试验研究以及所形成的标准、手册、研究报告、论文等文献资料中,采用了各种各样的低载截除水平(Small-Load Truncation Level,简称SLTL),有必要对这些SLTL进行总结与研究。

目前 GJB 67.6A—2008、GJB 775.1—89、JSSG—2006 等国内外相关标准规范均表明在试验谱编制时应该考虑低载截除^[3-5],但对于SLTL的确定并无推荐性建议。西欧NLR、LBF等研究机构发布的TWIST谱^[6]与FALSTAFF谱^[7],是较早形成的分别适用于运输类飞机与机动类飞机的标准载荷谱,基于此实施低载截除,得到相应的短谱mini TWIST谱^[8]与short FALSTAFF谱^[9],这对之后试验载荷谱编制与简化研究具有较大的参考意义,其中TWIST谱的SLTL被取为最低一级应力,其幅值对应于平均飞行应力 S_{mi} 的22.2%,FALSTAFF谱的SLTL被取为3级载荷变程(总载荷变程共32级)。J. Schijve^[10]对众多研究者的低载截除试验结果进行了统计,汇总出不同类型载荷谱下低载截除前后的循环数变化以及对于疲劳寿命的影响,但没有对SLTL进行详细的总结的讨论;P. Heuler等^[11]对相关研究中采用的一系列基于疲劳极限的SLTL进行了总结,认为将50%疲劳极限设定为SLTL是合适的,对于其他形式的SLTL仅进行了初步讨论;Yan JH等^[12]回顾了以往SLTL的研究,认为以往SLTL大多相对保守,删去的载荷较少,金属结构的SLTL应直接取为疲劳极限,同时考虑了材料应变硬化特性以及结构试件的特征对于疲劳极限的影响。

以往对SLTL的研究采用的研究样本数据量较少,对不同类型载荷谱、不同结构材料下SLTL的确定仍缺乏进一步的讨论。SLTL的选取受到众多因素的影响,至今尚无公认标准方法。以损伤容限设计为主的裂纹扩展阶段SLTL确定^[13-18]与以耐久性设计为主的裂纹萌生阶段SLTL确定有所区别。

本文仅以用于飞机结构耐久性设计的疲劳载荷谱低载截除问题为研究对象,对众多资料中给

出的SLTL及其简化结果作进一步总结分析,研究SLTL的取值规律,建立低载截除水平关系模型,以为飞机结构疲劳试验验证时疲劳载荷谱简化水平的选取提供参考。

1 低载截除效果评估指标

疲劳载荷谱低载截除的核心是简化谱与原始谱疲劳损伤等效^[19],一般基于单位块谱(比如1/10寿命周期下的载荷谱)进行简化实施,简化结果主要通过循环数比值 α 与疲劳寿命比值 β 两个指标来评估。

循环数比值 α 被定义为

$$\alpha = n_{\text{short}}/n_{\text{raw}} \quad (1)$$

式中: n_{short} 为简化谱循环数; n_{raw} 为原始谱循环数。

寿命比值 β 被定义为

$$\beta = N_{\text{short}}/N_{\text{raw}} \quad (2)$$

式中: N_{short} 为简化谱疲劳寿命; N_{raw} 为原始谱疲劳寿命。

低载截除一般遵循真实性与经济性原则,SLTL应尽可能取高,以获得较小的 α ,同时SLTL又不能取得过高,以免截掉过多的疲劳损伤,应尽可能使 $\beta \rightarrow 1$,具体SLTL的选取还需要结合试验条件、试验结果可靠度要求等实际情况来确定。

实际疲劳寿命具有分散性^[20],现有研究中给出的 β 值大多基于单个或少量试件的中值疲劳寿命,并不能严格准确地反映低载截除对谱载损伤的影响,在有充分试验数据结果的情况下,可以通过更加合理的方式,比如分析低载截除前后疲劳寿命分布的差异^[21-23],来评估低载截除对于谱载寿命的影响。

2 低载截除水平分类

SLTL用于疲劳试验载荷谱低载取舍的判定,现有研究中采用的SLTL按其取值方式可以大致分为两类:基于材料疲劳极限的SLTL,基于谱最大载荷的SLTL。

2.1 基于材料疲劳极限的SLTL

最直接的SLTL形式是取截除水平的幅值为结构材料疲劳极限中值 σ_e 的某一百分比 f_1 ,即:

$$L_{\text{SLT}} = f_1 \cdot \sigma_e \quad (3)$$

式中: σ_e 为应力比 $R=-1$ 下 10^7 寿命对应的条件疲劳极限。

对相关研究资料中的该类 SLTL 进行统计, 如表 1 所示, 其中“*”表示该数据是根据资料中的数据、图、表等间接计算分析得到。数据来源分为 3 类: A 类(研究型资料), 包含试样级低载截除试验、研究论文等; B 类(指导型资料), 包含标准、手册、

指南等; C 类(应用型资料), 包含典型工程应用实例等。该类 SLTL 单纯从材料疲劳特性的角度给出, 载荷谱的类型(机动类或是运输类)对 f_1 的取值基本没有影响, 而影响 f_1 选取的通常是材料疲劳极限本身的分散性, 一般分散性越大的材料, f_1 选取需要保守。对于航空中应用较为广泛的铝合金结构, f_1 大多取值在 50%~70%。

表 1 基于材料疲劳极限的 SLTL
Table 1 SLTL based on the material fatigue limit

来源类型	载荷		结构		SLTL 选取系数 $f_1/\%$	简化结果		参考文献
	类型	载荷谱	材料	试件		$\alpha/\%$	β	
A 类	—	EC9 ($R=-1$)	钢	圆棒缺口件 ($K_t=2.5$)	47	5.7	1.10*	[11]
						13.3	1.30*	
						0.98	1.47*	
					70	4.2	1.77*	
	运输类	TWIST	铝合金	中心开孔平板件 ($K_t=3.5$)	51	11.6	1.55*	
						15.1	1.20*	
						2.7	1.63*	
					66	6.3	1.04*	
						1.96	2.38*	
					76	2.6	2.46*	
—	mini TWIST	铝合金	中心开孔平板件 ($K_t=3.5$)	76	13.4	1.20*		
					17.5	1.25*		
A 类	—	多级块谱	钢	圆棒缺口件	100	—	—	[12]
A 类	运输类	运 7 实测谱	铝合金	光滑平板件	72*	65*	0.89*	[24]
					95*	35*	1.08*	
					121*	17*	1.46*	
					149*	9*	1.90*	
A 类	运输类	TWIST→mini TWIST	铝合金	缺口件	70	14.7	2.37*	[25]
B 类	—	—	复合材料	—	100	—	—	[26]
B 类	—	—	复合材料	—	100	—	—	[27]

2.2 基于谱最大载荷的 SLTL

被广泛应用的另一种 SLTL 形式是取截除水平的幅值为载荷谱最大载荷 S_{\max} 的某一百分比 f_2 , 即:

$$L_{\text{SLT}} = f_2 \cdot S_{\max} \quad (4)$$

也有研究给出以下形式的 SLTL, 形式上都可以由各载荷间的关系转化归并为式(4)的形式。

1) 设计限制载荷 (Designed Limit Load, 简称

DLL) 的某一百分比;

2) 最大载荷幅值 $S_{a,\max}$ 的某一百分比;

3) 结构 $1g$ 飞行过载应力 S_{1g} 的某一百分比。

对相关研究中给出的这类 SLTL 进行统计, 如表 2 所示, 其中“*”表示该数据是根据资料中的数据、图、表等间接计算分析得到, 可以看出: f_2 的值基本落在 0~35% 之间, 其中以铝合金为代表的金属结构的 f_2 取值在 0~20%, 而复合材料的 f_2 取值整体比金属结构要高。

表 2 基于谱最大载荷的 SLTL
Table 2 SLTL based on the spectral maximum load

来源类型	载荷		结构		SLTL 选取系数 $f_2/\%$	简化结果		参考文献
	类型	载荷谱	材料	试件		$\alpha/\%$	β	
B类	运输类	TWIST、mini TWIST	—	—	8.5*	14.7	—	[6,8]
B类	机动类	FALSTAFF、short FALSTAFF	—	—	6.1*	50	—	[7,9]
B类	运输类	—	—	—	9*	—	—	[28]
C类	运输类	B757/B767	—	—	6~15*	—	—	[29]
					5.2*	33.7*	0.98*	
					7.1*	31.7*	0.99*	
A类	运输类	Piaggio P. 180	铝合金	缺口件	8.6*	12.3*	1.32*	[30]
					10.0*	7.1*	1.56*	
					11.4*	5.2*	1.78*	
					20*	33.8	1.05*	
A类	机动类	—	钢	中心孔平板件 ($K_t=3.65$)	14*	64.1	1.06	[31]
			铝合金		20*	33.8	1.07	
				中心孔平板件 (纤维主导)	35*	20	0.70	
A类	机动类	F-15	CFRP	(基体主导)			0.58	[32]
				—	25*	—	—	
					14.4*	10	0.87	
A类	运输类	TWIST	CFRP	中心孔平板件	20.4*	1.3	1.62	[33]
					32.3*	0.1	2.11	
A类	机动类	FALSTAFF	CFRP	带冲击损伤平板件	18.4*	26.4	1.30	[34]
C类	机动类	F/A-18	CFRP	—	30	—	—	[35]
					30*	20	1.5*	
A类	机动类	JAS39 Gripen	CFRP	中心孔平板件、连接件等	50*	10	2.0*	[36-38]
					30.6	—	—	
B类	—	—	CFRP	(单向带)				[39]
			CFRP	(织物)	32.9			

3 低载截除水平的讨论

根据 f_1 、 f_2 的取值规律,可以看出材料是影响 SLTL 确定的主要因素。根据经验,“基于材料疲劳极限的 SLTL”与“基于谱最大载荷的 SLTL”两种方式一般会取得相近的简化效果,早期相关研究中并未对此给出详细的说明,本质上,两种方式是一致的,后者是结合了飞机载荷与结构材料的特点对前者的延伸,本文通过建立低载截除水平间的关系模型对此作进一步解释和说明。

飞机结构设计极限载荷(Designed Ultimate Load,简称 DUL)与设计限制载荷 DLL 间的关系为

$$L_{DU} = k \cdot L_{DL} \quad (5)$$

式中: k 为安全系数,一般取 1.5。

结构细节的疲劳载荷谱如图 1 所示,一般将 DUL 设计在结构的破坏强度 σ_b 附近,而 DLL 下结构危险点的应力一般对应于谱最大应力 S_{max} ,相应地,由式(5)得到:

$$\sigma_b = k \cdot S_{max} \quad (6)$$

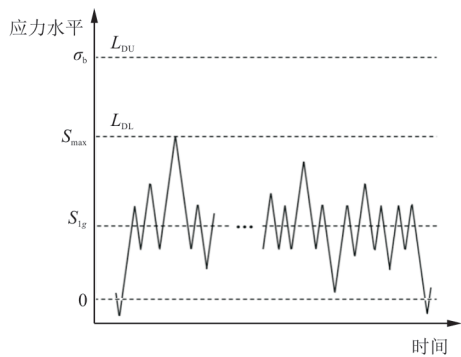


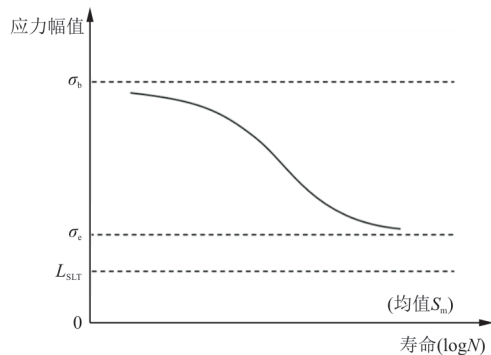
图1 结构细节的疲劳载荷谱

Fig. 1 Fatigue load spectrum of structural detail

材料疲劳性能 $S-N$ 曲线如图 2 所示。结构材料的疲劳极限与破坏强度之间的关系为

$$\sigma_e = \lambda \cdot \sigma_b \quad (7)$$

式中： λ 为疲劳比，其值与材料有关，对于铝合金一般为 0.25~0.30，钛合金、高强度钢在 0.4 左右，复合材料结构取值较为复杂，与组分比例、铺层方式等特征相关，一般为 0.4~0.7。

图2 材料疲劳性能 $S-N$ 曲线Fig. 2 $S-N$ curve of material fatigue performance

联立式(3)、式(6)、式(7)，则式(4)可以表示为

$$L_{SLT} = f_2 \cdot S_{\max} = (k \cdot \lambda \cdot f_1) \cdot S_{\max} \quad (8)$$

从式(8)可以看出：两类 $SLTL$ 选取方式中 f_1 与 f_2 的联系，以研究较多的铝合金结构为例， f_1 取 50%、 k 取 1.5、 λ 为 0.27 时，基于式(8)， f_2 为 20%，与 2.2 节给出的统计结果“金属结构 f_2 的值一般在 0~20%”基本吻合，这也就解释了为什么两种选取方式本质上是一致的。由此，在实际工程中可以初步给出一个 $SLTL$ 标准，即 $f_1=50\%$ ，考虑具体结构材料的分散性、设计裕度、载荷谱特征等因素的影响，基于式(8)对 $SLTL$ 进行合适地选取与调整，在缺乏试验数据的情况下，这样给出的 $SLTL$ 有一定的合理性。

对于少数 λ 值较高 ($\lambda > 0.4$) 的金属结构材料，在结构安全系数 k 取 1.5，同时优先满足 DUL 的设计指标的情况下，该类结构基本不会产生疲劳问题，在满足静强度验证要求的基础上可不进行疲劳试验验证，或即使仍需疲劳试验验证，其试验谱的 f_2 值可以取的非常高，比如 λ 为 0.45、 f_1 取 80% 时，相应地 f_2 取 54%，超过了表 2 统计给出的所有 f_2 的取值水平，尤其对于运输类载荷谱，该 f_2 值将使得几乎全部载荷都被截除，只保留极少部分大载荷，即载荷谱中绝大部分中小载荷基本都不产生疲劳损伤。对于复合材料结构，工业界普遍采用考虑冲击损伤阻抗的许用应变设计方法，在目前相对保守的设计理念下，基本不存在疲劳破坏的可能，即“静力覆盖疲劳”，其 $SLTL$ 的确定暂未成为一个值得关注的问题。

进一步考虑不同类型飞机载荷谱特征下 $SLTL$ 的确定，飞机结构设计限制过载为 $n_{y,\max}$ ，假定结构在最大载荷下也未发生屈服，外载荷到结构细节应力之间的传递呈线性关系，则有：

$$S_{\max} = n_{y,\max} \cdot S_{1g} \quad (9)$$

式中： S_{1g} 为结构细节在 1g 过载下的应力； $n_{y,\max}$ 为飞机结构设计限制过载，对于运输类飞机一般取 2.5，对于机动类飞机取 7~10。很多运输类飞机载荷谱会给出平均飞行应力 S_{mf} 某一比率 f_3 形式的 $SLTL$ ，其 $S_{mf} = S_{1g}$ 。根据式(8)、式(9)，该类 $SLTL$ 形式可表示为

$$L_{SLT} = f_3 \cdot S_{1g} = (f_2 \cdot n_{y,\max}) \cdot S_{1g} \quad (10)$$

仍以铝合金代表的航空金属结构材料为例，由式(10)可以针对不同类型飞机载荷谱给出合适的 $SLTL$ ， f_2 取 20% 时，相应地，对运输类载荷谱， $n_{y,\max}$ 取 2.5 时有 $f_3=0.5$ ，对机动类载荷谱， $n_{y,\max}$ 取 8 时有 $f_3=1.6$ ，即相应运输类飞机可以截除低于 0.5g 的载荷，机动类飞机可以截除低于 1.6g 的载荷。

载荷谱的谱形对 $SLTL$ 的选取也有影响。不同类型飞机载荷谱的谱形不同，运输机、轰炸机等运输类飞机载荷谱的超越频次曲线呈陡峭特征，而歼击机、教练机等机动类飞机载荷谱的超越频次曲线呈扁平特征，如图 3 所示。相应地，疲劳损伤随载荷的分布也不同，一般运输类飞机载荷谱的疲劳损伤主要集中在大量的中低载荷段，而机动类飞机载荷谱下的疲劳损伤多集中在中等载荷段，因此运输类载荷谱的 $SLTL$ 可以比机动类载荷

谱取得适当低一些,同时由于谱形上的差异,一般运输类飞机载荷谱简化后的循环数比值 α 也要比机动类飞机载荷谱的更低一些。

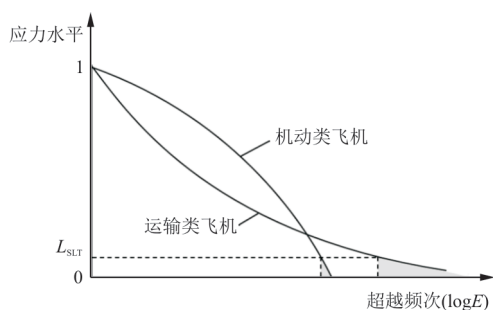


图3 载荷谱谱形对低载截除的影响

Fig. 3 Effects of load spectrum shape on small-load truncation

4 结 论

1) 飞机结构疲劳载荷谱低载截除水平的选取主要分为“基于材料疲劳极限的SLTL”与“基于谱最大载荷的SLTL”两大类,本质上两种选取方式是一致的,后者结合了飞机载荷与结构材料的特点,是对前者的延伸。

2) 基于本文给出的分析模型,可以初步给出一个SLTL选取标准——材料疲劳极限的50%,再结合具体结构材料疲劳特性、载荷谱特征、结构强度设计裕度、实际试验条件等,进一步调整并确定SLTL对应的具体载荷水平。

3) 本文给出的相关数据与分析过程可为实际工程中载荷谱简化时低载截除水平试验确定的初值选取提供参考,也为缺乏试验支撑条件下飞机结构疲劳试验载荷谱低载截除水平的确定提供参考。

参 考 文 献

[1] 雷晓欣,张彦军,纪露明,等. 疲劳开裂结构等效分析谱构造方法[J]. 航空学报, 2017, 38(s1): 108-112.
LEI Xiaoxin, ZHANG Yanjun, JI Luming, et al. Equivalent analysis spectrum construction method for aircraft structure containing cracks[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2017, 38(s1): 108-112. (in Chinese)

[2] 刘学君,杨晓华,万贺. 基于DFR法的复杂载荷谱的等损伤简化方法[J]. 南京航空航天大学学报, 2014, 46(3): 408-412.
LIU Xuejun, YANG Xiaohua, WAN He. Equal damage simplified technique of complicated load spectrum based on DFR[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2014, 46(3): 408-412. (in Chinese)

[3] 中国人民解放军总装备部. 军用飞机结构强度规范 第6部分: 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 Equipment Department of PLA. Military airplane structural strength specification part 6: repeated loads, durability and damage tolerance: GJB 67. 6A—2008 [S]. Beijing: General Equipment Department of PLA, 2008. (in Chinese)

[4] 国防科学技术工业委员会. 军用飞机结构完整性大纲 飞机要求: GJB 775. 1—89[S]. 北京: 国防科学技术工业委员会, 1989.
Commission of Science, Technology and Industry for National Defense of the PRC. Military aircraft structural integrity program: airplane requirements: GJB 775. 1—89 [S]. Beijing: Commission of Science, Technology and Industry for National Defense of the PRC, 1989. (in Chinese)

[5] Department of Defense. Joint service specification guide: aircraft structures: JSSG—2006[S]. USA: Department of Defense, 1998.

[6] DE JONGE J B, SCHÜTZ D, LOWAK H, et al. A standardized load sequence for flight simulation tests on transport aircraft wing structures [R]. Netherlands: National Aerospace Laboratory, 1973.

[7] AICHER W, BRANGER J, VAN DIJK G M, et al. Description of a fighter aircraft loading standard for fatigue evaluation[R]. Netherlands: National Aerospace Laboratory, 1976.

[8] LOWAK H, DE JONGE J B, FRANZ J, et al. Minitwist: a shortened version of twist [R]. Netherlands: National Aerospace Laboratory, 1979.

[9] CEAT. Report M7 681 900[R]. [S. l.]: Centre d'Essais Aeronautique de Toul, 1980.

[10] SCHIJVE J. The significance of flight-simulation fatigue tests [R]. Netherlands: Delft University of Technology, 1985.

[11] HEULER P, SEEGER T. A criterion for omission of variable amplitude loading histories[J]. International Journal of Fatigue, 1986, 8(4): 225-230.

[12] YAN J H, ZHENG X L, ZHAO K. Experimental investigation on the small-load-omitting criterion[J]. International Journal of Fatigue, 2001, 23(5): 403-415.

[13] 张海英,董登科,陈莉,等. 疲劳裂纹扩展试验的一种低载截除方法[J]. 机械强度, 2016, 38(6): 1216-1219.
ZHANG Haiying, DONG Dengke, CHEN Li, et al. A low-load-truncation method for fatigue crack growth tests [J]. Journal of Mechanical Strength, 2016, 38(6): 1216-1219. (in Chinese)

[14] 张侃,董登科,陈莉. 疲劳裂纹扩展试验用载荷谱简化方法研究[J]. 机械强度, 2015, 37(5): 845-848.
ZHANG Kan, DONG Dengke, CHEN Li. Research on simplification of loading spectrum for fatigue crack growth test[J]. Journal of Mechanical Strength, 2015, 37(5): 845-848. (in Chinese)

[15] HOMOLA P, REK R, BÉHAL J Í. 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.

- [16] BAO R, ZHANG X. Fatigue crack growth behaviour and life prediction for 2324-T39 and 7050-T7451 aluminium alloys under truncated load spectra[J]. *International Journal of Fatigue*, 2010, 32(7): 1180-1189.
- [17] TIAN H, BAO R, ZHANG J, et al. Influence of low load truncation level on crack growth for Al 2324-T39 and Al 7050-T7451[J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2009, 22(4): 401-406.
- [18] SCHUBBE J J. Evaluation of fatigue life and crack growth rates in 7050-T7451 aluminum plate for T-L and L-S oriented failure under truncated spectra loading[J]. *Engineering Failure Analysis*, 2009, 16(1): 340-349.
- [19] 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(3): 363-370. (in Chinese)
- [20] 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)
- [21] LIN H Y, YAO W X, XU L P, et al. Probabilistic tolerance method for omitting small fatigue loads[J]. *Transactions of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics*, 2020, 37(5): 676-681.
- [22] 谢飞, 姚卫星, 金甲, 等. 铝合金缺口载荷谱小载荷删除与试验验证[J]. *南京航空航天大学学报*, 2017, 49(1): 60-66.
XIE Fei, YAO Weixing, JIN Jia, et al. Small load omitting approach in load spectra for aluminum-alloy notched specimens and experiment verification[J]. *Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics*, 2017, 49(1): 60-66. (in Chinese)
- [23] 金甲, 姚卫星, 谢飞, 等. 疲劳载荷谱 B 氏等效与试验验证[J]. *航空科学技术*, 2016, 27(7): 57-63.
JIN Jia, YAO Weixing, XIE Fei, et al. Equivalence of fatigue load spectra based on B-distance with experimental verification[J]. *Aeronautical Science & Technology*, 2016, 27(7): 57-63. (in Chinese)
- [24] WANG C J, YAO W X, XIA T X. A small-load-omitting criterion based on probability fatigue[J]. *International Journal of Fatigue*, 2014, 68: 224-230.
- [25] DE JONGE J B, NEDERVEEN A, TROMP P J. The effect of gust alleviation on fatigue in 2024-T3 Alclad [R]. Netherlands: National Aerospace Laboratory, 1978.
- [26] International SAE. Composite materials handbook volume 3: polymer matrix composites: materials usage, design and analysis[M]. Wichita: SAE International, 2012.
- [27] KASSAPOGLOU C. Fatigue model for composites based on the cycle-by-cycle probability of failure: implications and applications[J]. *Journal of Composite Materials*, 2009, 45(3): 261-277.
- [28] POTTER J M, WATANABE R T. Development of fatigue loading spectra [M] // SCHUTZ W. Standardized stress-time histories: an overview. West Conshohocken, PA: ASTM International, 1989: 3-16.
- [29] POTTER J M, WATANABE R T. Development of fatigue loading spectra [M] // FOWLER K R, WATANABE R T. Development of jet transport airframe fatigue test spectra. West Conshohocken, PA: ASTM International, 1989.
- [30] LANCIOTTI A, LAZZERI L. Effects of spectrum variations on fatigue crack growth[J]. *International Journal of Fatigue*, 1992, 14(5): 319-324.
- [31] 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. (in Chinese)
- [32] BADALIAN R, DILL H D. Effects of fighter attack spectrum on composite fatigue life [R]. Ohio: Air Force Wright Aeronautical Laboratories, 1981.
- [33] PHILLIPS E P. Effects of truncation of a predominantly compression load spectrum on the life of a notched graphite/epoxy laminate [R]. Hampton: NASA Langley Research Center, 1981.
- [34] CLARK G, VAN BLARICUM T J. Load spectrum modification effects on fatigue of impact-damaged carbon fibre composite coupons[J]. *Composites*, 1987, 18(3): 243-251.
- [35] ASHTON H. Damage tolerance and durability testing for F/A-18 E/F composite materials structures [C] // 37th Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference and Exhibit. Salt Lake City: AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC, 1996.
- [36] SCHON J. Spectrum fatigue loading of composite bolted joints: small cycle elimination [J]. *International Journal of Fatigue*, 2006, 28(1): 73-78.
- [37] SCHÖN J, NYMAN T. Spectrum fatigue of composite bolted joints[J]. *International Journal of Fatigue*, 2002, 24(2): 273-279.
- [38] NYMAN T, ANSELL H, BLOM A. Effects of truncation and elimination on composite fatigue life [J]. *Composite Structures*, 2000, 48(4): 275-286.
- [39] JOO Y, LEE W, SEO B, et al. Introduction of developing fatigue load spectrum for full-scale fatigue test of composite aircraft [J]. *International Journal of Aeronautical and Space Sciences*, 2020, 21: 681-692.

作者简介:

曹 镜(1997-),男,博士研究生。主要研究方向:飞机结构疲劳及载荷谱设计。

姚卫星(1957-),男,博士,教授。主要研究方向:飞机结构的疲劳、优化、可靠性设计等。

(编辑:丛艳娟)