DOI:10.11918/j.issn.0367-6234.201709120

机身壁板 LBW 结构 DFR 值试验测定及理论计算

张增焕[1], 陶 汪[2], 张澐龙[2], 姜 梦[2], 陈彦宾[2], 李 昊[1]

(1.国家商用飞机制造工程技术研究中心, 上海 200436;
2.先进焊接与连接国家重点实验室(哈尔滨工业大学), 哈尔滨 150001)

摘 要: 飞机机身壁板是疲劳的关键位置,空客公司首先在飞机机身壁板采用激光焊接(LBW)结构代替传统铆接结构. 为评价该激光焊接结构的疲劳性能,结合试验测定和统计学理论计算两种方法,对两组新型铝锂合金 2060-T3 激光焊接焊后热处理(PWHT,即焊后固溶+时效热处理和焊后时效热处理)结构进行疲劳试验、断口分析及细节疲劳额定强度(DFR 值)分析,分别计算了试验测定 DFR 值和理论 DFR 值. 分析结果表明,试验测定焊后固溶+时效热处理激光焊接结构的 DFR 值为 118.0 MPa,焊后时效热处理的 DFR 值为 113.7 MPa,理论 DFR 值分别为 115.8 MPa(误差为 1.86%)和 112.2 MPa(误差为 1.32%);两组结构均在焊趾处产生裂纹源,裂纹沿板材厚度方向进行扩展,裂纹扩展区均表现为脆性解理河流花样,不同的是前者瞬断区为微孔聚集型断裂,断口存在大量微小韧窝,后者瞬断区为沿晶断裂,断口存在大量晶粒;采用统计学理论计算,可以较好地还原威布尔分布的形状参数,验证了统计学理论分析方法的工程适用性,为机身壁板 LBW 结构的 DFR 值测定提供了参考依据.

关键词: 激光焊接;疲劳;细节疲劳额定值;统计学;威布尔分布
中图分类号: TG456.7 **文献标志码**: A **文章编号**: 0367-6234(2018)11-0017-06

DFR value testing and theoretical calculation on laser beam welded structures of fuselage panel

ZHANG Zenghuan[1], TAO Wang[2], ZHANG Yunlong[2], JIANG Meng[2], CHEN Yanbin[2], LI Hao[1]

(1.Shanghai Aircraft Manufacturing Co., Ltd., Shanghai 200436, China;
2.State Key Laboratory of Advanced Welding and Joining (Harbin Institute of Technology), Harbin 150001, China)

Abstract: The aircraft fuselage panel is the key position of fatigue. To evaluate the fatigue performance of the laser beam welded (LBW) structures which are first applied in aircraft fuselage panel by Airbus Company instead of traditional riveted structure, two methods of experimental determination and statistical theoretical calculation were used. The fatigue tests, fracture analyses and detail fatigue rating (DFR) analyses were carried out on two groups of laser beam welded structures which were obtained by different post weld heat treatment (PWHT) processes(solid solution + aging treatment, and aging treatment) with the new type of aluminum lithium alloy 2060-T3, and the test DFR value was acquired as well as the theoretical DFR value. The analysis results show that the test DFR value of the solid solution + aging treatment is 118.0 MPa and the one of aging treatment is 113.7 MPa. The theoretical DFR values for them are 115.8 MPa (the relative error is 1.86%) and 112.2 MPa (the relative error is 1.32%), respectively. The source of cracks in the two structures is produced both at the weld toe. The crack propagates along the thickness of the plate and the crack propagation area is characterized by brittle cleavage river pattern. The difference is that final fracture region of the former is characterized by micropore aggregation fracture with many small dimples in the fracture, and the one of the latter is intergranular fracture with many grains in the fracture. The theoretical analysis can be used to restore the Weibull shape parameter, to verify the applicability of the theory of statistical analysis method, and to provide the reference for the DFR value of laser beam welded structures of fuselage panel.

Keywords: laser beam welding; fatigue; detail fatigue rating; statistics; Weibull distribution

细节疲劳额定值法(DFR 法)是 20 世纪 70 年代美国波音公司提出的快速疲劳分析方法,目前广泛应用在飞机铆接结构抗疲劳耐久性设计上[1-5]. 针对铆接结构,国内学者主要利用有限元分析或理论计算对模拟部件进行 DFR 法寿命分析和结构优化设计,从而验证 DFR 法的工程适用性[2-4]. 现如今,飞机轻量化是现代航空运输的中心议题,传统铝

收稿日期: 2017-09-21
基金项目: 中国商用飞机有限责任公司科技创新基金(SAMC15-JS-15-018)
作者简介: 张增焕(1985—),女,硕士
通信作者: 陶 汪,taowang81@sina.com

合金铆接结构不能满足当今航空制造业的迫切需求,飞机结构需要采用新型材料或先进的加工工艺. 空客公司采用铝锂合金代替传统铝合金,飞机减重 10~20%,刚度提高 15~20%[6-7];采用激光焊接代替铆接工艺,机身进一步减重、成本降低[8-9]. 而铝锂合金激光焊接会使接头力学性能下降[10-11],需要采用合适的焊后热处理工艺提高接头静载和疲劳强度[12-14]. 目前,我国对于 2060 这种新型铝锂合金的激光焊接仅局限于静载性能分析[14-15],而疲劳性能数据不完备.

本文针对铝锂合金 2060-T3 激光焊接结构,采用两组焊后热处理工艺,结合试验测定和统计学理论计算两种方法,获得两组焊后热处理下的铝锂合金 LBW 结构件的 DFR 值,并结合扫描电镜观察疲劳断口特征,研究微观结构对两组结构疲劳性能的影响,为飞机工程应用提供数据参考.

1 试验

1.1 试件材料与方法

采用厚度为 1.5 mm 的轧制板材 2060-T3 铝锂合金作为试验材料,直径为 1.2 mm 的 ER4047 焊丝作为填充焊丝,它们的化学成分见表 1. 试验前对试验材料分别进行 NaOH 溶液去氧化膜、HNO_3 溶液中和、清水清洗并烘干. 采用正面和背面同时后侧氩保护气保护、正面前侧填丝激光对接焊接方法,激光焊接方法示意图见图 1,工艺参数为:激光功率 2300 W,焊接速度 3.5 m/min,送丝速度 2 m/min,保护气流量 15 L/min. 此时得到的对接接头焊缝外观成形及横截面如图 2,焊缝无明显气孔及裂纹,接头焊接质量良好.

焊前材料处于 T3 热处理状态,必须经过焊后热处理(PWHT)后才能进行服役,热处理后的接头强度可与 2060-T8 母材进行比较,后者可直接用于飞机蒙皮铆接结构,后者的抗拉强度为 501MPa[14]. 采用两组焊后热处理工艺:1)固溶 500 ℃/1 h,水淬处理,随后时效 165 ℃/20 h,空冷(固溶+时效处理);2)时效 165 ℃/20 h,空冷(时效处理). 组别分别定义为 A 和 B 两组,两组焊后热处理后的焊接接头抗拉强度分别为 375 MPa 和 430 MPa,分别是 2060-T8 母材的 74.9%和 85.8%,B 组抗拉强度高于 A 组.

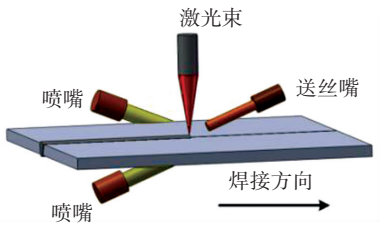


图 1 激光焊接示意

Fig.1 Schematic diagram of laser beam welding

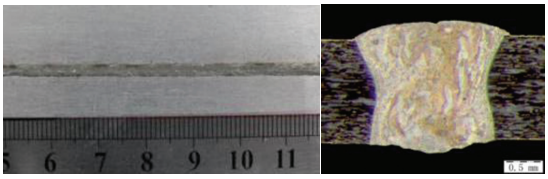


图 2 对接接头焊缝外观成形及横截面

Fig.2 Weld appearance and cross section of butt joint

1.2 试验装置与条件

为测定 LBW 结构的 DFR 值,验证结构能否满足设计指标要求,选择了 A 和 B 两组结构试件进行疲劳试验,DFR 值的测定方法与试验步骤按照 HB7110-1994《金属材料细节疲劳额定强度截止值(DFR_{cutoff})试验方法》[16]进行,应力比 R = 0.06,试验载荷波形为正弦波形. 疲劳性能测试在美国 MTS 公司设计生产的疲劳试验机 MTS-809 进行,加载方向与焊缝方向垂直,正弦波加载,频率 10Hz,试验件尺寸见图 3. 试验件按照焊后热处理工艺分为 2 组,每组 9 件. 采用 HITACHI S-3400N 扫描电镜对两组结构的疲劳断口进行观察分析.

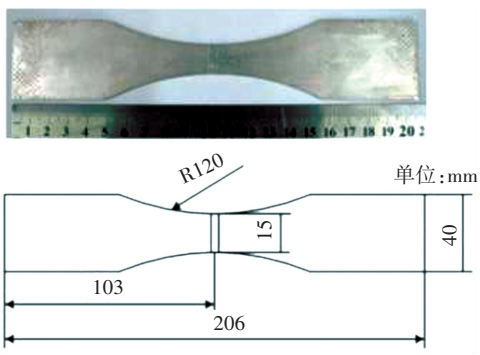


图 3 试验件尺寸示意

Fig.3 Schematic diagram of test piece size

表 1 2060 铝锂合金及填充焊丝化学成分

Tab.1 Chemical compositions of 2060 aluminium lithium alloy and filler wire (mass fraction, %)

材料	Cu	Li	Si	Mg	Zn	Mn	Zr	Ag	Fe	Al
蒙皮: 2060-T3	3.9	0.8	0.02	0.7	0.32	0.29	0.1	0.34	0.02	余量
填充焊丝: 4047	<0.001	—	11.52	0.01	0.001	0.01	—	—	0.02	余量

1.3　试验载荷

采用单点法研究细节疲劳额定强度值，应力比 $R = 0.06$，为满足特征寿命 $\beta = 1.5\times10^5 \sim 4\times10^5$ 区间，需要选择一应力水平且有效值不少于 5 件. 经摸索，两个组别均选取最大应力 $\sigma_{max} = 110$ MPa.

1.4　试验结果

A 组和 B 组分别进行 9 件的疲劳测试试验，各试验件的疲劳寿命见表 2. 两组结构断裂方式一样，试验过程中，所有试件均在焊趾处的热影响区首先开裂，产生裂纹源，此处为带有余高的焊缝和母材的连接位置，应力集中最大见图 4.

表 2　两组焊后热处理下的 LBW 结构的疲劳寿命

Tab.2　Fatigue life of LBW structure under two kinds of PWHTs

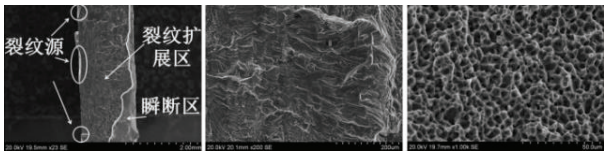
序号	疲劳寿命 N/ 次	
	A 组	B 组
1	458 796	404 376
2	397 330	296 941
3	305 176	268 953
4	282 531	255 310
5	166 603	190 424
6	161 798	169 203
7	156 730	164 714
8	152 401	129 067
9	146 491	127 663



图 4　疲劳试件断裂位置

Fig.4　Fracture position of fatigue specimen

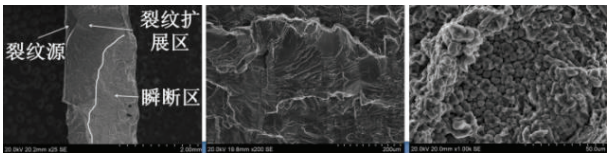
两组的疲劳断口形貌存在一定的异同点. 宏观断口形貌如图 5(a) 和图 6(a) 所示，疲劳断口均含有 3 个典型区域：疲劳源区、裂纹扩展区和瞬断区. 疲劳源的形成与表面微观缺陷、焊缝成形等应力集中区域有密切关系，因此同一组别的试件疲劳源数量也不尽相同. 疲劳扩展区如图 5(b) 和图 6(b)，其最重要的微观特征是一系列相互平行且略带弯曲的疲劳辉纹，疲劳辉纹的宽度与扩展速率有关，比较发现，A 组的疲劳辉纹细密，规律性较好；B 组的规律性较差. 瞬断区如图 5(c) 和图 6(c)，其断口特征与静载拉伸的断口一致，两组的瞬断区微观断裂机制不同，A 组表现为微孔聚集型断裂，断口上有许多微小韧窝存在；B 组表现为沿晶断裂，断口上分布大量晶粒.



(a) 宏观断口　　(b) 扩展区　　(c) 瞬断区

图 5　A 组疲劳断口形貌

Fig.5　Fatigue fracture morphology for Group A



(a) 宏观断口　　(b) 扩展区　　(c) 瞬断区

图 6　B 组疲劳断口形貌

Fig.6　Fatigue fracture morphology for Group B

2　试验 DFR 值测定

2.1　试验 DFR 值测定方法

经大量试验验证及实际统计资料，由于加工精度、原始缺陷以及使用环境等因素的影响，使得名义上一致的结构件在试验或使用过程中其疲劳寿命是一个呈双参数威布尔 (Weibull) 分布的随机变量[17]，其寿命的表达式见式(1).

$$F(N) = 1 - \exp\left[-\left(\frac{N}{\beta}\right)^{\alpha}\right]. \tag{1}$$

式中：β 为结构的特征寿命；α 为形状参数，决定着威布尔分布的分布密度曲线的形状；N 为结构的疲劳寿命.

2.1.1　计算结构特征寿命 β 的点估计值 $\hat{\beta}$

通常情况不能确定所研究的结构件总体的特征寿命 β，而是对一个样本容量 n 的统计样本进行估计，N_i 为第 i 件试件的寿命，这里采用点估计. 特征寿命的点估计值 $\hat{\beta}$ 如式(2)[16].

$$\hat{\beta} = \left(\frac{1}{n}\sum_{i=1}^{n} N_i^{\alpha}\right)^{1/\alpha}. \tag{2}$$

对铝合金材料，采用形状参数 $\alpha = 4$；本试验中，$n = 9$.

2.1.2　计算结构的可靠性寿命 $N_{95/95}$

结构的可靠性寿命 $N_{95/95}$ 是在规定了可靠度、置信度后修正了试件与实际结构的差异之后的寿命值，表达式如式(3)[16].

$$N_{95/95} = \frac{\hat{\beta}}{S_T \cdot S_R \cdot S_C}. \tag{3}$$

式中：标准试样的试样系数 $S_T = 1$；铝合金的可靠性系数 $S_R = 2.1$；置信度 $C = 95\%$ 的置信度系数 S_C 见表 3. 本试验中，$n = 9$，选取 $S_C = 1.12$.

表 3 置信度系数

Tab.3 Confidence coefficient

n	3	4	5	6	7	8	9
S_C	1.195	1.175	1.16	1.15	1.13	1.125	1.12

2.1.3 单点法求解细节疲劳额定强度 DFR 值

试验计算中,细节疲劳额定强度 DFR 值的计算公式如式(4)[16]所示.

$$\text{DFR 值} = 0.94\sigma_{m_0}/[(0.94\sigma_{m_0}/\sigma_{\max}\cdot S^{(5-\lg N_{95/95})} - (0.47S^{(5-\lg N_{95/95})} - 0.53) - (0.028\,2S^{(5-\lg N_{95/95})} + 0.031\,8)]. \quad (4)$$

式中:铝合金的 S-N 曲线斜度参量 $S = 2$,破坏应力 $\sigma_{m0} = 310$ MPa.

2.2 试验 DFR 值测定结果

经依次计算特征寿命 β、可靠性寿命 $N_{95/95}$ 和 DFR 值, 两组试件的试验 DFR 值见表 4.

表 4 试验测定 DFR 值结果

Tab.4 Results of test DFR value

组别	$\hat{\beta}$	$N_{95/95}$	DFR 值/MPa
A 组	313 861	133 444	118.0
B 组	269 404	114 542	113.7

从表 4 可以看出,对于激光焊接结构,采用固溶+时效处理(A 组)的特征寿命、可靠性寿命和细节疲劳额定强度比时效处理(B 组)的均略高,但相差不大.

3 理论 DFR 值计算

由式(3)、(4)可知,特征寿命直接影响可靠性寿命和 DFR 值的精确性,故对特征寿命的分析显得十分重要. 而由式(2)可知,特征寿命不仅依赖于疲劳寿命 N,而且依赖于形状参数 α, 因此形状参数的理论值是影响后续计算结果的主要因素,本节采用统计学分析方法对形状参数 α 的理论值进行计算分析.

对式(1)移项后两次取自然对数得到式(5).

$$\ln\ln\frac{1}{1-F(N)} = \alpha\ln N - \alpha\ln\beta. \quad (5)$$

令 $y = \ln\ln\dfrac{1}{1-F(N)}$, $x = \ln N$, $k = \alpha$, $b = -\alpha\ln\beta$, 则式(5)成为直线方程式:

$$y = kx + b. \quad (6)$$

利用 Origin 软件采用最小二乘法进行线性拟合, 便可以求出线性系数 k 和 b,从而计算出威布尔分布参数 α 和 β.

按照上述方法先对试件的疲劳寿命数据进行拟合,结果如表 5、6 所示.

对表 5 的 A 组疲劳寿命数据进行线性拟合,得到 $k = 1.923\,59$, $b = -24.196\,85$,线性相关系数 $r = 0.751\,17$. 查阅相关系数检验表,当 $n - 2 = 7$ 且置信度为 95% 时,相关系数 $r_a = 0.666$, $r > r_a$,因此满足双参数威布尔分布. 求得此时的威布尔分布参数:形状参数 $\alpha_A = 1.92$,特征寿命 $\beta_A = 290\,397$. 此时分布函数为 $F(N) = 1 - \exp[-(\dfrac{N}{290\,397})^{1.92\,359}]$,求导得到分布函数概率密度为 $f(N) = \dfrac{1.923\,59}{290\,397}\cdot(\dfrac{N}{290\,397})^{0.923\,59}\exp[-(\dfrac{N}{290\,397})^{1.923\,59}]$.

表 5 A 组疲劳寿命、破坏率及其换算

Tab.5 Fatigue life, failure probability, conversion for A

序号	疲劳寿命, N	疲劳寿命对数运算, $x = \ln N$	破坏率, $F(N) = \dfrac{i}{1+n}$	$y = \ln\ln\dfrac{1}{1-F(N)}$
1	458 796	13.036 36	0.9	0.834 03
2	397 330	12.892 52	0.8	0.475 88
3	305 176	12.628 64	0.7	0.185 63
4	282 531	12.551 54	0.6	−0.087 42
5	166 603	12.023 37	0.5	−0.366 51
6	161 798	11.994 10	0.4	−0.671 73
7	156 730	11.962 28	0.3	−1.030 93
8	152 401	11.934 27	0.2	−1.499 94
9	146 491	11.894 72	0.1	−2.250 37

表 6 B 组疲劳寿命、破坏率及其换算

Tab.6 Fatigue life, failure probability, conversion for B

序号	疲劳寿命, N	疲劳寿命对数运算, $x = \ln N$	破坏率, $F(N) = \dfrac{i}{1+n}$	$y = \ln\ln\dfrac{1}{1-F(N)}$
1	404 376	12.910 1	0.9	0.834 03
2	296 941	12.601 29	0.8	0.475 88
3	268 953	12.502 29	0.7	0.185 63
4	255 310	12.450 23	0.6	−0.087 42
5	190 424	12.157 01	0.5	−0.366 51
6	169 203	12.038 85	0.4	−0.671 73
7	164 714	12.011 97	0.3	−1.030 93
8	129 067	11.768 09	0.2	−1.499 94
9	127 663	11.757 15	0.1	−2.250 37

对表 6 的 B 组疲劳寿命数据进行线性拟合, 得到 $k = 2.384\,02$, $b = -29.680\,35$,线性相关系数 $r = 0.900\,87$. 查阅相关系数检验表,当 $n - 2 = 7$ 且置信度为 95% 时,相关系数 $r_a = 0.666$, $r > r_a$,因此满足双参数威布尔分布. 求得此时的威布尔分布参数:形状参数 $\alpha_B = 2.38$,特征寿命 $\beta_B = 255\,175$. 此时分布函数为 $F(N) = 1 - \exp[-(\dfrac{N}{255\,175})^{2.384\,02}]$,求导

得到分布函数概率密度为 $f(N)=\frac{2.384\ 02}{255\ 175}\cdot\left(\frac{N}{255\ 175}\right)^{1.384\ 02}\exp\left[-\left(\frac{N}{255\ 175}\right)^{2.384\ 02}\right]$.

将形状系数 α_A、α_B 和特征寿命 β_A、β_B 分别带入到式(3) 和式(4)，获得的可靠性寿命 $N_{95/95}$ 和 DFR 值如表 7 所示. 可以看出，两组理论计算的形状参数 α 均比标准中给出的 $\alpha=4$ 小.

表 7　理论 DFR 值计算结果

Tab.7　Calculation results of theoretical DFR value

组别	α	β	$N_{95/95}$	DFR 值/MPa
A 组	1.92	290 397	123 468	115.8
B 组	2.38	255 175	108 493	112.2

4　试验测定与理论计算对比

将试验测定 DFR 值与理论计算 DFR 值进行对比分析见表 8. 图 7 为 A 组和 B 组疲劳寿命的威布尔分布函数概率密度的试验和理论曲线.

对比后发现如下结论：

1)由表 8 看出，理论计算 DFR 值与试验测定 DFR 值基本相当，且理论计算 DFR 值相对保守；

2)对于 LBW 结构，在相同焊接工艺参数下采用焊后固溶+时效热处理的疲劳性能略优于焊后时效热处理；

3)由图 7 看出，两组 LBW 结构疲劳寿命都可以用双参数威布尔分布来描述，理论 DFR 值的概率密度曲线形态比试验 DFR 值更宽，疲劳寿命的分散性更大.

表 8　试验测定 DFR 值与理论计算 DFR 值对比

Tab.8　Contrast between test and theoretical DFR value

组别	试验 DFR/MPa	理论 DFR/MPa	误差/%
A 组	118.0	115.8	1.86
B 组	113.7	112.2	1.32

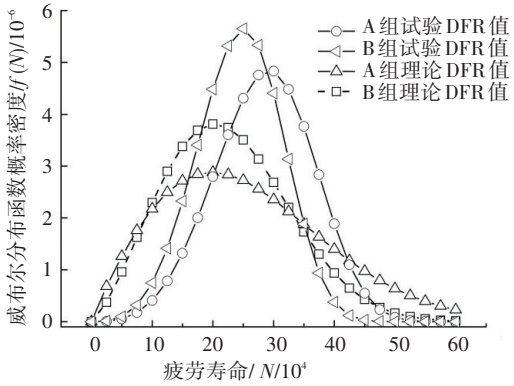


图 7　两组疲劳寿命的威布尔分布函数概率密度

Fig.7　Weibull distribution function probability density for two groups of fatigue life

5　结　论

1)针对机身壁板铝锂合金 2060-T3 激光焊接结构，相比于焊后固溶+时效热处理，采用焊后时效热处理的激光焊接结构具有较高的静载拉伸强度，同时也可以保证较高的疲劳性能，所以该结构适合采用焊后时效 165 ℃/20 h 热处理工艺.

2)分别采用试验测定和统计学理论计算两种方法确定了该结构 DFR 值，结果表明理论分析能够较好地还原威布尔分布的形状参数，验证了统计学理论分析方法的工程适用性，为机身壁板 LBW 结构的 DFR 值测定提供了参考依据.

参考文献

[1] 郑晓玲. 民机结构耐久性与损伤容限设计手册(上册)疲劳设计与分析[M]. 北京：航空工业出版社，2003：1
ZHENG Xiaoling. Handbook of civil aircraft structural durability and damage tolerance design. Fatigue design and analysis (Vol.1) [M]. Beijing：Aviation Industry Press，2003：1

[2] 张志楠，王新波，谭申刚. 机翼壁板斜搭接结构 DFR 值试验测定及理论计算[J]. 工程力学，2016，33(6)：230. DOI：10.6052/ j.issn.1000-4750.2014.10.0891
ZHANG Zhinan，WANG Xinbo，TAN Shen'gang. DFR value testing and theoretical calculation on scarfed lap joint of airfoil [J]. Engineering Mechanics，2016，33(6)：230. DOI：10.6052/ j.issn.1000-4750.2014.10.0891

[3] 陈滨琦，曾建江，王一丁，童明波. DFR 法在结构疲劳优化设计中的应用[J].航空学报，2013，34(5)：1122. DOI：10.7527/ S1000-6893.2013.0201
CHEN Binqi，ZENG Jianjiang，WANG Yiding，TONG Mingbo. Application of DFR method to optimal fatigue design of structures [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica，2013，34(5)：1122. DOI：10.7527/ S1000-6893.2013.0201

[4] 董彦民，刘文斑. 典型壁板连接件 DFR 值试验测定[J]. 工程力学，2012，29(11)：355. DOI：10.6052/ j.issn.1000-4750.2010.09.0657
DONG Yanmin，LIU Wenting. The DFR value testing on the typical panel lap joints [J]. Engineering Mechanics，2012，29(11)：355. DOI：10.6052/ j.issn.1000-4750.2010.09.0657

[5] 黄啸，刘建中，马少俊，胡本润. 细节疲劳额定强度计算参量取值敏感性研究[J]. 航空学报，2012，33(5)：863-870
HUANG Xiao，LIU Jianzhong，MA Shaojun，HU Benrun. Sensitivity analysis of the parameters in detail fatigue rating equation [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica，2012，33(5)：863

[6]邱惠中，吴志红. 国外航天材料的新进展[J]. 宇航材料工艺，1997，27(4)：5
QIU Huizhong，WU Zhihong. Development of aerospace materials abroad [J]. Hot Working Technology，1997，27(4)：5

[7] LEQUEU P. Aluminum [J]. Advanced Materials & Processes，2008，166(2)：47

[8] 陈亚莉. 铝合金在航空领域中的应用[J]. 有色金属加工，2003，32(2)：11. DOI：10.3969/ j.issn.1671-6795.2003.02.003.
CHEN Yali. Application of aluminum alloys to aircraft [J]. Nonferrous Metals Processing，2003，32(2)：11. DOI：10.3969/ j.issn.

1671-6795.2003.02.003

[9] PACCHIONE M, TELGKAMP J. Challenges of the metallic fuselage [C]//25th International Congress of the Aeronautical Sciences. Hamburg, Germany, 2006: 1

[10]许飞, 陈俐, 巩水利, 李晓延, 杨璟. 铝锂合金激光填丝焊接接头组织性能研究[J]. 稀有金属材料与工程, 2011, 40(10): 1775
XU Fei, CHEN Li, GONG Shuili, LI Xiaoyan, YANG Jing. Microstructure and mechanical properties of Al-Li alloy by laser welding with filler wire [J]. Rare Metal Materials and Engineering, 2011, 40(10): 1775

[11]林凯莉, 杨武雄, 吕俊霞, 肖荣诗. 2198-T851 铝锂合金激光焊接工艺研究[J]. 中国激光, 2014, 41(1): 0103007—1. DOI: 10.3788/ CJL201441.0103007
LIN Kaili, YANG Wuxiong, LV Junxia, XIAO Rongshi. Laser beam welding study of 2198-T851 aluminum-lithium alloy [J]. Chinese Journal of Lasers, 2014, 41(1): 0103007—1. DOI: 10.3788/ CJL201441.0103007

[12]庄蕾. 1420 铝锂合金激光焊接工艺和接头组织性能研究[D]. 大连: 大连交通大学, 2005: 35
ZHUANG Lei. Research on the microstructures and properties of laser welding joint for 1420 aluminium-lithium alloy [D]. Dalian: Dalian Jiaotong University, 2005: 35

[13]林凯莉. 2198 铝锂合金激光焊接工艺及接头组织性能研究[D]. 北京: 北京工业大学, 2015: 40
LIN Kaili. Microstructures and mechanical properties of laser beam welded 2198 aluminum lithium alloy [D]. Beijing: Beijing University of Technology, 2015: 40

[14]张漾龙. 铝锂合金机身壁板结构激光焊接特性研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2013: 1
ZHANG Yunlong. Study on the characteristics of laser beam welding for aluminum-lithium alloy fuselage panel [D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2013: 1

[15]安娜, 张心怡, 王启明, 杨武雄, 肖荣诗. 2060 铝锂合金光纤激光填丝焊接工艺研究[J]. 中国激光, 2014, 41(10): 1003009—1. DOI: 10.3788/ CJL201441.1003009.
AN Na, ZHANG Xinyi, WANG Qiming, YANG Wuxiong, XIAO Rongshi. Fiber laser welding of 2060 aluminum-lithium alloy with filler wire [J]. Chinese Journal of Lasers, 2014, 41(10): 1003009—1. DOI: 10.3788/ CJL201441.1003009

[16]金属材料细节疲劳额定强度截止值(DFRcutoff)试验方法: HB7110-94[S]. 中国航空工业总公司, 1995

[17]林富甲. 结构可靠性[M]. 西安: 西北工业大学出版社, 1991: 34
LIN Fujia. Structure reliability [M]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University Press, 1991: 34

(**编辑** 苗秀芝)

封面图片说明

封面图片来自本期论文“一种基于 Tent 映射的混合灰狼优化的改进算法”,是单峰基准函数及多峰基准函数的示意图,从结构上来看,单峰基准函数在定义域中只有一个全局最优解,而多峰基准函数在定义域内拥有多个局部极值,甚至可以是无限个,加大求极值难度. 因此利用两种基准函数的特点来验证改进后灰狼算法的优化性能. 通过 MATLAB 对 PSO、GWO、IGWO、PSO_GWO 四种算法在单峰基准函数及多峰基准函数上进行仿真实验,实验可验证改进后的灰狼算法比其他三种算法在单峰基准函数上寻优速度快且具有较好的精确度,在多峰基准函数上算法搜索到最优解更加理想,不易陷入局部最优. 但是 PSO_GWO 算法在单峰及多峰基准函数寻优过程中具有较大的计算复杂度,从而运行时间较长.

(图文提供:滕志军, 吕金玲, 郭力文, 许媛媛. 东北电力大学电气工程学院)