

基于 FKM 的增材制造钛合金结构疲劳寿命分析方法研究^{*}

RESEARCH ON FATIGUE LIFE ANALYSIS METHOD OF ADDITIVE MANUFACTURING TITANIUM ALLOY STRUCTURE BASED ON FKM STANDARD

高焱^{**1} 金海波^{***1} 李远杰^{1,2} 谢隋杰¹ 陈晋¹ 王宇¹

(1. 南京航空航天大学 飞行器先进设计技术国防重点学科实验室, 南京 210016)

(2. 中国航天科工集团 南京航天国器智能装备有限公司, 南京 210032)

GAO Yan¹ JIN HaiBo¹ LI YuanJie^{1,2} XIE SuiJie¹ CHEN Jin¹ WANG Yu¹

(1. Key Laboratory of Fundamental Science for National Defense-Advanced Design Technology of Flight Vehicle, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

(2. CASIC Nanjing Aerospace Sinoequip Co., Ltd., Nanjing 210032, China)

摘要 基于德国机械工程研究委员会编制的 FKM 方法,根据已有的试验数据结合有限元仿真计算得到增材制造 TA15 钛合金材料的相关参数,对增材制造 TA15 钛合金角盒结构和机加工 TA15 钛合金角盒结构进行疲劳寿命计算,并对增材制造钛合金角盒结构的疲劳寿命计算结果进行数值分析和试验验证。结果表明,基于 FKM 方法计算得到的增材制造钛合金角盒结构的疲劳寿命与数值计算结果相比,对数误差在 5% 以内,与试验寿命相比,对数误差大多在 10% 以内,基于 FKM 方法计算得到增材制造钛合金角盒的疲劳寿命高于机加工钛合金角盒结构的疲劳寿命。

关键词 增材制造 TA15 钛合金 FKM 方法 数值计算 疲劳试验 疲劳寿命

中图分类号 V214.9

Abstract Based on FKM method prepared by the German Mechanical Engineering Committee, the constants of TA15 titanium alloy by additive manufacturing were obtained according to the existing test data and finite element simulation calculation, and the fatigue life of additive manufacturing and machining TA15 titanium alloy angle support were calculated. The fatigue life calculation results of TA15 titanium alloy angle support by additive manufacturing were verified by numerical calculation and tests. The results show that the logarithm error between the fatigue life calculated by FKM method and the numerical calculation result is within 5%, and the logarithm error between the fatigue life calculated by FKM method and the test life is within 10%. The fatigue life of additive manufacturing titanium alloy angle support is higher than that of machining titanium alloy angle support based on FKM method.

Key words Additive manufacturing; TA15 titanium alloy; FKM method; Numerical computation; Fatigue test; Fatigue life

Corresponding author: JIN HaiBo, E-mail: jinhb@nuaa.edu.cn, Tel/Fax: +86-25-84891445

The project supported by the Aeronautical Science Foundation of China (No. 20180952007).

Manuscript received 20220914, in revised form 20221026.

0 引言

钛合金具有比强度高、耐腐蚀性好、耐高温性能等优点,因此广泛应用于航空航天,船舶制造,生物医学等领域^[1-3]。增材制造(Additive Manufacturing, AM)作为一种新型加工制造方法,通过材料堆积实现零部件的快速成型,可以满足复杂零件结构的制造需

求^[4],与传统去除原料、切削制造的加工方式相比,具有资源利用率高、柔性化强等优势,被认为是对未来发展有重大影响的前沿技术^[5]。随着增材制造技术的不断发展,基于该技术下的现代飞机修理方法也得到广泛重视。相比于传统飞机结构修理方法,增材制造技术材料准备周期短,加工方法柔性化高,可以显著提高飞机结构的修理效率,降低修理成本。

^{*} 20220914 收到初稿, 20221026 收到修改稿。航空科学基金项目(20180952007)资助。

^{**} 高焱,男,1998年生,山东诸城人,汉族,南京航空航天大学硕士研究生,主要研究方向为飞行器结构设计。

^{***} 金海波(通信作者),男,1974年生,江苏南京人,汉族,南京航空航天大学副教授,博士,主要研究方向为飞行器结构设计。

疲劳失效破坏作为航空航天、机械制造、船舶工业等领域中一种常见的失效形式^[6],常发生于结构件的应力集中区域,如螺栓孔、键槽、焊接接头等材料属性变化部位。对于增材制造钛合金结构,内部缺陷被认为是限制其疲劳性能提高的一个重要因素^[7]。ABBOTT D H 等^[8]开展了大型复杂结构钛合金零部件的激光增材制造技术的研究,制备出飞机机翼次承力结构件,构件的各项性能均达到了飞机的设计要求,但由于未能解决增材制造钛合金结构件成型过程中热应力及内部质量问题,构件的疲劳性能未达到锻件水平。BISWAL R 等^[9]研究了内部气孔对电弧增材制造钛合金结构的影响,试验结果表明,含气孔试样疲劳寿命明显降低。SANAIE N 等^[10]研究了表面粗糙度对增材制造钛合金结构疲劳性能的影响,结果表明,相较于内部缺陷,表面粗糙度对疲劳寿命影响更大。BRANDL E 等^[11]研究了不同增材制造工艺成型钛合金零件的疲劳强度,研究表明激光直接制造(Laser Direct Manufacture, LDM)和钨极气体保护焊(Gas Tungsten Arc Welding, GTAW)工艺成型的钛合金零件的疲劳强度都高于锻造零件性能,且 GTAW 相较于 LDM 具有更高的疲劳强度。杨光等^[12]研究了内部缺陷对增材制造 TA15 钛合金疲劳性能的影响,发现人工预制缺陷试样疲劳寿命远低于无缺陷试样疲劳寿命的事实。贺瑞军等^[13]研究了激光熔化沉积 Ti6Al2ZrMoV 合金在高周疲劳失效中的变形行为,指出其疲劳裂纹萌生和扩展中的变形行为都与其位错运动和滑移行为密切相关。QIAN G A 等^[14]研究了不同打印方向对增材制造钛合金疲劳性能的影响,发现水平打印试样的疲劳性能优于垂直打印试样。王华明等^[15]研究了激光熔化沉积快速成型 TA15 钛合金的疲劳性能,结果表明在 500 ℃ 高温下,增材制造钛合金结构的寿命是锻造 TA15 钛合金的 2 倍多。

常用的结构疲劳寿命计算方法有名义应力法、局部应力应变法、场强法、FKM 方法等^[16]。名义应力法没有考虑结构形状、加载方式、材料塑性等对疲劳性能产生影响的因素;局部应力应变法只考虑了局部尖端应力应变对结构的影响,没有考虑损伤区域内的应力变化对寿命的影响;场强法需要循环应力-应变曲线等,分析计算十分复杂^[17]。通过对比研究常用的疲劳性能评估方法,认为 FKM 方法考虑了大多数对构件疲劳强度产生影响的因素,可以系统、简便地计算结构的疲劳寿命,本文将基于 FKM 方法对增材制造钛合金结构的疲劳性能进行分析研究。

1 TA15 钛合金材料力学性能比较

增材制造过程中,由于工艺参数、成型环境、成型

材料、扫描路径等因素^[18]的变化,都可能使得成型结构内部产生气孔、熔合不良、组织不均匀等缺陷^[19-20],从而对结构的疲劳性能产生影响。传统的机加工过程中,也会存在夹杂物、气孔等影响结构疲劳性能的因素。本文研究的增材制造 TA15 钛合金结构采用激光选区熔化工艺制造,其显微组织为层片状 α 相组织,如图 1 所示。

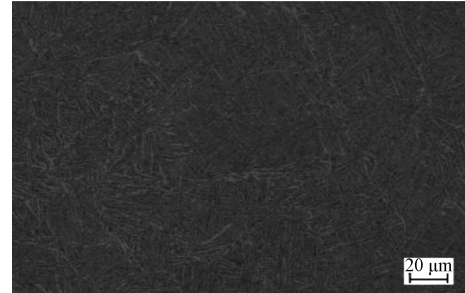


图 1 增材制造 TA15 合金退火后显微组织

Fig. 1 Microstructure of TA15 alloy by AM

通过试验,可以发现采用激光选区熔化增材制造钛合金板件的基本力学性能与传统机加钛合金结构的性能基本相当,结果如表 1 所示,两者的抗拉强度、屈服强度和剪切强度相差较小,均处于较高的水平,在材料疲劳寿命方面,增材制造钛合金结构则表现出更好的性能。

表 1 增材制造与机加工 TA15 材料力学性能对比

Tab. 1 Comparison of mechanical properties between AM and machined TA15 materials

参数 Parameter	增材制造 AM	机加工 Machining
抗拉强度 Tensile strength R_b /MPa	1 046	1 030
屈服强度 Yield strength R_s /MPa	980	930
弹性模量 Elastic modulus E /GPa	118	116
泊松比 Poisson's ratio μ	0.39	0.39
剪切强度 Shear strength τ /MPa	732	775
条件疲劳极限 Conditioned fatigue limit R_w /MPa	630	595

2 FKM 疲劳分析方法

FKM 方法^[21]是由德国机械工程研究委员会编制的一种强度分析方法,常用于评估钢材、铝材等金属结构的静强度和疲劳强度。该方法综合考虑了构件材料、构件尺寸、几何形状、表面粗糙度及载荷加载情况等影响因素,提出疲劳极限修正因子 K_{wk} , 计算方法如式(1)所示,通过该因子修正材料的疲劳极限得到结构的疲劳极限,从而构造新的疲劳寿命曲线,估算结

构的疲劳寿命。典型缺口件的 $S-N$ 曲线修正过程如图 2 所示。

$$K_{WK} = (K_f + \frac{1}{K_{R\sigma}} - 1) \frac{1}{K_V K_S K_{NL}} \quad (1)$$

式中, K_f 为构件的疲劳缺口系数; $K_{R\sigma}$ 为构件对表面粗糙度的影响; K_V 为表面强化系数, 表示表面强化工艺对构件疲劳寿命的影响; K_S 表示表面涂层对构件的影响; K_{NL} 表示材料的非线性效应对构件的影响。

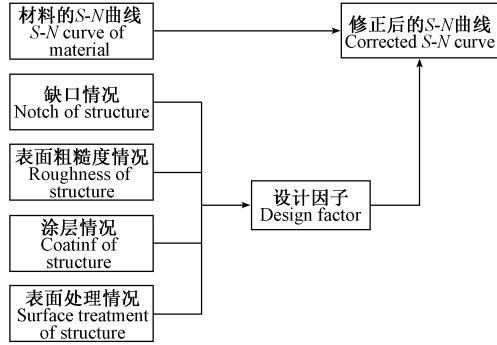


图 2 缺口件 $S-N$ 曲线修正过程

Fig. 2 Correction process of $S-N$ curve of notched parts

计算结构的疲劳极限修正因子时, 疲劳缺口系数 K_f 是重要的过程变量, 在 FKM 方法中, K_f 是应力集中系数 K_T 和缺口敏感度 n_σ 的比值, 计算如式(2)所示, n_σ 是与应力梯度相关的函数, 在应力梯度为 $0.1 \sim 1 \text{ mm}^{-1}$ 范围内, n_σ 的计算模型如下:

$$K_f = \frac{K_T}{n_\sigma} \quad (2)$$

$$n_\sigma = 1 + \sqrt{G_\sigma \cdot \text{mm}} \times 10^{-[a_G + (\frac{R_m}{b_G \cdot \text{MPa}})]} \quad (3)$$

式中, G_σ 为计算部位的应力梯度; a_G 、 b_G 为与材料相关的参数; 在本文计算过程中, R_m 为材料的抗拉强度, 基于此, 本文对式(3)进行简化, 定义

$$\omega = -[a_G + (\frac{R_m}{b_G \cdot \text{MPa}})] \quad (4)$$

则 n_σ 的计算模型简化为

$$n_\sigma = 1 + \sqrt{G_\sigma} \times 10^\omega \quad (5)$$

借助有限元仿真计算应力严重区域内的应力分布, 通过式(6)可以计算得到危险位置的应力梯度。

$$G_\sigma = \frac{1}{\Delta s} (1 - \frac{R_{1,\Delta s}}{R_1}) \quad (6)$$

式中, R_1 为危险点的应力; Δs 为两计算点位置的距离, 对于本文研究的钛合金角盒结构, Δs 取值为 1 mm , 取值方向与加载方向垂直; $R_{1,\Delta s}$ 为距离危险点 Δs 距离处的应力。

由于对增材制造结构的疲劳性能研究得相对较少, 可参考的数据比较缺乏, 本文根据 NEUBER H^{[22]544-550} 提出的公式[式(7)], 首先计算出标准试验

件疲劳缺口系数 K_f , 然后根据式(2), 反推出式(5)中的材料性能参数 ω 。

$$K_f = 1 + \frac{K_T - 1}{1 + \sqrt{a/\rho}} \quad (7)$$

式中, K_T 为应力集中系数; a 为与材料的抗拉强度相关的参数, 通过查 NEUBER H 曲线^{[22]544-550} 得到; ρ 为缺口根部半径。

按照上述方法计算得到 TA15 钛合金的参数 ω , 计算过程中的相关参数及结果如表 2 所示。

表 2 增材制造与机加工 TA15 钛合金材料参数
Tab. 2 Material parameters of TA15 titanium alloy by AM and machining

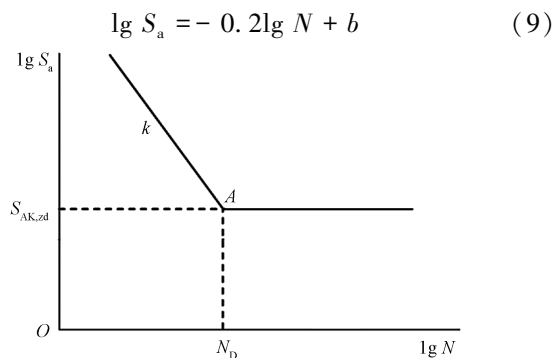
参数 Parameter	增材制造 AM	机加工 Machining
抗拉强度 Tensile strength R_m /MPa	1 046	1 030
Neuber 参数 Neuber parameter $\sqrt{a}$	0.195	0.197
缺口半径 Notch radius ρ /mm	1.5	1.5
应力集中系数 Stress concentration factor K_T	2.5	2.5
疲劳缺口系数 Notch factor K_f	2.294	2.292
缺口敏感度 Notch sensitivity n_σ	1.090	1.091
应力梯度 Stress gradient G_σ	1.436	1.436
ω	-1.085	-1.080

通过已有的疲劳试验数据, 得到了应力比 $R=0.06$ 条件下的 TA15 钛合金材料的 $S-N$ 曲线, 因此不再对结构进行平均应力修正。简化 FKM 方法中对于非对称常幅载荷作用下结构件疲劳极限应力幅值的计算过程, 得到

$$S_{AK, zd} = K_{E\sigma} \frac{R_w}{K_{WK}} \quad (8)$$

式中, $K_{E\sigma}$ 为残余应力系数, 本文不考虑残余应力的影响, 取值 1; R_w 为应力比 $R=0.06$ 条件下的材料的疲劳极限。

通常, 一条完整的 $S-N$ 曲线可分为三段, 即低周疲劳区、高周疲劳区和亚疲劳区。在高周疲劳区, $S-N$ 曲线在对数坐标系上近似是一条直线。FKM 方法中假设, 对于非焊接结构件, 在用对数函数表示构件的应力幅值 S_a 与疲劳寿命 N 的关系时, 定义寿命 $N=10^4$ 到寿命 $N=10^6$ 之间为一条斜率 $k=5$ 的斜线段, 其计算方程如式(9)所示, 结合上文计算得到的结构的疲劳极限应力幅值 $S_{AK, zd}$, 得到 A 点坐标, 将 A 点坐标代入式(9)计算得到式中的截距 b , 构造出结构的危险位置在高周疲劳区的疲劳寿命曲线, 如图 3 所示。

图 3 FKM 方法中构件的 S_a - N 曲线Fig. 3 S_a - N curve of components in FKM method

基于上文所述的疲劳寿命计算方法,通过有限元计算得到结构的应力集中系数 K_T 、应力梯度 G_σ , 结合上文推导得到的钛合金材料参数 ω , 计算得到构件的缺口敏感度 n_σ , 进而可以得到构件的疲劳缺口系数 K_f , 同时考虑结构粗糙度系数 K_{R_σ} 的影响, 得到结构的疲劳极限修正因子 K_{WK} , 修正材料的疲劳极限 R_w 得到结构件的疲劳极限应力幅值 $S_{AK,zd}$, 构造图 3 所示的曲线, 结合有限元计算得到构件的工作应力, 根据式 (10) 计算得到构件的工作应力幅值 S_a , 代入式 (9) 可以计算得到构件的疲劳寿命:

$$S_a = \frac{R_{\max} - R_{\min}}{2} \quad (10)$$

式中, $R_{\max}$ 为循环载荷作用下结构的最大应力; $R_{\min}$ 为循环载荷作用下结构的最小应力。

3 基于 FKM 方法的角盒结构疲劳寿命计算

角盒结构是飞机结构修理中广泛用到的一种加强结构, 该结构通过机械连接方式对原结构进行结构补强。由于机械连接会产生比较严重的应力集中, 所以角盒自身的疲劳性能及被修理件由于开孔引起的强度削弱, 都会对被修理结构的疲劳性能产生重要影响。

本文研究的连接角盒采用 TA15 钛合金增材制造, 两端底板用于模拟被修理结构, 采用普通的 7A04 铝合金制造, 角盒结构的外形如图 4 所示。角盒和底板通过 18 颗螺栓连接装配组成, 缘条连接布置了 2 排共 12 颗平行排列的螺栓, 腹板连接布置了 6 颗交错排列的螺栓。

本文首先用 MSC. Patran 软件建立了角盒结构的有限元模型, 模型采用六面体单元建模, 螺栓与角盒、底板之间用接触模型定义边界条件, 通过 Nastran 软件进行计算分析, 得到角盒结构的应力云图, 如图 5~图 7 所示。通过应力分析可以发现, 钛合金角盒的最大应力发生在角盒中间部位连接孔的孔边, 应力最大分别为 826、829 MPa。铝合金底板的最大应力发生在底板两端的螺栓孔孔边, 最大应力为 401 MPa。上述应

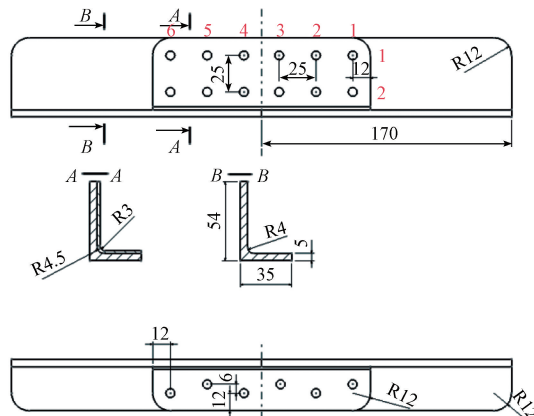


图 4 结构几何外形

Fig. 4 Geometrio shape of the structure

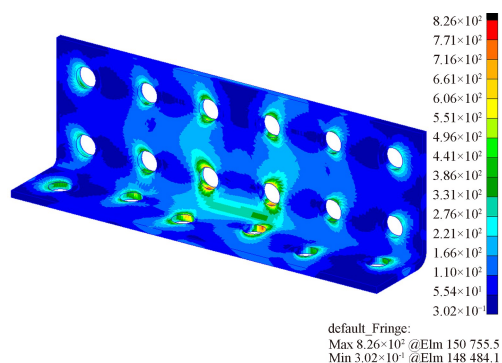


图 5 增材制造钛合金角盒应力云图

Fig. 5 Stress nephogram of titanium alloy angle support by AM

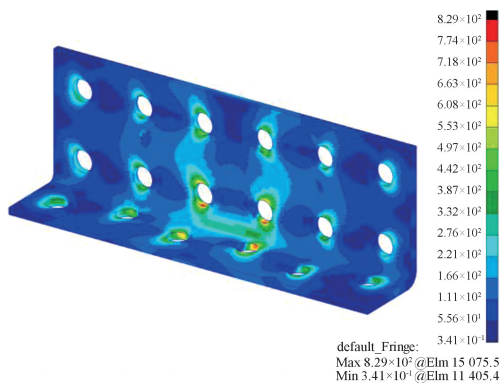


图 6 机加工钛合金角盒应力云图

Fig. 6 Stress nephogram of machining titanium alloy angle support

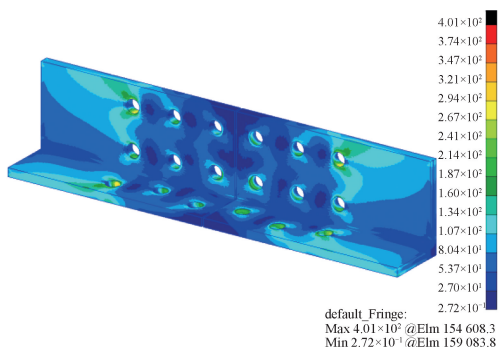


图 7 铝合金底板应力云图

Fig. 7 Stress nephogram of aluminum alloy plate

力集中严重部位最容易产生疲劳裂纹,发生疲劳破坏。通过有限元计算得到角盒结构的应力分布后,根据上文介绍的计算方法,预测钛合金角盒结构的疲劳寿命,计算过程中用到的具体参数如表 3 所示。

对比表 3 计算得到的结构件寿命可以发现,基于

FKM 方法计算得到的增材制造钛合金角盒的疲劳寿命高于机加工钛合金角盒的疲劳寿命;钛合金角盒疲劳寿命最小的位置在 3-3[#]孔边,铝合金底板疲劳寿命最小的位置在 6-3[#]孔边,这些位置都是应力集中严重的部位。

表 3 FKM 计算过程中的相关参数
Tab. 3 Parameters of FKM calculation

参数 Parameter	增材制造角盒 Angle support by AM			机加角盒 Machining angle support			铝合金底板 Aluminum alloy base plate		
	3-2 [#]	3-3 [#]	4-2 [#]	3-2 [#]	3-3 [#]	4-2 [#]	1-1 [#]	6-1 [#]	6-3 [#]
最大应力 Maximum stress $R_{\max}$ /MPa	789	826	816	789	829	816	388	387	401
工作应力幅 Stress amplitude S_a /MPa	370. 83	388. 22	383. 52	370. 83	389. 63	383. 52	182. 36	181. 89	188. 47
应力集中系数 Stress concentration factor K_T	2. 55	2. 66	2. 63	2. 55	2. 67	2. 63	2. 87	2. 87	2. 97
应力梯度 Stress gradient G_σ	0. 366	0. 336	0. 373	0. 372	0. 338	0. 393	0. 399	0. 395	0. 392
缺口敏感度 Notch sensitivity n_σ	1. 050	1. 048	1. 050	1. 051	1. 048	1. 052	1. 111	1. 110	1. 110
疲劳缺口系数 Notch factor K_f	2. 429	2. 538	2. 505	2. 426	2. 548	2. 500	2. 583	2. 585	2. 676
粗糙度系数 Roughness factor $K_{R\sigma}$		0. 827			0. 827			0. 780	
疲劳极限修正因子 Fatigue limit correction factor K_{WK}	2. 638	2. 747	2. 714	2. 635	2. 757	2. 709	2. 865	2. 867	2. 958
材料疲劳极限 Material fatigue limit R_w /MPa		630			595			280	
构件疲劳极限应力幅值 Fatigue limit stress amplitude of components $S_{AK, zd}$ /MPa	238. 82	229. 34	232. 13	225. 81	215. 81	219. 64	97. 73	97. 66	94. 66
b	3. 578	3. 560	3. 566	3. 531	3. 534	3. 542	3. 190	3. 190	3. 176
寿命 life N	110 685	71 550	81 470	83 945	52 120	61 800	44 190	44 770	31 900

4 基于 nCode 软件的疲劳寿命计算

为了验证 FKM 方法评估增材制造钛合金结构疲劳性能的有效性,通过疲劳分析软件 nCode 对上述角

盒结构进行了疲劳寿命计算,计算得到的结果如表 4 所示,钛合金角盒件、铝合金底板 nCode 计算结果如图 8、图 9 所示。

表 4 FKM 计算结果与 nCode 计算结果对比
Tab. 4 Comparison between FKM calculation results and nCode calculation results

	FKM	FKM 对数寿命 Logarithmic life of FKM	nCode	nCode 对数寿命 Logarithmic life of nCode	对数误差 Logarithmic error/%
钛合金角盒 Titanium alloy angle support	71 550	4. 855	87 250	4. 941	1. 74
铝合金底板 Aluminum alloy plate	31 900	4. 504	44 740	4. 651	3. 16

对比 FKM 方法计算得到的角盒结构的疲劳寿命与疲劳分析软件 nCode 的计算结果,两者的对数误差

在 5%以内,基于 FKM 方法的增材制造钛合金结构疲劳寿命分析方法具有较高的计算精度。

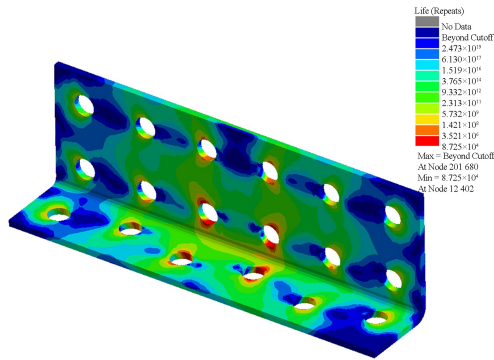


图 8 钛合金角盒件 nCode 计算结果

Fig. 8 nCode calculation results of titanium alloy angle support

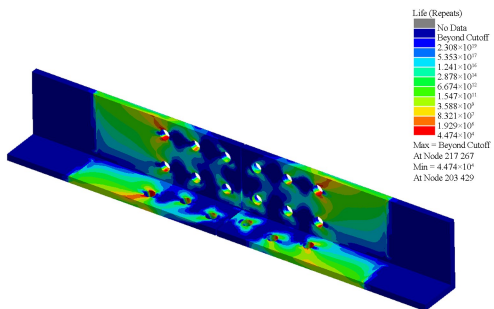


图 9 铝合金底板 nCode 计算结果

Fig. 9 nCode calculation results of aluminum alloy plate

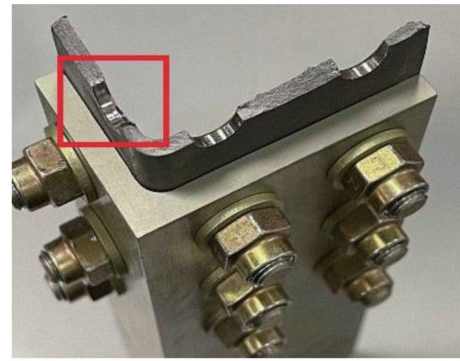
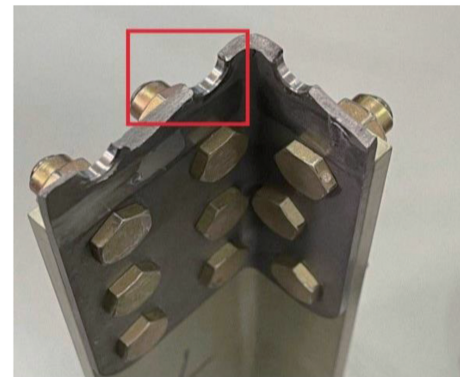
(a) PL-2 件在 3-3° 孔处首先产生裂纹
(a) Cracks firstly appeared at 3-3° hole of PL-2(b) PL-4 件在 3-2° 孔处首先产生裂纹
(b) Cracks firstly appeared at 3-2° hole of PL-4

图 10 钛合金角盒疲劳断口

Fig. 10 Fatigue fracture of titanium alloy angle support

5 增材制造 TA15 角盒的试验验证

为了进一步验证上述疲劳分析方法的有效性,本文制作了 6 件增材制造 TA15 钛合金结构件进行疲劳试验。试验最大加载为 40 kN,应力比 $R=0.06$,加载频率为 10 Hz。试验结果如表 5 所示。

由表 5 可以看出,钛合金结构件的疲劳破坏分为两种情况:一种是钛合金角盒的断裂,如图 10 所示;另外一种为铝合金底板的断裂,如图 11 所示。两种破坏情况和计算分析的结果基本吻合。

表 5 钛合金结构件疲劳寿命
Tab. 5 Fatigue life of titanium alloy structure

结构件编号 Structure No.	结构件寿命 Structure life	发生破坏的位置 Location of damage
PL-1	60 430	铝合金底板 Aluminum alloy base plate
PL-2	33 390	钛合金角盒 Titanium alloy angle support
PL-3	54 175	铝合金底板 Aluminum alloy base plate
PL-4	82 160	钛合金角盒 Titanium alloy angle support
PL-5	117 120	铝合金底板 Aluminum alloy base plate
PL-6	91 820	铝合金底板 Aluminum alloy base plate

对比增材制造 TA15 钛合金角盒的试验寿命与计算寿命,结果如表 6 所示;对比铝合金底板的试验寿命与计算寿命,如表 7 所示。预测寿命与试验寿命的对数误差大多在 10% 以内,计算结果与试验结果吻合较好。

表 6 增材制造钛合金角盒试验寿命与计算寿命对比
Tab. 6 Comparison of test life and calculated life
of titanium alloy angle support by AM

编号 No.	试验寿命 Test life	试验 对数寿命 Logarithmic life of test	计算 寿命 Calculated life	计算 对数寿命 Logarithmic life of calculation	对数 寿命误差 Logarithmic life error/%
PL-1	>60 430	>4. 781			<1. 58
PL-2	33 390	4. 523			7. 34
PL-3	>54 175	>4. 734			<2. 56
PL-4	82 160	4. 915	71 550	4. 855	1. 22
PL-5	>117 120	>5. 069			>4. 22
PL-6	>91 820	>4. 963			>2. 18

6 结论

本文基于 FKM 方法对增材制造钛合金角盒和机加工钛合金角盒结构进行了疲劳寿命对比分析,并针对增材制造钛合金角盒的疲劳寿命进行了试验验证,得出如下结论:

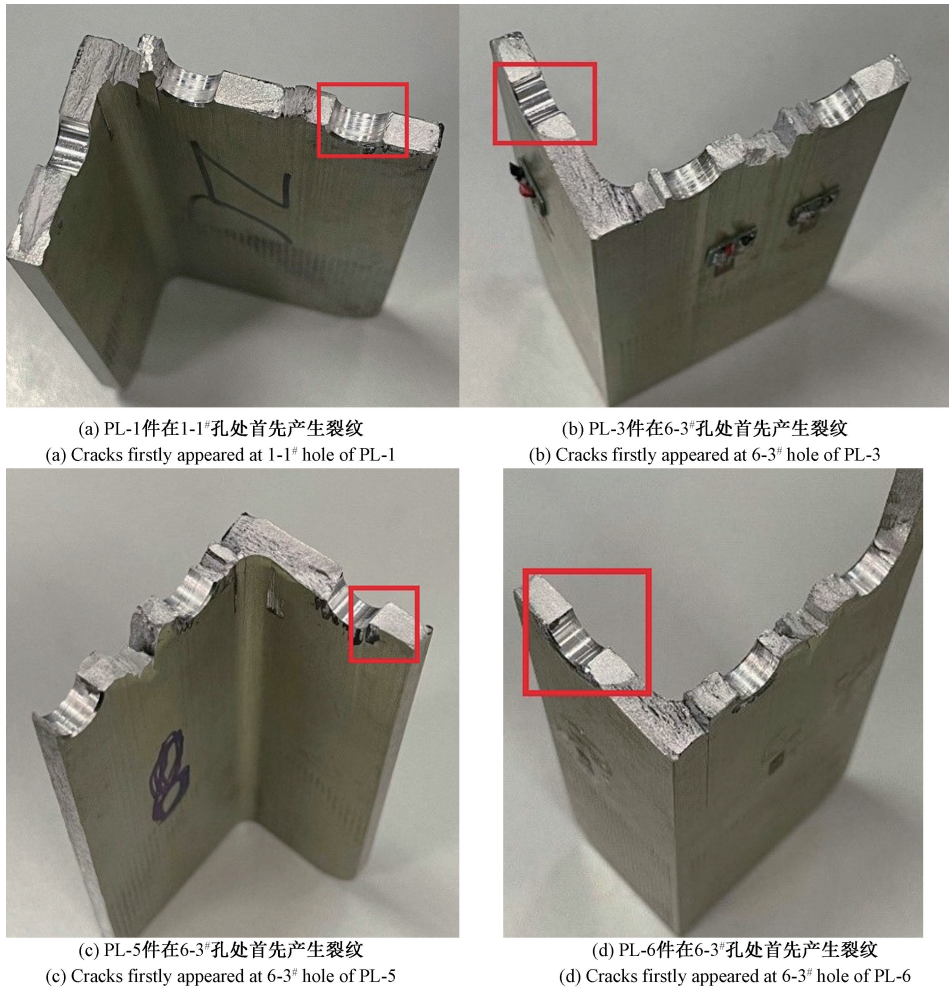


图 11 铝合金底板疲劳断口

Fig. 11 Fatigue fracture of aluminum alloy plate

表 7 铝合金底板试验寿命与计算寿命对比
Tab. 7 Comparison of test life and calculated life of aluminum alloy plate

编号 No.	试验 寿命 Test life	试验 对数寿命 Logarithmic life of test	计算寿命 Calculated life	计算 对数寿命 Logarithmic life of calculation	对数 寿命误差 Logarithmic life error/%
PL-1	60 430	4. 781			5. 79
PL-2	>33 390	>4. 523			>0. 42
PL-3	54 175	4. 734	31 900	4. 504	4. 86
PL-4	>82 160	>4. 915			>8. 36
PL-5	117 120	5. 069			11. 15
PL-6	91 820	4. 963			9. 25

1) 基于 FKM 方法,得到了适用于增材制造 TA15 钛合金结构的疲劳寿命计算方法,对比计算结果和试验结果及软件分析结果,计算精度较好。

2) 采用激光选区熔化增材制造的 TA15 钛合金结构具有较好的力学性能,具备了替代传统机加工钛合金结构的可能。

参考文献 (References)

[1] 方新文,管佳佳. TC4 钛合金在准静态拉伸下的本构模型及失

效参数[J]. 机械强度, 2022, 44(4): 831-836.
FANG XinWen, GUAN JiaJia. Constitutive model and failure parameters of TC4 titanium alloy under quasi-static tensile [J]. Journal of Mechanical Strength, 2022, 44 (4): 831-836 (In Chinese).
[2] 王华明,张述泉,王向明. 大型钛合金结构件激光直接制造的进展与挑战[J]. 中国激光, 2009, 36(12): 3204-3209.
WANG HuaMing, ZHANG ShuQuan, WANG XiangMing. Progress and challenges of laser direct manufacturing of large titanium structural components [J]. Chinese Journal of Lasers, 2009, 36 (12): 3204-3209 (In Chinese).
[3] 宁聪琴,周 玉. 医用钛合金的发展及研究现状[J]. 材料科学与工程, 2002, 10(1): 100-106.
NING CongQin, ZHOU Yu. Development and research status of biomedical titanium alloys [J]. Materials Science and Technology, 2002, 10(1): 100-106 (In Chinese).
[4] 卢秉恒. 增材制造技术——现状与未来[J]. 中国机械工程, 2020, 31(1): 19-23.
LU BingHeng. Additive manufacturing: current situation and future [J]. China Mechanical Engineering, 2020, 31 (1): 19-23 (In Chinese).
[5] 何灿群,叶丹澜,张 雯,等. 增材制造及其在设计中的应用研究综述[J]. 包装工程, 2021, 42(16): 1-8.

- HE CanQun, YE DanLan, ZHANG Wen, et al. Summary of research on additive manufacturing and its application in design [J]. Packaging Engineering, 2021, 42(16): 1-8 (In Chinese).
- [6] 姚卫星. 结构疲劳寿命分析[M]. 北京: 科学出版社, 2019: 1-9.
- YAO WeiXing. Structural fatigue life analysis [M]. Beijing: Science Press, 2019: 1-9 (In Chinese).
- [7] Kumar P, Ramamurty U. High Cycle Fatigue in Selective Laser Melted Ti-6Al-4V[J]. Acta Materialia, 2020, 194:305-320.
- [8] ABBOTT D H, AREELLA F G. AeroMet implementing novel Ti process [J]. Metal Powder Report, 1998, 53(2): 24-26.
- [9] BISWAL R, ZHANG X, SYED A K, et al. Criticality of porosity defects on the fatigue performance of wire + arc additive manufactured titanium alloy [J]. International Journal of Fatigue, 2019, 122(5): 208-217.
- [10] SANAEI N, FATEMI A. Analysis of the effect of surface roughness on fatigue performance of powder bed fusion additive manufactured metals [J]. Theoretical and Applied Fracture Mechanics, 2020, 108(prepublish): 102638.
- [11] BRANDL E, SCHOBERTH A, LEYENS C. Morphology, microstructure and hardness of titanium (Ti6Al4V) blocks deposited by wire-feed additive layer manufacturing (ALM) [J]. Materials Science & Engineering A, 2011, 532: 295-307.
- [12] 杨光, 吴怀远, 任宇航, 等. 成形方式与方向对TA15钛合金显微组织及超声参量的影响[J]. 稀有金属材料与工程, 2021, 50(5): 1760-1766.
- YANG Guang, WU HuaiYuan, REN YuHang, et al. Effect of forming method and direction on microstructure and ultrasonic parameters of TA15 titanium alloy [J]. Rare Metal Materials and Engineering, 2021, 50(5): 1760-1766 (In Chinese).
- [13] 贺瑞军, 王华明. 激光熔化沉积Ti6Al2ZrMoV合金高周疲劳变形行为[J]. 稀有金属材料与工程, 2010, 39(2): 288-291.
- HE RuiJun, WANG HuaMing. Deformation behavior in high-frequency fatigue failure of laser melting deposited Ti6Al2ZrMoV alloys [J]. Rare Metal Materials and Engineering, 2010, 39(2): 288-291 (In Chinese).
- [14] QIAN G A, LI Y F, PAOLINO D S, et al. Very-high-cycle fatigue behavior of Ti6Al4V manufactured by selective laser melting: effect of build orientation[J]. International Journal of Fatigue, 2020, 136 (prepublish): 105628.
- [15] 王华明, 李安, 张凌云, 等. 激光熔化沉积快速成形TA15钛合金的力学性能[J]. 航空制造技术, 2008, 51(7): 26-29.
- WANG HuaMing, LI An, ZHANG LingYun, et al. Mechanical properties of titanium alloy TA15 fabricated by laser melting deposition manufacturing [J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2008, 51(7): 26-29 (In Chinese).
- [16] 刘斌超, 鲁嵩嵩, 曾苇鹏, 等. 从金属材料疲劳性能的力学描述到飞机结构疲劳寿命评定: 现状与展望[J]. 固体力学学报, 2023, 44(4): 417-457.
- LIU BinChao, LU SongSong, ZENG WeiPeng, et al. From mechanical description for metal fatigue properties to service life evaluation of aircraft structural components: status and challenges [J]. Chinese Journal of Solid Mechanics, 2023, 44(4): 417-457. (In Chinese).
- [17] 袁熙, 李舜酩. 疲劳寿命预测方法的研究现状与发展[J]. 航空制造技术, 2005, 48(12): 80-84.
- YUAN Xi, LI ShunMing. Research status and development of forecast method of fatigue life [J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2005, 48(12): 80-84 (In Chinese).
- [18] 唐杨杰. 激光增材制造Ti22Al25Nb合金基础问题研究[D]. 北京: 北京有色金属研究总院, 2018: 5-7.
- TANG YangJie. Fundamental research on laser additive manufactured Ti22Al25Nb alloy [D]. Beijing: General Research Institute for Nonferrous Metals, 2018: 5-7 (In Chinese).
- [19] 吴怀远. 增材制造内部缺陷检测及对力学性能影响机制研究[D]. 沈阳: 沈阳航空航天大学, 2020: 3-6.
- WU HuaiYuan. Internal defects detection and the effect of defects on mechanical properties in additive manufacturing [D]. Shenyang: Shenyang Aerospace University, 2020: 3-6 (In Chinese).
- [20] 隋楠, 曹京霞, 黄旭, 等. 合金成分对TA15钛合金组织及力学性能的影响[J]. 航空材料学报, 2019, 39(1): 48-54.
- SUI Nan, CAO JingXia, HUANG Xu, et al. Effect of composition on microstructure and mechanical properties of TA15 titanium alloy [J]. Journal of Aeronautical Materials, 2019, 39(1): 48-54 (In Chinese).
- [21] FKM. Analytical strength assessment of components in mechanical engineering [S]. Frankfurt: VDM Verlag, 5th edition, 2003: 41-72.
- [22] NEUBER H. Theory of stress concentration for shear-strained prismatical bodies with arbitrary nonlinear stress-strain law [J]. Journal of Applied Mechanics, 1961, 28(4): 544-550.