



天津中德应用技术大学
Tianjin Sino-German University of Applied Sciences

本科生毕业设计

高温合金非对称疲劳性能研究
Study On the Asymmetric Fatigue Properties of Superalloys

姓 名 徐铭锴

学 院 航空航天学院

专 业 飞行器制造工程

指导教师 宋宗贤

职 称 讲师

完成时间 2022年6月3日



天津中德应用技术大学
Tianjin Sino-German University of Applied Sciences

本科生毕业设计

高温合金非对称疲劳性能研究
Study On the Asymmetric Fatigue Properties of Superalloys

姓 名 徐铭锴

学 院 航空航天学院

专 业 飞行器制造工程

指导教师 宋宗贤

职 称 讲师

完成时间 2022年6月3日

天津中德应用技术大学

本科生毕业设计（论文）选题申报表

学 院	航空航天		申 报 人	姓名	宋宗贤		
专 业	材料科学与工程			技术职务	正高	副高	中级
题目名称	高温合金非对称疲劳性能研究						
题目类型	自拟	题目来源	生产实际				
课题来源、背景及意义	<p>航空发动机是飞机的核心，是国之重器。航空发动机体现了国家的工业基础、科技水平和国防实力，其热端部件的制造技术直接影响和制约了航空发动机的水平。目前制造发动机叶片材料仍以钛合金和镍基合金居多。发动机叶片等重要航空关键部件在服役期间承受的交变荷载次数很高，承受的载荷往往为非对称载荷的疲劳。因此本课题对高温合金非对称疲劳性能研究意义重大。</p>						
任务及要求	<ol style="list-style-type: none"> 1.制订研究方案。 2.准备实验材料，对试验设备和试验方法进行学习和深入了解。 3.进行试验，对实验所得数据进行详细记录。 4.结合相关参考文献，分析实验数据及机理。 5.撰写论文。 						
工作条件	万能拉伸试验机及超声疲劳试验机。						
知识与能力要求	<p>掌握万能拉伸试验仪器的操作能力及超声疲劳试验仪器的操作能力。</p> <p>要求学生具备材料、力学基础及材料性能等方面的专业知识和能力。</p> <p>要求具备技术数据处理和分析能力，具备信息收集和论文编辑能力。</p>						
<p>系（教研室）审查意见：</p> <p style="text-align: right; margin-top: 20px;">负责人(签名)： _____ 年 月 日</p>							



天津中德应用技术大学
Tianjin Sino-German University of Applied Sciences

毕业设计（论文）任务书

题 目：高温合金非对称疲劳性能研究

学 院：_____ 航空航天学院

专 业：_____ 飞行器制造工程

学生姓名：_____ 徐铭锴

学 号：_____ 18414020216

起止日期：_____ 2021年12月3日~2022年6月3日

指导教师：_____ 宋宗贤

任务书下达日期:2021年12月3日

任务书填写要求

1. 毕业设计（论文）任务书由指导教师根据各课题的具体情况填写，经专业负责人审查签字后生效。此任务书应在毕业设计（论文）开始前一周内填好并发给学生；
2. 任务书内填写的内容，必须和学生毕业设计（论文）完成的情况相一致；
3. 任务书内有关“学院”、“专业”等名称的填写，应写中文全称，不能写数字代码。学生的“学号”要写全号（如：16014010101）；
4. 有关年月日等日期的填写，应当按照国标 GB/T 7408—94《数据元和交换格式、信息交换、日期和时间表示法》规定的要求，一律用阿拉伯数字书写。如“2004年3月21日”或“2004-03-21”。
5. 本毕业设计（论文）课题成果的要求，内容要具体化和数量化。如“毕业设计（论文）一套；A0号装配图纸1张；A2号电气控制原理图纸2张；实物样机1台；产品2件”等。

毕 业 设 计（论 文）任 务 书

1. 毕业设计（论文）课题背景及意义

航空发动机是飞机的心脏，是国之重器。航空发动机体现了国家的工业基础、科技水平和国防实力，其热端部件的制造技术直接影响和制约了航空发动机的研制水平。目前制造发动机叶片材料仍以钛合金和镍基合金居多。然而，作为高温合金材料安装在飞行器上的各个部件例如发动机叶片、涡轮转子和内涵道增压静子等重要航空关键部件在服役期间承受的交变荷载次数很高，承受的载荷往往为非对称荷载的疲劳。

航空发动机中的高温合金在高温环境下应当具有良好的机械性能，在室温下的强度等级至少高达 1500MPa，常作为连接飞机发动机的高强度对接部分的关键材料使用。国内学者在试验中通过对高温合金在一定温度范围内的大量疲劳裂纹扩展实验数据的分析，表明了随温度增加疲劳寿命并非呈线性下降。明确了部分高温合金在服役温度范围的高温段内都存在一个拐点温度，在各自的拐点温度附近，表现出疲劳裂纹急速扩展、疲劳寿命快速下降的共性现象。并且由于在飞机飞行过程中，发动机高温合金承受着复杂的疲劳载荷作用，因此，所使用的材料除了需要满足高强度的要求以外还需要同时满足高疲劳寿命的要求，以保证飞机的安全运行。

2. 毕业设计（论文）课题任务的内容和要求

(1) 制订研究方案。

在对非对称荷载的疲劳损伤的原理和研究设备结构了解的基础上，制订可行、科学的研究方案。

(2) 设置材料性能及参数。

根据方案，设置合适的材料参数。

(3) 对零件及部件进行设计。

(4) 对进行试验，对实验所得数据进行详细记录。

将准备好的零部件进行试验，按预先的设计对试验机进行装配。

(5) 结合相关参考文献，分析实验数据及机理。

(6) 撰写论文

毕 业 设 计 (论 文) 任 务 书

3. 毕业设计 (论文) 课题成果 (包括毕业设计论文、图表、实物样品等) :

(1) 毕业设计 (论文) 一套

4. 推荐参考资料:

- [1] 丛韬. 铁路车轮超高周疲劳行为研究和寿命评估方法[D].北京交通大学,2019.
- [2] Jianfei Sun,Tianming Wang,Anpeng Su,Wuyi Chen. Surface integrity and its influence on fatigue life when turning nickel alloy GH4169[J]. Procedia CIRP,2018,71:
- [3] 王泽民,王晓瑞,孟扬,郑逸超,赵子华.TC32 钛合金超高周疲劳性能研究[J].金属热处理,2019,44(S1):595-598.
- [4] Wei Shen, Linzhi Xu, Feng He et al. Notch stress to assess multiaxial fatigue of complex welded structures under non-proportional loading[J]Theoretical and Applied Fracture Mechanics, 2019, 102
- [5] 郭建贵. 涡轮增压器叶轮断裂失效分析及有限元数值计算[D].大连海事大学,2012.
- [6] 燕怒,韩晓琪,余泳华,游敏,彭文杰.GH4169 镍基高温合金的超高周疲劳性能[J].机械工程材料,2016,40(04):9-12.
- [7] 洪友士,孙成奇,刘小龙.合金材料超高周疲劳的机理与模型综述[J].力学进展,2018,48(00):1-65.
- [8] 洪友士,赵爱国,钱桂安.合金材料超高周疲劳行为的基本特征和影响因素[J].金属学报,2009,45(07):769-780.
- [9] 钟丽琼. 表面形变强化残余应力场对 Inconel718 高温合金高周疲劳性能的影响规律研究[D].贵州大学,2019.
- [10]褚玉龙. 疲劳载荷与温度条件耦合作用下金属材料失效研究[D].中国民航大学,2016.
- [11]E. A. Wilson Theoretical calculations of kinetics of equiaxed ferrite transformations in Fe, Fe-Ni, and Fe-Cr alloys[J] Materials Science and Technology, 2013, 7(12)

所在专业审查意见:

负责人: _____

年 月 日



天津中德应用技术大学
Tianjin Sino-German University of Applied Sciences

本科生毕业设计（论文）开题报告

题 目：高温合金非对称疲劳性能研究

学 院：航空航天大学

专 业：飞行器制造工程

学生姓名：徐铭锴

学 号：18414020216

起止日期：2021年12月3日~2022年6月3日

指导教师：宋宗贤

开题日期：2021年12月3日

一、 开题报告内容（课题的目的意义、与本课题有关的国内外研究（应用）情况及发展趋势、课题主要研究内容、参考文献等）

（一） 课题的目的意义

航空发动机是飞机的核心，是国之重器。航空发动机制造技术体现了国家的工业水平、科技水平和国防实力，其热端部件的制造技术直接影响和制约了航空发动机的研制材料水平。从航空发动机的研究领域看目前在制备高温合金零部件时不可避免地会引入疲劳性能损伤鉴定，疲劳缺陷的存在会导致合金的力学性能损失，尤其是抗疲劳性能明显降低。所以建立高温合金疲劳寿命模型，研究合金中疲劳损伤的开裂和萌生机理就显得十分必要。随着先进航空发动机向大推重比、轻量化的方向发展，镍基高温合金、钛合金以及陶瓷基复合材料等一系列轻质航空材料不断涌现并被应用，成为航空发动机叶片等关键构件的主要生产材料。然而由于硬质合金的应力集中敏感特性以及复合材料的各向异性和脆断机制，其面临的疲劳失效问题也逐渐凸显。现有研究表明，航空发动机叶片抗疲劳性能与其加工过程有重要关系，进而影响装备的服役性能和服役寿命。

高温合金在高温环境下具有良好的机械性能，在室温下的强度等级高达 1500MPa，常作为连接飞机机体的高强度对接部分的关键材料使用。在试验中通过对高温合金在一定温度范围内的大量疲劳裂纹扩展实验数据的分析，表明了随温度增加疲劳寿命并非呈线性下降。明确了部分高温合金在服役温度范围的高温段都存在一个拐点温度，在各自的拐点温度附近，表现出疲劳裂纹急速扩展、疲劳寿命快速下降的共性现象。通过损伤区特征的分析，阐述了拐点温度时疲劳裂纹急速扩展的主要原因。

（二） 国内外研究（应用）情况及发展趋势

国外现状，目前主要有以美国为首的西方国家掌握核心数据，他们早在上个世纪从火车的轨道就有了力对金属疲劳性能研究，然后到彗星式飞机的出现加快了他们对金属疲劳和应力集中等概念的了解。其中美国航空航天使用的单晶高温合金，其研发工艺和应用技术一直处于国际领先水平。目前最近的是澳大利亚的团队在 *Nature* 中发布最新的合金疲劳研究成果，他们利用铝合金作为研究材料，并展示了这种用于提高疲劳强度的微观结构设计的替代概念。微结构旨在利用在初始疲劳循环中传递的机械能来动态修复微结构中的固有弱点。最高强度铝合金的疲劳寿命提高了 25 倍，疲劳强度提高到抗拉强度的 1/2。该方法包含静态和动态载荷之间的差异，并代表了疲劳微观结构设计的概念变化。

国内现状，目前中国科学院力学研究所金属材料微观结构和力学性能研究组最近开展了一系列添加材料制造的钛合金(Ti-6Al-4V)疲劳性能的研究工作。课题组对添加材料的钛合金进行了疲劳性能测试，获得了高周和超高周的疲劳性能。有部分学者们已经对汽轮机材料开展了很多低周疲劳试验，并积累了大量对称应变疲劳的基础试验数据。近年来在非对称应变疲劳行为方面也开展了相应研究，例如：张孝忠等对汽轮机长叶片材料开展了应变比 R 为 0 的非对称低周疲劳试验，建立了一种考虑平均应力松弛的叶根低周疲劳寿命预

测方法；吴德龙对汽轮机转子材料高铬钢进行了 600 °C 对称和非对称应变疲劳试验，建立了与应变幅相关的循环软化和平均应力松弛行为预测模型；吴德龙对汽轮机转子材料高铬钢进行了 600 °C 对称和非对称应变疲劳试验，建立了与应变幅相关的循环软化和平均应力松弛行为预测模型。在航空航天领域也有部分突破，其中就有 GH4169 高温合金材料因其具有良好的抗疲劳、耐腐蚀性能以及良好的加工性能、焊接性能和组织稳定性，其在航空工业中的应用比较广泛，在航空发动机中大量地被用于制造各种静止件和转动件，如盘件、机匣、轴、叶片等。中国科技大学的研究团队也论证了对合金表面机械强化作为提升金属材料疲劳性能的重要方法之一，可改变金属材料表层的微观组织和力学性能并引入残余应力，进而抑制疲劳裂纹萌生来实现延长疲劳寿命的目的。目前国内还有部分方法都处于试验阶段。

（三） 课题主要研究内容

本课题将围绕高温合金的非对称疲劳性能研究，试验内容如下：

- （1）不同应力比的镍基合金疲劳载荷循环次数及结果分析。
- （2）高温下镍基合金的疲劳载荷循环次数及 S-N 曲线分析。
- （3）对疲劳断口的进行观察得到裂纹源和裂纹扩展萌发的机理。
- （4）使用雨流计数法建立疲劳寿命模型。

（四） 参考文献

- [1] 周鹏杰,于金江,孙晓峰,管恒荣,何向明,胡壮麒.M951 镍基高温合金的高温高周疲劳性能[J].机械工程材料,2013,37(07):77-81+102.
- [2] Jianfei Sun,Tianming Wang,Anpeng Su,Wuyi Chen. Surface integrity and its influence on fatigue life when turning nickel alloy GH4169[J]. Procedia CIRP,2018,71:
- [3] 王泽民,王晓瑞,孟扬,郑逸超,赵子华.TC32 钛合金超高周疲劳性能研究[J].金属热处理,2019,44(S1):595-598.
- [4] Wei Shen, Linzhi Xu, Feng He et al. Notch stress to assess multiaxial fatigue of complex welded structures under non-proportional loading[J].Theoretical and Applied Fracture Mechanics, 2019, 102
- [5] 郭建贵. 涡轮增压器叶轮断裂失效分析及有限元数值计算[D].大连海事大学,2012.
- [6] 燕怒,韩晓琪,余泳华,游敏,彭文杰.GH4169 镍基高温合金的超高周疲劳性能[J].机械工程材料,2016,40(04):9-12.
- [7] 洪友士,孙成奇,刘小龙.合金材料超高周疲劳的机理与模型综述[J].力学进展,2018,48(00):1-65.
- [8] 洪友士,赵爱国,钱桂安.合金材料超高周疲劳行为的基本特征和影响因素[J].金属学报,2009,45(07):769-780.

[9] 钟丽琼. 表面形变强化残余应力场对 Inconel718 高温合金高周疲劳性能的影响规律研究[D].贵州大学,2019.

[10]褚玉龙. 疲劳载荷与温度条件耦合作用下金属材料失效研究[D].中国民航大学,2016.

[11] E. A. Wilson Theoretical calculations of kinetics of equiaxed ferrite transformations in Fe, Fe-Ni, and Fe-Cr alloys[J]Materials Science and Technology, 2013, 7(12)

二、进度及预期结果

起止日期	主要内容	预期结果
2021.12.12- 2021.12.30	查阅文献，了解高频疲劳振动试验机的使用、国内外研究现状，以及高温合金常见疲劳损伤等相关知识，完成开题报告。	了解相关知识，撰写并完善开题报告。
2022.1.1- 2022.1.31	查找并详细的分析资料和文献，学习常见的高温合金疲劳损伤发生原因及机理。	掌握高温合金材料疲劳损伤的原因并整理材料。
2022.2.1- 2022.2.28	利用现有应用软件和试验工具有限元分析模拟高温合金材料的疲劳损伤，拟定高温合金疲劳实验的流程并计划进行合金疲劳损伤实验。	完成有限元分析，拟定高温合金振动疲劳实验计划。
2022.3.1- 2022.3.31	实施高温合金材料的高频振动疲劳试验，分析结果并总结得出结论。	完成试验方案，进行分析并得出结论。
2022.4.1- 2022.4.30	根据有限元分析和试验得出的结论进行总结，撰写毕业论文并完善。	总结试验结论，撰写并修改毕业论文。
完成课题的 现有条件	(1) 万能高频疲劳试验机、高温合金试验模块、精密测量器、试验样品专用夹具等相关仪器设备； (2) 国产镍基合金、国内外研究文献、高压空气等试验所需相关材料； (3) 对试验器的使用掌握，实事求是，善于学习的能力。	
指导教师 意见	指导教师：_____ 年__月__日	
开题答辩 小组意见	组 长：_____ 年__月__日	

天津中德应用技术大学

本科生毕业设计（论文）的声明

本人郑重声明：所呈交的毕业设计（论文），是本人在指导教师指导下，进行研究工作所取得的成果。除文中已经注明引用的内容外，本毕业设计（论文）的研究成果不包含任何他人创作的、已公开发表或没有公开发表的作品内容。对本设计（论文）所涉及的研究工作做出贡献的其他个人和集体，均已在文中以明确方式标明。本毕业设计（论文）原创性声明的法律 responsibility 由本人承担。

毕业设计（论文）作者签名：徐铭皓

年 月 日

本人声明：该毕业设计（论文）是本人指导学生完成的研究成果，已经审阅过设计（论文）的全部内容，并能够保证题目、关键词、摘要部分中英文内容的一致性和准确性。

毕业设计（论文）指导教师签名：

年 月 日

摘 要

飞机发动机工作环境及其恶劣，往往处于高压比、高燃气温度、高负荷等环境下运行，此种恶劣环境对发动机内部金属材料，尤其是高温合金材料造成了极大地影响，其中疲劳失效为最常发生的缺陷。目前国内外对飞机发动机疲劳失效的研究不够广泛，针对疲劳性能的参数方面研究甚少。本文针对镍基高温合金在常温和高温条件下，以及在不同应力比条件下进行超声疲劳试验，通过 Origin 软件拟合 S-N 疲劳曲线并进行对比。试验结果表明了镍基合金在常温和高温两种不同条件下其疲劳性能有很大的差别，高温下的应力比对镍基合金的影响远远大于常温条件。观察疲劳断裂口发现，疲劳寿命在 $10^5 \sim 10^7$ 范围时，镍基合金疲劳裂纹源主要在试验表面萌生；疲劳寿命在 $10^7 \sim 10^8$ 范围时，裂纹源主要发生在工件内部。

本文采用雨流计数法评估试验件在不同应力比下的疲劳强度，最终得到预测疲劳寿命的数据模型，模型结果能够与试验数据较好地吻合，表明该疲劳寿命预测方法具有一定的参考价值。

关键词：镍基合金；非对称疲劳；寿命预测

ABSTRACT

The working environment of aircraft engine is extremely bad, often in the environment of high pressure ratio, high gas temperature, high load and so on. This bad environment has a great impact on the metal materials in the engine, especially the superalloy materials, among which fatigue failure is the most common defect. At present, the research on aircraft engine fatigue failure is not extensive at home and abroad, and there are few studies on fatigue performance parameters. In this paper, the ultrasonic fatigue test of nickel base superalloy at room temperature and high temperature, as well as under different stress ratio conditions was carried out. The S-N fatigue curve was fitted by Origin software and compared. The experimental results show that the fatigue properties of nickel-based alloy are very different at room temperature and high temperature. The effect of stress ratio on the fatigue properties of nickel-based alloy at high temperature is much greater than that at room temperature. When the fatigue life ranges from 10^5 to 10^7 , the fatigue cracks mainly originate on the test surface. When the fatigue life is in the range of $10^7 \sim 10^8$, the crack source mainly occurs in the workpiece.

In this paper, the rain-flow counting method is used to evaluate the fatigue strength of test parts under different stress ratios, and finally the fatigue life prediction data model is obtained. The model results are in good agreement with the test data, indicating that the fatigue life prediction method has certain reference value.

Key words: nickel-based alloys; asymmetric fatigue; UHF vibration

目 录

第一章 绪论.....	1
1.1 课题的目的及意义.....	1
1.2 国内外研究现状.....	1
1.2.1 国外现状.....	1
1.2.2 国内现状.....	2
1.3 本文主要研究内容.....	2
第二章 疲劳试验理论分析.....	3
2.1 试验材料.....	3
2.2 试验方法.....	3
2.3 疲劳分析理论.....	5
2.3.1 疲劳寿命曲线.....	6
2.3.2 应力模型修正.....	6
2.3.3S-N 曲线估计.....	8
第三章 试验结果及分析.....	10
3.1 常温超声疲劳试验.....	10
3.2 高温超声疲劳试验.....	13
3.3 本章小结.....	16
第四章 断裂机制及疲劳寿命预测.....	17
4.1 断口特征.....	17
4.2 疲劳断口分析.....	17
4.3 疲劳寿命模型建立.....	20
4.4 本章小结.....	21
参考文献.....	22
致谢.....	23

第一章 绪论

1.1 课题的目的及意义

航空发动机是民用航空器尤为重要的推动装置，其制造工艺以及技术体现出国家的工业水平、科技力量。其中，构成发动机的热端部件，其制造技术直接影响发动机的研制水平。目前，从发动机的研制领域分析，造成力学性能损失的主要原因是疲劳缺陷，因此建立高温合金疲劳寿命模型，研究合金中疲劳损伤的开裂和萌生机理就显得十分必要。

随着对该领域的研究的不断推进，不同型号的高温合金和复合材料被应用在航空发动机的尖端部件上，其中部分硬质合金的内部有应力集中等敏感特征以及复合材料的各向异性和脆性材料脆断机理等，其所存在的疲劳损坏问题也就越来越突出。已有科学研究证实，航空发动机叶片的抗疲劳特性与其加工过程有很大关联，进而对重要合金构件疲劳寿命产生缺陷。

镍基高温合金在高温环境下具有良好的机械性能，在室温下的强度等级高达 1500MPa，常作为连接飞机机体的高强度对接部分的关键材料使用。考虑到飞行器常常在高空飞行时，其出现的交变载荷和非对称的疲劳载荷是威胁飞行器安全飞行的重要因素，因此研究镍基合金在非对称疲劳性能是极其重要的。国内外也展开大量的研究，但是其研究的内容和给予的参数过少，所做出的试验数据结果不够多，因此，对高温合金的疲劳性能研究在眼下是十分必要的。

1.2 国内外研究现状

1.2.1 国外现状

目前主要有以美国为首的西方国家掌握核心数据，他们早在上个世纪从火车的轨道就有对金属疲劳性能研究，然后到彗星式飞机的出现加快他们对金属疲劳和应力集中等概念的了解。最为突出使 1954 年的英国“彗星号”飞机由于压力舱破损使其在飞行时突然坠入海中，事后研究认为机身开口拐角处在运行时萌生严重的疲劳裂纹，该裂纹时这次事故的主要原因。1998 年德国的发生一起严重的高速列车脱轨事件，经过分析得出时疲劳失效导致车轮破坏，致使悲惨事件的发生。由此可见高温合金的疲劳性能一直是诸多外国研究团队的热点。目前最近的是澳大利亚的团队在 *nature* 中发布最新的合金疲劳研究成果，他们利用铝合金作为研究材料，并展示这种用于提高疲劳强度从微观结构设计出发的新性概念。可以把高强度铝合金的疲劳寿命再次提高 25 倍，疲劳强度提高到抗拉强度的 1/2 倍，这使得在载荷分析过程中为疲劳寿命设计的微观结构做出概念的变化。同年，在美国材料科学所的 Mahmoudi 等利用热力学的耦合熵，将镍基合金的疲劳性能和力学性能

建立一个更加精确的模型，用于对金属疲劳寿命的预测，并对其疲劳强度进行新参数估计。

1.2.2 国内现状

我国在如今也出现许多的高温合金的研究技术和重要的方法，主要对航空航天领域中所应用到航空发动机部分的高温合金展开深入研究，早在 50 年代就出现镍基合金的研制，并在后续的年代中逐渐将其合金的工作温度提高到 1100℃。在 2006 年，沈阳工业大学通过热处理将镍基高温合金的适用温度在一次的提高并稳定在 1100℃到 850℃范围内。在 2014 年，东北大学的实验组将镍基高温合金进行 700℃到 900℃的高温试验，得出长时间的高温蠕变行为研究，并得出参数优化方案。在到最近的 2018 年，中国科学院金属研究所通过晶粒细化之后将高温合金的金属疲劳性能提高一个维度。在 2020 年，兰州理工大学通过热静压的先进制造和制备工艺出的高温合金具有高强度的耐磨和耐疲劳性能，因为其耐冲击和耐循环载荷的优秀性能使其用于在核电的实际工程应用中。在 2021 年，穆然实业利用固溶强化镍基高温合金使其在 600℃的环境可以承受长期的高温和复杂的交变载荷。同年在宝山钢铁有限公司的王海瑛工程师通过元素 B 和元素 P 的添加计量然后得到对疲劳影响的参数，得到良好的元素掺入分量，并把它用于在制造飞行器、船舶和航空设备等重要的承受高温高循环载荷部分，其优良的抗疲劳性能得到广泛支持。

1.3 本文主要研究内容

本课题将围绕高温合金的非对称疲劳性能研究，首先对试验机进行校准后再进行镍基高温合金疲劳测试，将试验完毕的样件放入显微镜下观察疲劳断口，最后统计数据建立疲劳寿命模型，试验内容如下：

- (1) 不同应力比的镍基合金疲劳载荷循环次数及结果分析。
- (2) 高温下镍基合金的疲劳载荷循环次数及 S-N 曲线分析。
- (3) 对疲劳断口的进行观察得到裂纹源和裂纹扩展萌发的机理。
- (4) 使用雨流计数法建立疲劳寿命模型。

第二章 疲劳试验理论分析

2.1 试验材料

试验的试样疲劳金属为镍基高温合金 GH4169，这是一种航发的专用合金材料，其化学成分如表 2-1 其物理参数如表 2-2；由于弹性模量随着温度的增大而变小，试验得到的温度及弹性模量变化如表 2-3 所示。

表 2-1 试验样件的化学成分

C	P	S	Mn	Cr	Mo	Ti	Al	B	O
0.022	0.002	0.002	0.018	14.8	4.9	3.51	4.1	0.02	0.0134

表 2-2 试验样件的物理参数

$\rho /(\text{g}\cdot\text{cm}^{-3})$	V	$\alpha /(\text{10}^{-1}\text{K}^{-1})$	$\lambda /(\text{W}\cdot\text{cm}\cdot\text{K}^{-1})$	σ / Mpa
8.02	0.3	16.6	0.17	710

表 2-3 温度及弹性模量的变化

$\theta / ^\circ\text{C}$	20	100	200	300	400	450	500	550	600	650	700
E/Gpa	204	-	-	181	176	-	160	160	150	146	141

在超声疲劳振动试验中，样件的振动需要满足在 20kHz 左右的正弦振动频率，样件的设计为航空用的板材，其宽度 w ，厚度为 H ，试样的中心最窄为 H_0 ，过度的长度为 $2L$ 可以根据计算得到。依据材料的弹性模量及其所处的温度关系从而更清楚的定义其物理参数，基于弹性模量和振动微分方程计算得到试样件的基本尺寸，故本试验主要用直径为 2mm 的圆柱样件。

镍基高温合金采用全热真空锻造炉锻造，锻造试样采用标准处理工艺，当进行疲劳试验工作前要提前对弹性模量进行输入，机器会自动调节 S-N 疲劳校准曲线，从而控制对试样件频率加载，本试验由校准后的振动频率自动调整振动幅值，同时为更好的控制应力比的大小本试验试样件进行上下打孔攻螺纹设计。试验前将试验部位表面进行光滑处理，先通过砂纸打磨后用丙酮清洗试样件试验处，将处理完成的试样件发在阴凉处自然风干。在试验开始后，因为要防止试样件出现烧蚀现象，所以利用空气压缩机进行降温处理保证温度稳定，得到最终的数值更加精确。

2.2 试验方法

为了更好的实现对称与非对称的对比试验，本文采用把疲劳试验机和拉伸装置结合后的形态。将疲劳试验机装载在静态拉伸机上后，就可以通过静态拉伸试验机来控制非对称的拉力，有助于本次试验调整应力比的大小，从而更好的完成非对

称的疲劳实验。温控示意如图 2-1 和装置示意如图 2-2。

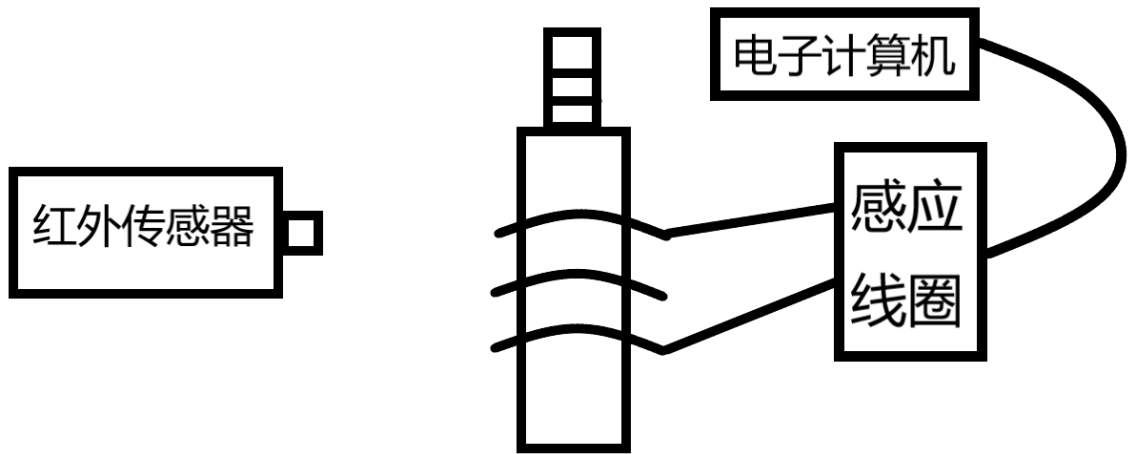


图 2-1 温控示意图

该超声疲劳试验机振动频率一般可以达到 20kHz 左右，主要结构为换能器，其可以把 380Hz 的交流电信号转换成为符合试验振动频率一致超声振动，变幅杆将此超声振动放大并向试件传递，从而在试件上产生满足疲劳试验对施加载荷需求的较大的循环应力，引起试件谐振，试件上产生的应力-应变关系可由机器自动计算得到。当进行带平均载荷的超声疲劳试验时，试验机提供稳定平均载荷，静态拉伸试验机提供静态载荷，并且在试件疲劳断裂之前始终保持恒定状态；实践表明，在载荷符合要求的情况下，试验装置能够进行数十个小时的长时间连续工作测试，表明装置具有很高的稳定性与可靠性。

在进行加热试验时，本试验是高频感应加热，其工作的原理为将试验用的交变电流变为几千或者说是几千赫兹的高频电流。通过感应线圈的电阻后，电磁场产生热量其能量的大小随着电阻上电流的增大和减小进行变化，所以加热时的温度大小得到精确的控制。测温仪器为红外温度传感器对试样件的测控覆盖完好，操作简单，可以将试验数据第一时间传递到计算机并进行记录。当加热到一定时间后，为了保障试验样件周围的恒温环境，实现样件表面温度稳定，使实验成功率的最大化。

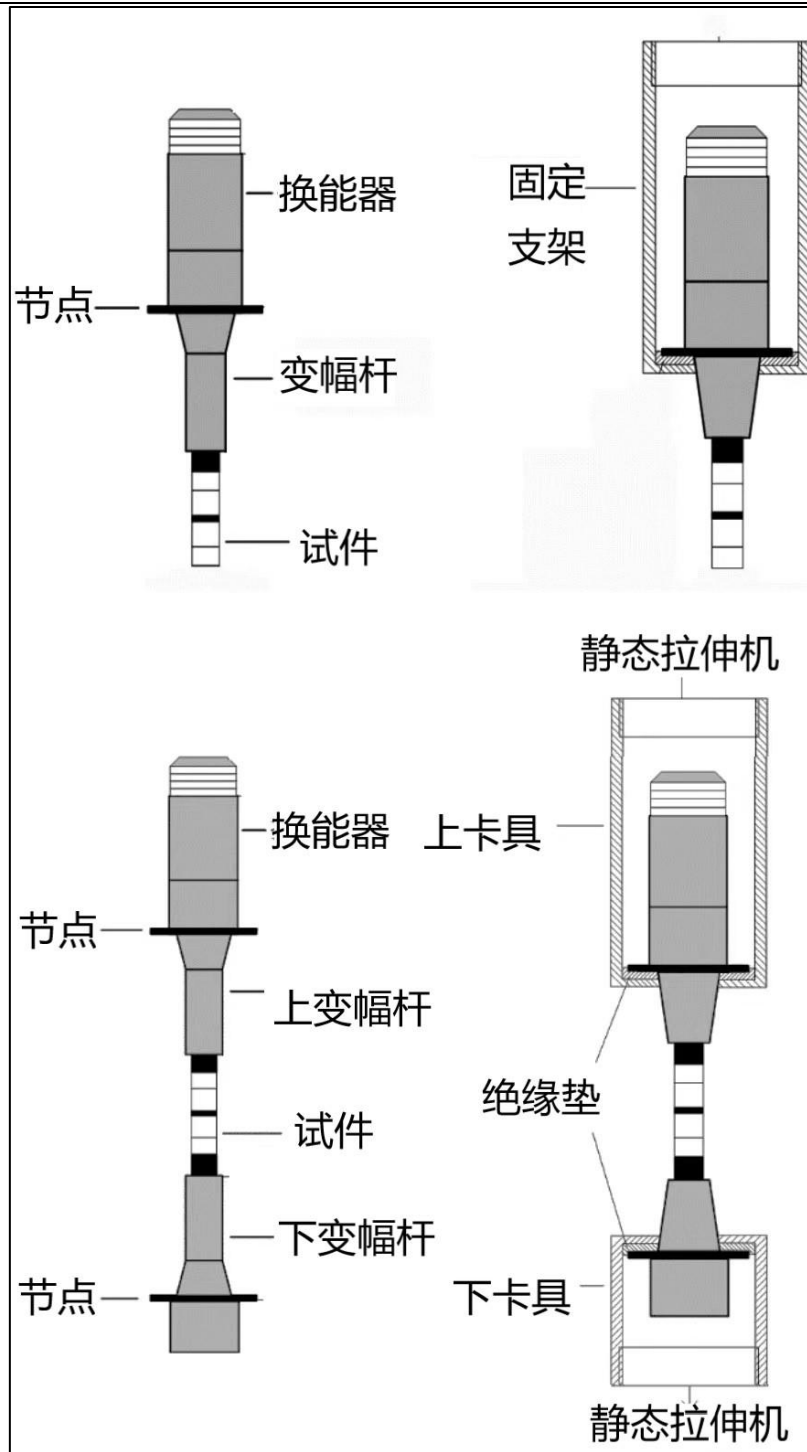


图 2-2 疲劳振动机的结构图解

2.3 疲劳分析理论

当飞行器在处于飞行状态时，高温合金都会在复杂的疲劳载荷中，受到的循环应力和应力比不是恒定状态，但本文所使用超声振动疲劳试验机对高温合金进行疲劳试验却是恒定状态，所以本章展示出需要应力公式修正，将非恒定状态下运行的高温合金试样件进行必要的简化，使得出的最终数据更加贴合实际的参数，保障

疲劳寿命模型建立正确。

2.3.1 疲劳寿命曲线

对构成飞机中处于热端部件的高温合金材料，因其通常在复杂环境中工作，各个部件的循环载荷也不相同。本文所用的计算方法为经验公式，其公式认定振动载荷的疲劳一般都为疲劳损伤，该公式一般应用在复杂结构或者说是部件的振动环境十分复杂状态下，可以精确的计算出疲劳载荷循环次数。

本文需要描述金属的疲劳性能通常需要建立应力幅值和应力循环次数 n 之间的关系，通过此关系可以预测得到 S-N 疲劳曲线寿命。通常情况下应力比在飞行状态都不为-1，但是本试验使用恒幅载荷循环为的方法计算，在该计算方法下较容易获得应力和寿命的关系曲线。

描述 S-N 曲线的一般经验公式例如：

(1) 指数公式

$$N * e^{ms} = C \quad (2-1)$$

其中 m 和 C 是材料常数。

对上述式子取对数得：

$$\lg N = a + bS \quad (2-2)$$

其中 $a = \lg C$ ， $b = -\lg m$ 均为材料常数。

(2) 幂函数公式

$$S^k \cdot N = C \quad (2-3)$$

其中 k 和 C 为材料常数。对上式取对数得：

$$\lg N = a + b \cdot \lg S \quad (2-4)$$

其中 $a = \lg C$ ， $b = -k$ 均为材料常数。

(3) Weibull 公式

$$N \cdot (S - S_e)^b = C \quad (2-5)$$

其中 S_e 为材料疲劳极限， b 和 c 为材料常数。

目前工程对于振动疲劳寿命的预测通常采用幂函数公式和指数函数公式来对 S-N 曲线的描述。

2.3.2 应力模型修正

高温合金结构承受循环应力载荷故其应力常常会发生实时的变化，为了更好的得出精确的 S-N 曲线一般都会进行应力幅值、应力均值和应力比的修正，它们的公式如下：

平均应力幅值

$$S_a = \frac{S_{\max} - S_{\min}}{2} \quad (2-6)$$

应力均值

$$S_m = \frac{S_{\max} + S_{\min}}{2} \quad (2-7)$$

应力比

$$R = \frac{S_{\min}}{S_{\max}} \quad (2-8)$$

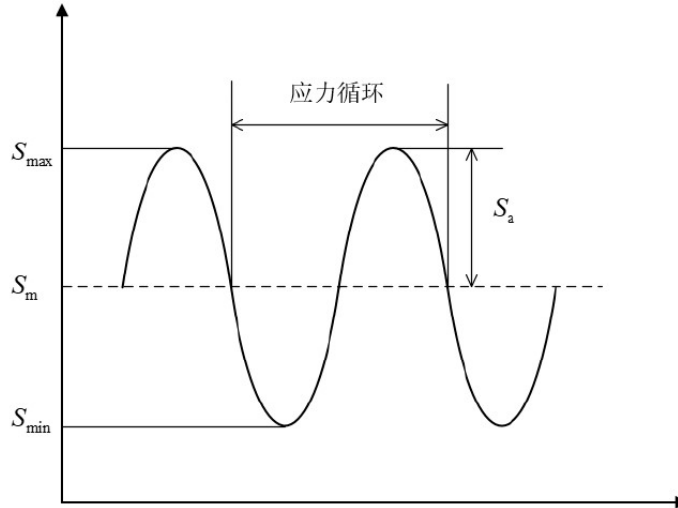


图 2-1 循环应力载荷

一般情况下，如图 2-1 材料的 S-N 曲线都是通过对称循环应力加载条件下进行的测量得到的。然而在实际的飞机飞行过程中，结构往往承受这着非对称循环载荷。相关的资料也表明不能忽略平均应力对材料的影响。

如图 2-2 所示为平均应力对疲劳寿命的影响。随着 R 值的逐渐的变大曲线也呈现下降趋势，同样的应力幅值，R 值越大，N 值越小。如果要使其保持对称循环这应当对平均应力修正。

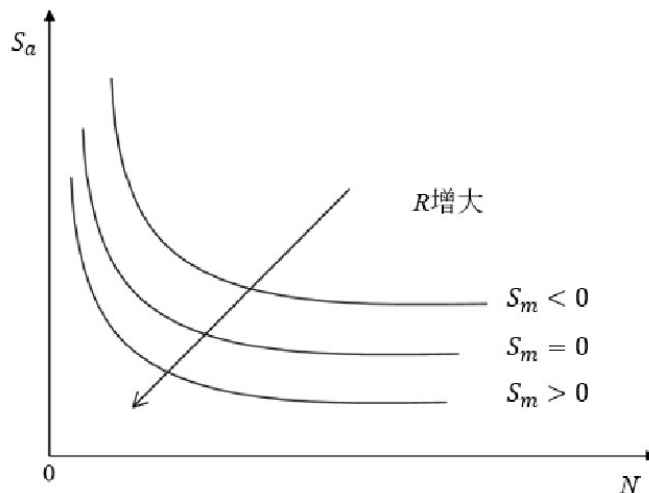


图 2-2 平均应力对寿命的影响

基于获得与对称循环下损伤相同的等效幅值的思想，多种平均应力模型都可以通过 Marin 模型来统一描述

$$\left(f \frac{\sigma_m}{\sigma_u}\right) + \left(\frac{\sigma_a}{\sigma_{ar}}\right)^n = 1 \quad (2-9)$$

式中， σ_{ar} 考虑平均应力影响的等效应力幅值，而 σ_u 确定拉伸的强度，其余的为待定参数。

通常情况下材料因素也是必须要考虑的，平均应力会因材料性质的变化而发生改变，如果调整可变参数 γ 就可以得到不同应力比下的试验数据，通过数据拟合的方式就可以建立 walker 应力模型，其变化的范围是 0-1。当 γ 为 0.5 时变为熟悉的 SWT 模型故其式子为：

$$\sigma_{ar} = \sigma_{max}^{1-\gamma} \sigma_a^\gamma = \sigma_{max} \left(\frac{1-R}{2}\right)^\gamma \quad (2-10)$$

通过现今的研究不难发现，通过线性拟合的不同应力比下的试验数据，获得的平均应力影响因子影响更多的疲劳性能，其疲劳寿命的曲线弯曲度并不会有多大改变，然后通过比对其其他的 S-N 曲线就可以得到相同应力幅下更精确的数据。

2.3.3S-N 曲线估计

材料的 S-N 曲线是一般通过试验数据获得，但是试验的时间有时过于长久且成本过大，在缺乏试验结果和无法张开试验，而且将飞行器现实模拟出空中飞行运作状态，在这种情况下，可以通过一下简化方法对曲线进行简化估算。

疲劳极限可以在静强度极限下近似的确定，由于疲劳强度的应力是变化的所以他描述的循环次数的疲劳寿命，一般循环次数不能小于 10^3 次，而当疲劳极限循环次数到达 10^6 时寿命为静强度极限的 0.5 倍，因此假定静强度极限为 σ_b 时，可得到下式：

$$N < 10^3 \text{ 时, } \sigma_N = 0.9\sigma_b$$

$$N \geq 10^6 \text{ 时, } \sigma_N = 0.5\sigma_b$$

将上式公式取对数得到下图 2-3:

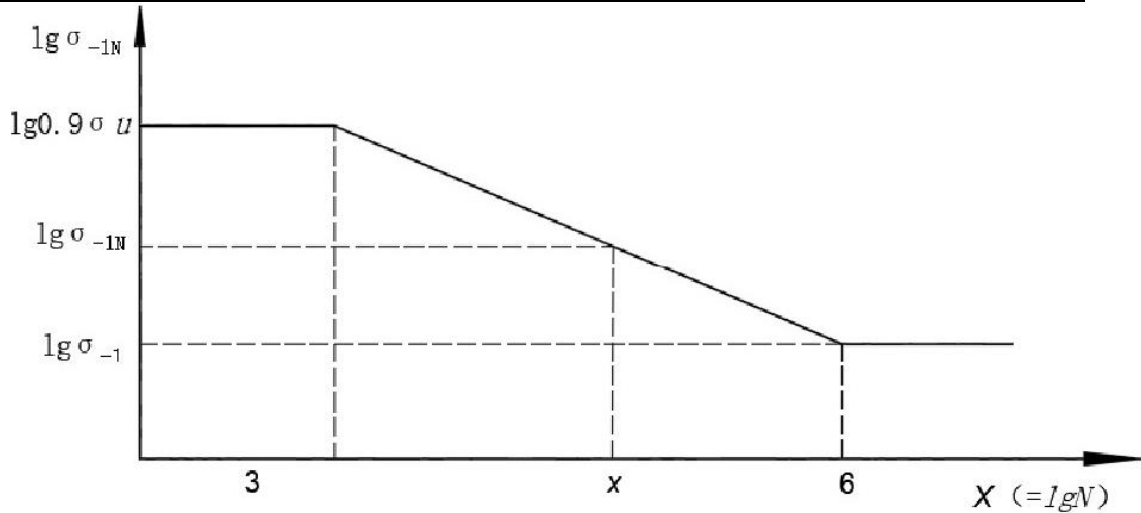


图 2-3 S-N 简化图

寿命位于 10^3 到 N_0 之间的任意一点的应力表达式为:

$$\lg \sigma_{-1N} = \lg \sigma_{-1} + \frac{\lg N_0 - \lg N}{\lg N_0 - 3} [\lg(0.9\sigma_b) - \lg \sigma_{-1}] \quad (2-11)$$

式子中， $\lg 6$ 为试验循环次数，其具体值可从图 2-3 得到。S-N 疲劳曲线是适用于大部分的金属材料，在金属的高低温下，通过该公式所计算出来的误差将会更加的精确，出现的偏差过大通常通过上述的修正公式进行必要的修正，并将该数值再一次通过疲劳公式进行验证。通过上述的公式基础，再通过试验论证其可行性是至关重要的一项关键，试验数据精确度将会在后续的试验中体现出来。考虑利用此公式的影响疲劳寿命模型建立并描述出低周、高周、超声疲劳寿命模型参数的值仅供对应的实际进行参考。

第三章 试验结果及分析

镍基合金 GH4169 常常作为航空发动机的高温合金，需要大量的试验进行对比才可以得到正确的数值，本章将进行多次的试验数据进行综合，并使用 origin 软件进行曲线的模拟之后，通过对比 S-N 曲线得出总要结论。

3.1 常温超声疲劳试验

试验开始的步骤为将试验仪器组装并打开电源和电脑试验程序，并设置好参数如图 3-1 所示

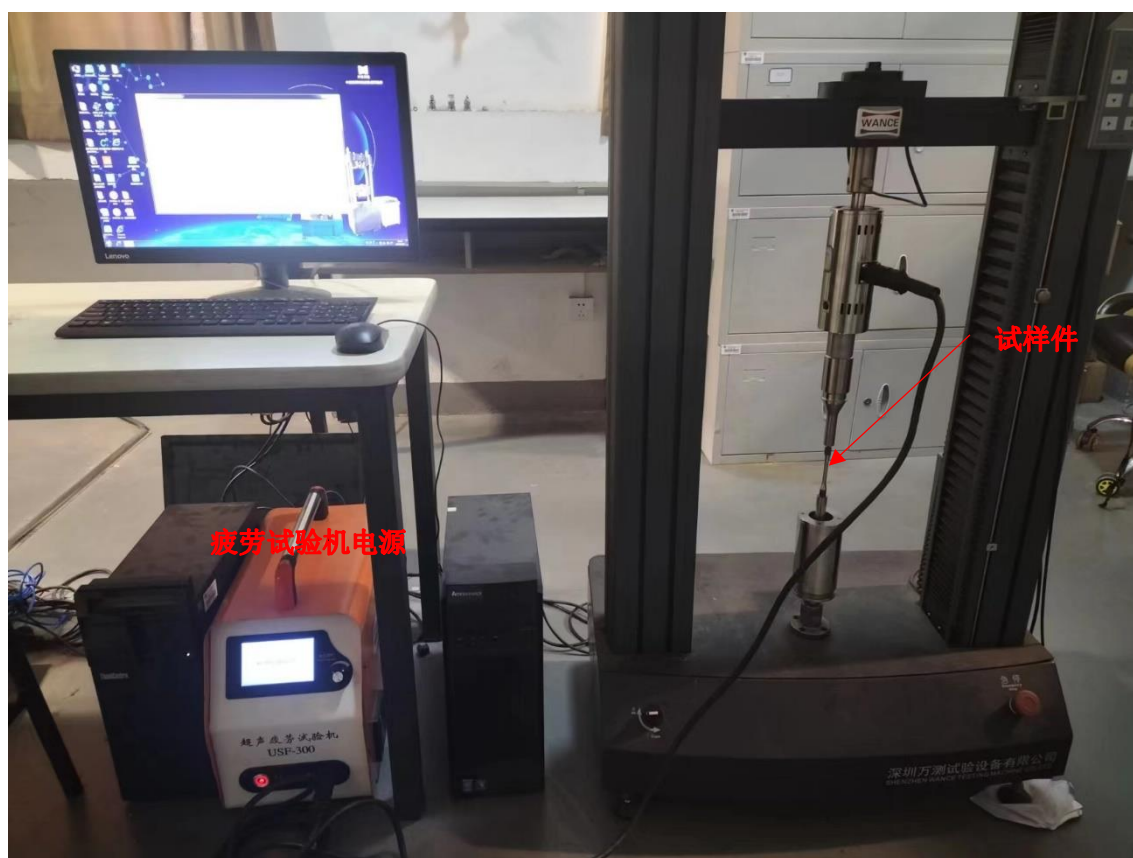


图 3-1 超声疲劳试验机

将试样件加持在拉伸机的半空中并启动计算机然后进行校准测试，第一次为 $R=-1$ 为对称疲劳试验。结束后将样品拆卸，并记录数据。改变应力比，将应力比改为 0.3 其他数值不变，重复上述试验。样品拆卸，记录数据。改变应力比，将应力比改为 0.5 重复试验。

试验结果如表 3-1、表 3-2、表 3-3 所示

表 3-1 应力比 R=-1 试验数据

件号	试件 情况	应力幅 MPa	次数
1	断裂	680	1.2×10^5
2	断裂	627	3.3×10^5
3	断裂	615	8.4×10^5
4	断裂	600	2×10^6
5	断裂	590	5.3×10^6
6	断裂	582	6.1×10^6
7	断裂	574	3.6×10^7
8	断裂	562	5×10^8
9	断裂	540	9.3×10^7
10	断裂	525	3.13×10^8
11	断裂	515	5.1×10^8
12	断裂	510	8.4×10^8
13	未断	500	1×10^9
14	未断	491	1×10^9

表 3-2 应力比为 0.3 试验数据

件号	试件 情况	应力幅 MPa	次数
1	断裂	606	1.3×10^5
2	断裂	590	4.2×10^5
3	断裂	575	6×10^5
4	断裂	560	3.2×10^6
5	断裂	544	4.3×10^6
6	断裂	541	8.4×10^6
7	断裂	524	3×10^7
8	断裂	520	4.3×10^7
9	断裂	506	5.2×10^7
10	断裂	493	2×10^8
11	断裂	470	5.5×10^8
12	断裂	450	8.4×10^8
13	未断	430	1×10^9
14	未断	420	1×10^9
15	未断	400	1×10^9

表 3-3 应力比=0.5 的数据

件号	试件 情况	应力幅 MPa	次数
1	断裂	606	1×10^5
2	断裂	590	3.2×10^5

3	断裂	575	5×10^5
4	断裂	560	3×10^6
5	断裂	544	4×10^6
6	断裂	541	6×10^6
7	断裂	524	2.5×10^7
8	断裂	520	3×10^7
9	断裂	506	4×10^7
10	断裂	493	1.2×10^8
11	断裂	470	3×10^8
12	断裂	450	6×10^8
13	未断	420	1×10^9
15	未断	400	1×10^9

将数据通过电脑程序得出不同应力比加载条件下的 S-N 曲线作对比，如图 3-2 所示：

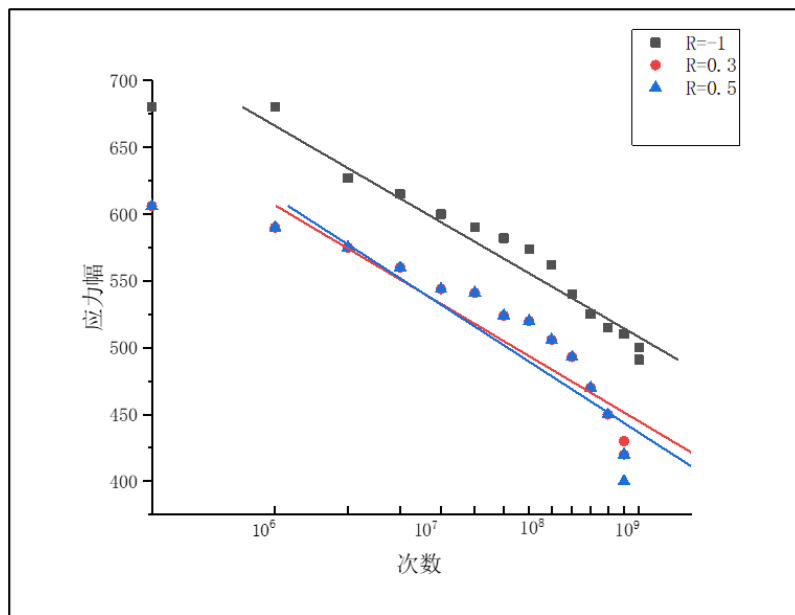


图 3-2 疲劳试验的 S-N 曲线

图中的三条 S-N 曲线是最大应力与循环周次的曲线，等寿命条件下应力幅降低，最大应力提高。从图中可以看出，疲劳试验的循环周次范围为 10^6 至 10^9 ，涵盖高周和超高周疲劳范围。应力比对高温合金疲劳强度影响十分的明显，在同一常温情况下，随着应力比升高，疲劳强度下降，尤其是对比 $R=-1$ 和 $R=0.3$ 的两条 S-N 曲线，但应力比并不改变 S-N 曲线的形状，三种应力比下的 S-N 曲线整体上都呈现阶梯型连续下降。而在两个非对称疲劳中，应力比为 0.3 和 0.5 之间的差值很小时其疲劳性能的 S-N 曲线却几乎重合。其展示出应力比对疲劳寿命影响是十分

巨大的，这也同样应征上文对疲劳方程的估计是正确的。从 S-N 曲线的描述看其与试件的疲劳断裂机理密切相关，超高周疲劳的断裂机制在后面章节详细讨论。

3.2 高温超声疲劳试验

高温试验下的两种实验为非对称的试验组，应力比分别为-1、0.3 和 0.5，应力幅的加载从原先 600MPa-450MPa 变为 560MPa-300MPa，其起裂的裂纹源大部分都为内部起裂，后续的电图中将会显示，在这不再赘述。本章主要对常温和高温的 S-N 曲线进行解析，数据如下表 3-4、表 3-5、表 3-6；

表 3-4 应力比 R=-1 的试验数据

件号	试件情况	应力幅 MPa	次数
1	断裂	652	2.2×10^5
2	断裂	640	5×10^5
3	断裂	635	8.7×10^5
4	断裂	645	1×10^6
5	断裂	630	5.5×10^6
6	断裂	620	8.1×10^6
7	断裂	601	3.3×10^7
8	断裂	570	4.2×10^7
9	断裂	550	5.1×10^7
10	断裂	495	7×10^7
11	断裂	403	3.6×10^8
12	断裂	370	2.68×10^8
13	断裂	324	4.7×10^8
14	断裂	300	8.2×10^8
15	未断	285	1×10^9

表 3-5 应力比 R=0.3 的试验数据

件号	试件情况	应力幅 MPa	次数
1	断裂	556	1.4×10^5
2	断裂	530	3×10^5
3	断裂	521	8.2×10^5
4	断裂	502	3.1×10^6
5	断裂	475	5.4×10^6
6	断裂	440	7.3×10^6
7	断裂	426	2.5×10^7
8	断裂	390	5.7×10^7
9	断裂	379	8×10^7
10	断裂	353	2.4×10^8

11	断裂	331	5×10^8
12	断裂	300	8.8×10^8
13	未断	265	1×10^9
14	未断	250	1×10^9
15	未断	245	1×10^9

表 3-6 应力 R=0.5 试验数据

件号	试件情况	应力幅 MPa	次数
1	断裂	555	1×10^5
2	断裂	530	2.2×10^5
3	断裂	520	7×10^5
4	断裂	500	2.6×10^6
5	断裂	475	5×10^6
6	断裂	440	6×10^6
7	断裂	425	2×10^7
8	断裂	390	5.2×10^7
9	断裂	378	8×10^7
10	断裂	353	1.4×10^8
11	断裂	330	4×10^8
12	断裂	300	7.5×10^8
13	未断	250	1×10^9
14	未断	240	1×10^9

通过 S-N 曲线分析，直观的对比它们在疲劳寿命和循环周次上的曲线角度和拐点是否一致，观测图 3-3、3-4、3-5 得出结论：

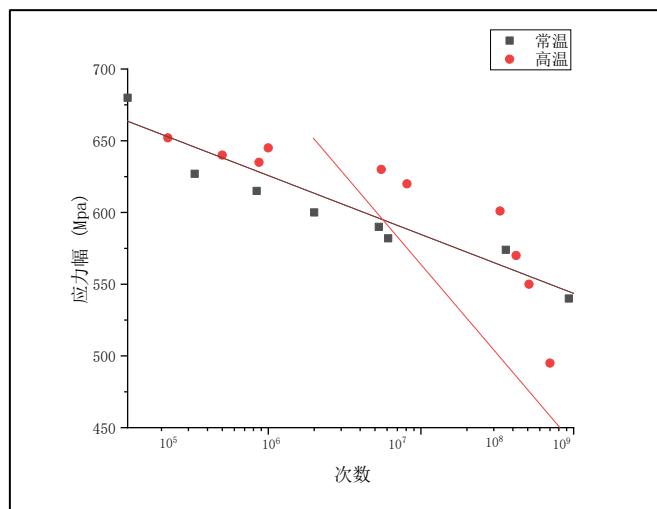


图 3-3 R=-1 应力比常温与高温 S-N 曲线对比

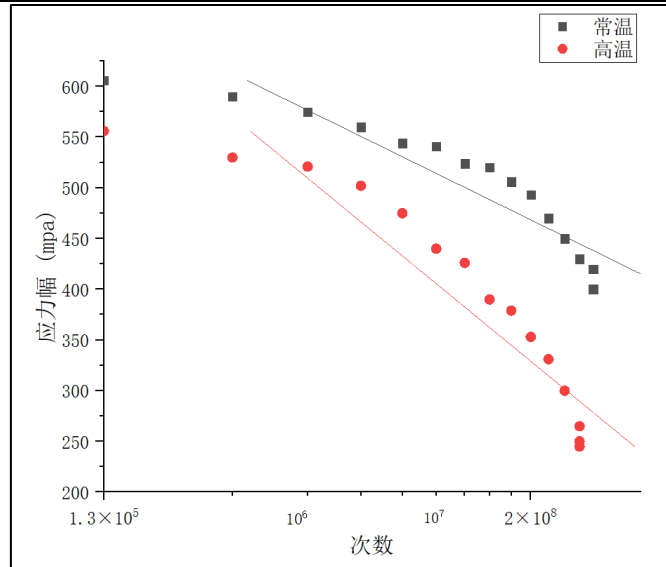


图 3-4 R=0.3 应力比常温与高温 S-N 曲线对比

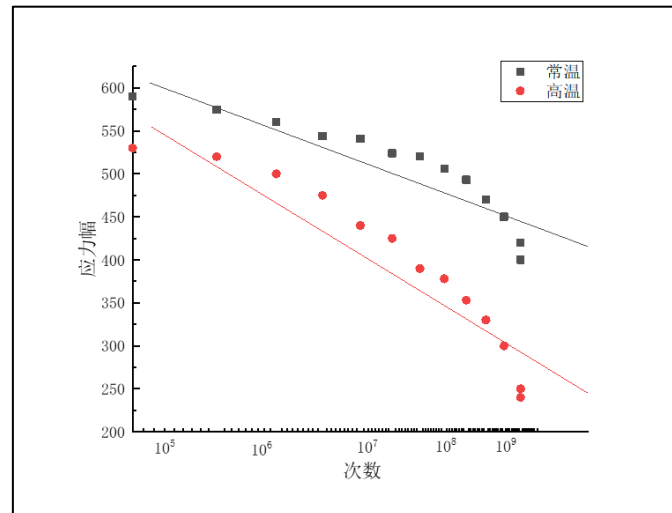


图 3-5 R=0.5 应力比高温与常温 S-N 曲线对比

由图可知，上述 $R=-1$ 、 $R=0.3$ 和 $R=0.5$ 的 S-N 曲线都是呈阶梯式的下降，第一组 S-N 曲线是 $R=-1$ 的高温与常温的对比，从图中可以清晰的看到前期高温的疲劳寿命大于常温，其原因是裂纹源产生于样件表面且受到热应力的影响，故载荷循环次数小，中后期当裂纹源发生在试样件的内部时循环次数则回归正常情况，高温的疲劳寿命比常温的小。图 3-4 和图 3-5 分别在 3×10^7 次数处是一个拐点，然后在 6×10^7 处又是一处拐点，这往往是高温合金的一种独有的特性，但是这种现象并不会发生在所有的高温合金中，这也证明上文中描述疲劳 S-N 曲线的预估公式具有的一定正确性，但是精度和误差有 10%左右。对比图上的应力幅得知在第一拐点之前超声疲劳的裂纹源都发生在试样件的内部，而第二个拐点之后裂纹源发生在金属样件的表面。如图 3-6 所示，将不同应力比相同温度下的 S-N 曲线通过对比发现出，相同材料在高温环境中也是遵循应力比越大，则疲劳性能越差的规律。

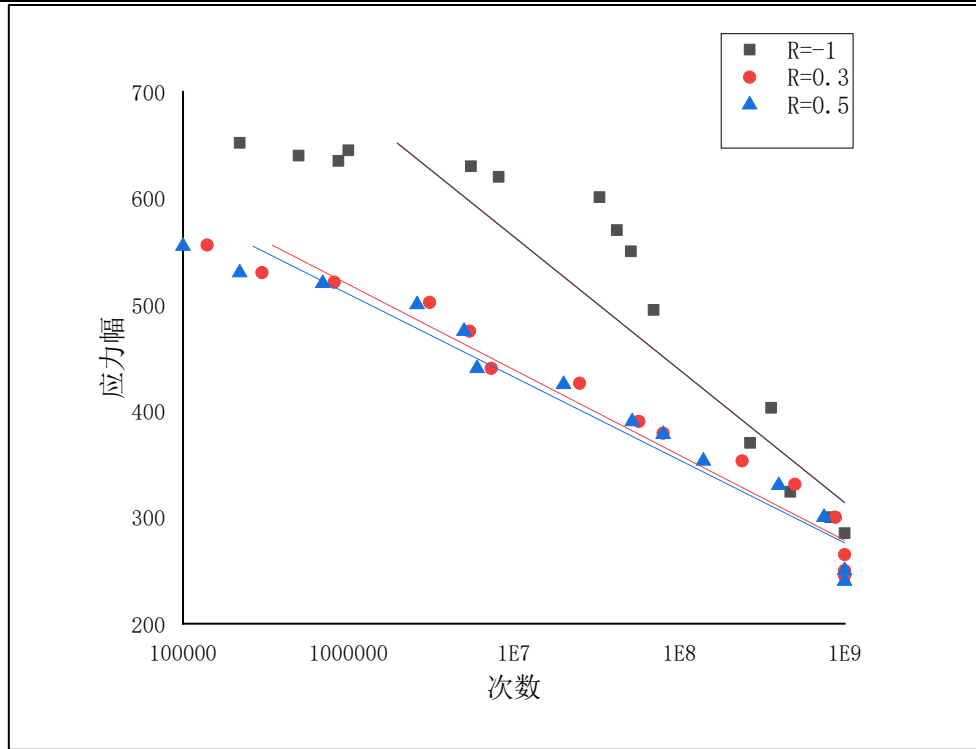


图 3-6 不同应力比下高温 S-N 曲线

3.3 本章小结

本章通过对比在常温和高温环境下，不同应力比的试验中得出结论：

(1) 应力比越大，试验样件的疲劳寿命越短，但应力比并不会改变曲线的形状，通过进一步的数据对比可知：应力比相差不大时疲劳循环的次数也不会相差过大，这也是曲线弧度相似的原因。

(2) 温度越高，循环的次数就越少；在 S-N 曲线中，高温比常温更加的线性化，但是两个温度拐点的在曲线上的位置不变。

第四章 断裂机制及疲劳寿命预测

4.1 断口特征

疲劳断裂一般有以下共同的特征，其断裂处可观察到的主要特征为疲劳裂纹源、断裂扩展区域、瞬间断裂区域。从图像中对其破坏口的研究有助于我们对其做出破坏性规律的总结：

(1) 图中的瞬间断裂区产生原因是在材料裂纹扩展延展到足够的尺寸发生瞬间断裂时产生；裂纹延展区和瞬间断裂区紧邻，该区域的产生与合金的金相有关，也受载荷水平的影响；裂纹源在电子显微镜下观察出现在合金的表面，裂纹扩展紧跟着裂纹源的后面。

(2) 在裂纹扩展区有振动造成的条纹痕迹。在变幅载荷下，裂纹从裂纹源开始有规律扩展，并在断面造成与加载的过程对应的条纹痕迹，由于这些条纹与海浪从海岸退潮后留下的条纹非常相似，因此通常称为“海滩带条”。

(3) 破坏的断裂口没有明显的塑性变形，一般将疲劳破坏的断口合并在一起时发现吻合程度较好，即使在使用延展性较好的材料也是如此，因此破坏不易被察觉，也同样被维修人员所忽视。

疲劳强度与静强度破坏主要区别如表 4-1 所示

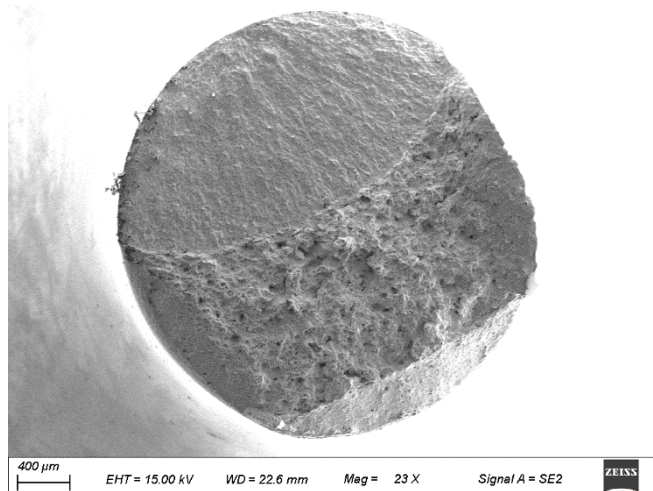
表 4-1 疲劳破坏表

破坏类型	疲劳破坏	静强度破坏
作用应力水平	较低	达到或超过极限应力
破坏形式	经历局部损伤积累过程	无损伤积累过程，瞬间发生破坏
断口类型	光滑，有海滩条带或腐蚀痕迹，有断裂源、裂纹扩展区、瞬断区	断口粗糙、新鲜、无表面腐蚀或腐蚀痕迹、无分区
有无塑性变形	无明显塑性变形	延性材料塑性变形明显
应力集中的影响	应力集中对寿命影响大	应力集中对极限承载能力影响不大

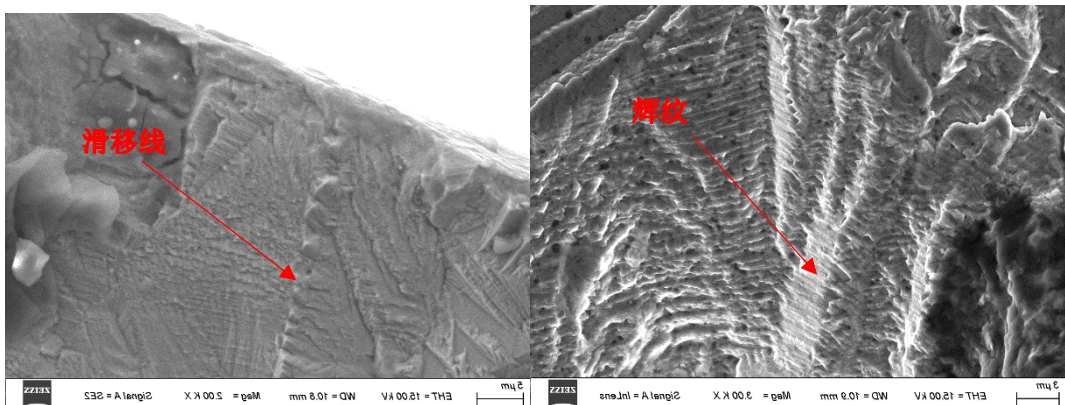
4.2 疲劳断口分析

本章利用应力比为-1 的裂纹源图像进行介绍，由图 4-1 表现出试样在该应力比下的表面裂纹源头的宏观断口形貌，其中图 4-1 (a) 为试样件宏观断口示意图，图 4-1 (b) 为微观裂纹源区域，裂纹源上表明出滑移线所在位置，图 4-1 (c) 为裂纹扩展区域，图上已表明辉纹所属位置。

通过这些图可以看出，试样件在常温环境下不同应力比和不同循环次数下裂纹源的数量并不一定会只是单一的出现，随着应力比的增大和疲劳寿命的降低，表层的疲劳裂纹源会再显微镜下出现多个裂纹源。图 4-1 (a) 是为应力幅值最大，循环次数最小的疲劳试验样件，其表层就观察到一个裂纹源，从试件的断口处也只看到一个起裂部位。再从图 4-1 (b) 可以看到相同的试件，其断口的组织很均匀；而镍基合金的内部晶粒分布不均匀且个体过大就会存在材料缺陷，出现孔隙和夹杂，这也导致各个区域的疲劳性能不均匀。因此，当该试样件的循环次数小时，试样件承受不了应力值过高，试样件的表层晶粒晶界出现滑移，产生滑移线；而试样件最弱的区域滑移线的数量不一定只有一个。从图 4-1 (c) 中可以看出，当在该应力幅值下裂纹扩展区出现了大量的裂纹辉纹，该现象一般只会出现在稳定扩展区，同时在辉纹中可以发现由很多大小不一，长短不相同的阶梯层状裂纹条带。辉纹的长短大小与材料疲劳强度因子有关，距离疲劳源越近，疲劳强度因子越小，则得到的裂纹辉纹就越发的明显，因此一般来说，较远的扩展区的辉纹大小较源头的扩展区的要小一些。



(a) 断口宏观



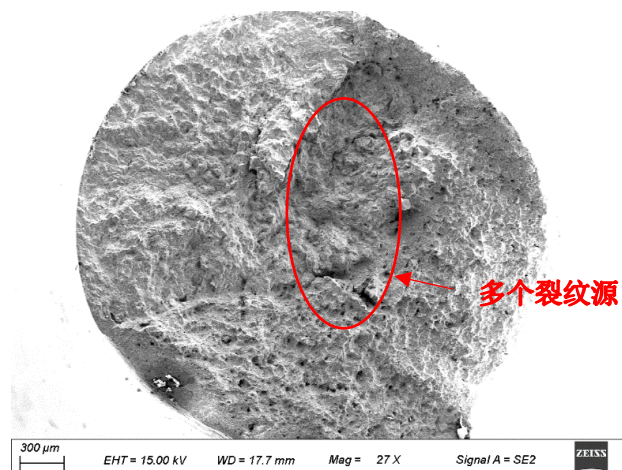
(b) 裂纹源区

(c) 扩展区

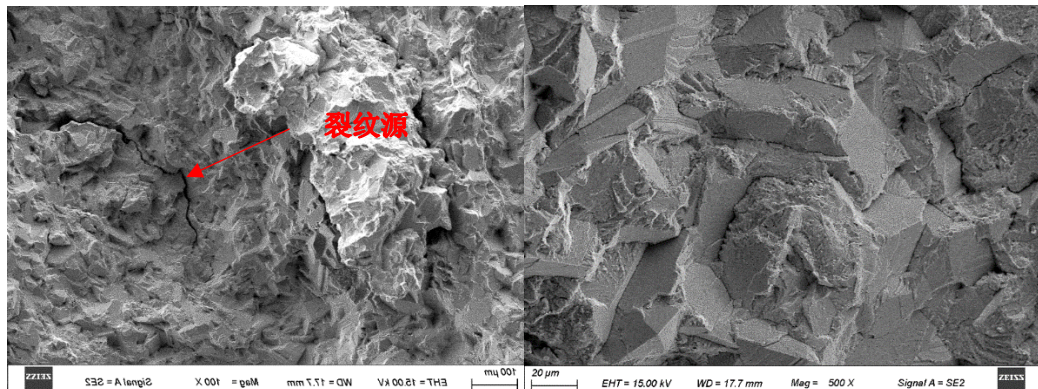
图 4-1 常温疲劳断口

不同的温度也会产生不同的应力，热膨胀和冷缩力都是改变疲劳裂纹扩展速率的重要影响因素。飞行器的飞行高度决定温度变化，该试验加入该温度因素变化是十分有必要的一项研究。

由于高低温疲劳断裂机制有所不同，其 S-N 曲线也不相同，试验的方法也上文大相径庭，这里就不在赘述。在高温环境下测试镍基合金疲劳都会出现鱼眼特征，但从图中不管在哪个部位萌发,都不能看出"鱼眼"的特征。通过图 4-2 (a) 表明高温下断裂的试验件的裂纹口表面有多个裂纹源，部分的试验件在表面也存在两处以上裂纹源。通过观察不难发现这是由于样件受到热膨胀应力的作用。在图 4-2 (b) 中表现出随着应力循环的增加在材料表面逐渐形成驻留的滑移带，驻留的滑移带和高温表面夹杂的氧化物产生化学反应引起应力集中，导致裂纹源在表面产生。由图 4-2 (c) 得出当裂纹扩展的方向出现特定的平面滑移时，会产生特定的晶粒晶界滑移，图中还看出大量晶界的裂纹，均为沿定向晶界的断口。因此在高温环境下镍基合金会存在表层与内部之间裂纹源相互竞争的关系。对于裂纹扩展从裂纹源开始就出现了晶粒滑移的现象，主要原因是晶界相较于晶体内部受到高温的影响更大。



(a) 宏观断口



(b) 裂纹源区域

(c) 特定晶界裂纹扩展区

图 4-2 高温疲劳断口

4.3 疲劳寿命模型建立

雨流计数法是英国科学家首次提出的一种可实现将试验测定得到的实际载荷向多级载荷循环转化, 据此预测疲劳寿命并用来编制疲劳试验载荷谱。雨流计数法同时考虑疲劳载荷的幅值与均值, 故其在疲劳寿命预测中得到非常广泛的应用, 其计算原则为 4-6 图所示:

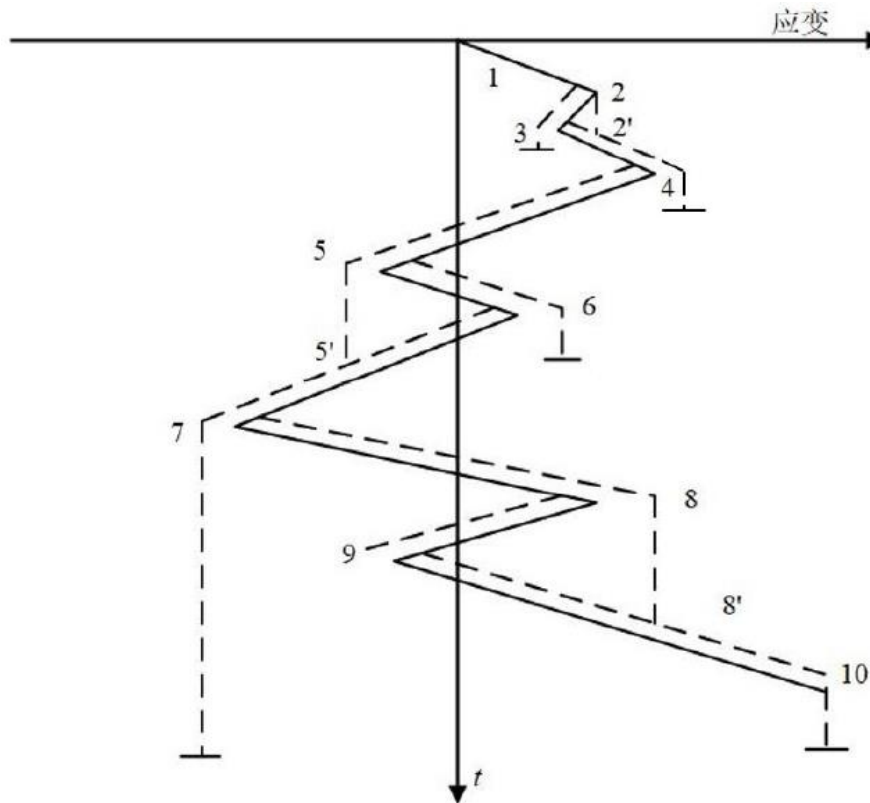


图 4-6 雨流计数法计算图示

- (1) 雨流逐次从应力载荷峰值的背后延这线条往下流动。
- (2) 雨流的流动起始于应变载荷的某一峰值点, 终止于下一个更大的峰值点。
- (3) 当雨流与上方的雨流相遇时则该雨流停止流动。
- (4) 统计全部的整循环, 逐次记录所有循环的应变均值和应变幅值;

将首轮计数后的不收敛应变载荷看作一个收敛发散型的应变载荷, 将第二轮同养的方式进行, 最终应变循环次数等于两轮循环次数的

随后通过计算将得到的雨流计数法通过的应力幅值和平均应力提取, 并结合一段时间内试验统计的次数, 可以得到下表 4-2 的对应的循环次数。

表 4-2 疲劳预测表

应力幅	循环次数		
	R=-1	R=0.3	R=0.5
630	8.2×10^5	1.73×10^6	9.8×10^5
589	1.2×10^6	2.07×10^7	8.9×10^6
513	8.3×10^8	5.4×10^7	6.7×10^7
473	1×10^9	4.8×10^8	3.4×10^8
450	1×10^9	1×10^9	1×10^9

4.5 本章小结

通过试验发现材料的内部缺陷和实际温度很大程度制约其疲劳寿命长短和疲劳失效部位，具体结论如下：

(1) 在常温条件下，试样件的断裂处组织比较均匀，断口比较平整，其断口没有缺陷；而高温试样件断口相对于常温试样件较粗糙，这是由于高温疲劳过程中沿晶断裂导致的。

(2) 在 10^5 到 10^7 循环范围内，疲劳源都萌发于试验样件的表面，这和非对称试验没有直接关联，且试样件也不会发生内部的起裂现象；在 10^7 到 10^8 范围内，通过上述显微图像中观察到的裂纹源萌发方式有两种，分别为表层起裂和内部起裂，而实际上的疲劳断裂过程是指裂纹表层萌发与内层萌生之间的竞争过程，但不管在哪个部位萌发，都不能看出“鱼眼”的特征。

(3) 因为该材料的 S-N 曲线不论在什么环境下都呈线性与阶梯状，有利于通过雨流算法计算得到循环次数，通过数据表创建疲劳强度的预测模型，通过该模型得出预测值与试验得到结果数值误差相对较小。

参考文献

- [1] Maddox SJ. Review of fatigue assessment procedures for welded aluminium structure [J] International Journal of Fatigue, 2003, 25 (12) : 1359~1378.
- [2] Balasubramanian, V. Ravisankar, G Madhusudhan Reddy. Effect of pulsed currentwelding on fatigue behaviour of high strength aluminium alloy joints [J] Materials and Design, 2008, 29 (2) : 492~500.
- [3] 闫桂玲. 非对称超高周疲劳实验研究[D].西南交通大学,2005.
- [4] 宋宗贤. 基于 SLM 成形的 Inconel718 镍基高温合金超高周疲劳断裂机理研究[D].太原科技大学,2021.
- [5] 谭龙,杨晓光,孙燕涛,范永升,石多奇.考虑服役微结构状态的镍基合金低周疲劳寿命预测方法[J].推进技术,2022,43(02):86-93.
- [6] 薛红前,姜祎君,封硕.镍基合金超声疲劳裂纹扩展寿命预测研究[J].材料工程,2014(03):7-13+20.
- [7] Tra T H, Okazaki M, Suzuki K. Fatigue crack propagation behavior in friction stir welding of AA6063-T5: Roles of residual stress and microstructure[J]. International Journal of Fatigue, 2012, 43(43):23-29.
- [8] 刘小龙, 孙成奇, 周砚田,等. 微结构和应力比对 Ti-6Al-4V 高周和超高周疲劳行为的影响 [J]. 金属学报, 2016, 52(8):923-930.
- [9] 周承恩, 谢季佳, 洪友士, 超高周疲劳研究现状及展望, 机械强度[J].2004, 26 (5) : 526~533
- [10] 张健. 304 奥氏体不锈钢低周疲劳及疲劳裂纹扩展规律研究[D].江苏理工学院,2021.
- [11] 王小康. 高温轴承钢材料滚动接触疲劳损伤扩展机理研究[D].哈尔滨工业大学,2021.
- [12] 李茜,张福祿,赵子华.镍基单晶/柱晶高温合金超高周疲劳研究进展[J].航空学报,2021,42,11
- [13] 邓文凯,徐晴昊,江亮.IN718 镍基高温合金的热机械疲劳性能[J].中国有色金属学报,2019,29(05):983-989.
- [14] 刘斌超,王秋懿,杨蓉,鲁嵩嵩,鲍蕊.材料因素对金属疲劳裂纹扩展的影响[J].航空科学技术,2022,33(03):77-85.
- [15] 项玉霞,武志斐.变幅载荷下的钢板弹簧疲劳裂纹扩展研究[J].机械强度 2021, 43 (06) :1462-1466.

致 谢

感叹时间不经意间就从身边悄无声息的溜走，可谓：“离离原上草，一岁一枯荣。”眼看着在校的时光匆匆，身为学子的我们一步一步从象牙塔走出去，进入凡尘之间历练。

感谢宋宗贤老师从本论文的开题选择，准备试验设计，试验开展到论文撰写的每一过程都耐心的给予指导，能想到我们的难处并帮助我们解决，给予我们极大的关心。他渊博的学识、敏锐的思维和严谨的治学态度给我极大的帮助和影响，在此表示衷心的感谢。

感谢我的室友是他们在我最不解的时候为我解答迷惑，在最难过时与我一同分享他们最近的趣事，一起娱乐的场景历历在目，一起庆生的欢乐耳边循循渐进。没有他们的付出，也就无法成就今天的我。

学院里的老师，我感谢你们在这四年的时光中，如同海上的巨轮，带我走过风平浪静，闯过暗礁之海，在狂风暴雨中行进。你传播的是受之以渔知识，将我未来的路铺上基石，畅通无阻的飞驰在前往人生巅峰的道路上。