



“十二五”国家重点出版规划
精品项目

先进航空材料与技术丛书

航空复杂构件 精密成形技术基础

Basical Research on Precise Forming
of Aircraft Structures

熊艳才 著



国防工业出版社
National Defense Industry Press



“十二五”国家重点出版规划
精品项目

先进航空材料与技术丛书

航空复杂构件 精密成形技术基础

熊艳才 著

国防工业出版社

· 北京 ·

内 容 简 介

本书以国防 973 项目研究成果为基础,集近年来在航空复杂构件精密成形技术领域共性与应用基础性方面的研究成果,主要内容包括精密凝固成形和塑性成形工艺过程尺寸、组织和缺陷的形成机理、成形规律以及过程设计与控制方法等内容,以丰富和发展精密成形技术基础理论和方法,用于指导精密成形工艺研究、复杂构件的工艺设计与控制,以推动成形工艺过程的设计与过程控制由经验为主导向量化和数字化的方向发展。

本书供金属成形专业高校高年级学生和研究生、科研人员和生产技术人员参考。

图书在版编目(CIP)数据

航空复杂构件精密成形技术基础 / 熊艳才著 — 北京:国防工业出版社,2012 3

(先进航空材料与技术丛书)

ISBN 978 - 7 - 118 - 07894 - 7

I. ①航... II. ①熊... III. ①航空材料-结构构件-成型-研究 IV. ①V258

中国版本图书馆 CIP 数据核字(2012)第 022970 号

※

国防工业出版社出版发行

(北京市海淀区紫竹院南路 23 号 邮政编码 100048)

北京嘉恒彩色印刷有限责任公司

新华书店经售

*

开本 710×960 1/16 插页 2 印张 20 字数 465 千字

2012 年 3 月第 1 版第 1 次印刷 印数 1—3000 册 定价 63.00 元

(本书如有印装错误,我社负责调换)

国防书店:(010)88540777

发行邮购:(010)88540776

发行传真:(010)88540755

发行业务:(010)88540717

《先进航空材料与技术丛书》

编 委 会

主 任 戴圣龙

副主任 王亚军 益小苏

顾 问 颜鸣皋 曹春晓 赵振业

委 员 (按姓氏笔画为序)

丁鹤雁 王志刚 王惠良 王景鹤

刘 嘉 刘大博 阮中慈 苏 彬

李 莉 李宏运 连建民 吴学仁

张庆玲 张国庆 陆 峰 陈大明

陈祥宝 周利珊 赵希宏 贾泮江

郭 灵 唐 斌 唐定中 陶春虎

黄 旭 黄 敏 韩雅芳 蹇西昌

廖子龙 熊华平 颜 悦

序

一部人类文明史从某种意义上说就是一部使用和发展材料的历史。材料技术与信息技术、生物技术、能源技术一起被公认为是当今社会及今后相当长时间内总揽人类发展全局的技术,也是一个国家科技发展和经济建设最重要的物质基础。

航空工业领域从来就是先进材料技术展现风采、争奇斗艳的大舞台,自美国莱特兄弟的第一架飞机问世后的 100 多年以来,材料与飞机一直在相互推动不断发展,各种新材料的出现和热加工工艺、测试技术的进步,促进了新型飞机设计方案的实现,同时飞机的每一代结构重量系数的降低和寿命的延长,发动机推重比量级的每一次提高,无不强烈地依赖于材料科学技术的进步。“一代材料,一代飞机”就是对材料技术在航空工业发展中所起的先导性和基础性作用的真实写照。

回顾中国航空工业建立 60 周年的历程,我国航空材料经历了从无到有、从小到大的发展过程,也经历了从跟踪仿制、改进改型到自主创新研制的不同发展阶段。新世纪以来,航空材料科技工作者围绕国防,特别是航空先进装备的需求,通过国家各类基金和项目,开展了大量的先进航空材料应用基础和工程化研究,取得了许多关键性技术的突破和可喜的研究成果,《先进航空材料与技术丛书》就是这些创新

性成果的系统展示和总结。

本套丛书的编写是由北京航空材料研究院组织完成的。19 个分册从先进航空材料设计与制造、加工成形工艺技术以及材料检测与评价技术三方面入手,使各分册相辅相成,从不同侧面丰富了这套丛书的整体,是一套较为全面系统的大型系列工程技术专著。丛书凝聚了北京航空材料研究院几代专家和科技人员的辛勤劳动和智慧,也是我国航空材料科技进步的结晶。

当前,我国航空工业正处于历史上难得的发展机遇期。应该看到,和国际航空材料先进水平相比,我们尚存在一定的差距。为此,国家提出“探索一代,预研一代,研制一代,生产一代”的划代发展思想,航空材料科学技术作为这四个“一代”发展的技术引领者和技术推动者,应该更加强化创新,超前部署,厚积薄发。衷心希望此套丛书的出版能成为我国航空材料技术进步的助推器。可以相信,随着国民经济的进一步发展,我国航空材料科学技术一定会迎来一个蓬勃发展的春天。

A handwritten signature in black ink, appearing to read '李锐' (Li Rui), written in a cursive style.

2011 年 3 月

前 言

凝固成形和塑性成形是两种主要的金属零件成形方法。航空发动机叶片、盘件、机匣和飞机机体框、梁等各种高温合金、钛合金、铝合金,超高强度钢复杂整体铸锻件是航空发动机、军用飞机和大型客机的主要关键构件,其形状结构和(或)组织结构复杂,研制生产难度大。我国先进飞机和航空发动机对叶片、机匣、框、梁等关键复杂构件精确成形技术的需求越来越强烈。但在研制过程中,这些复杂构件的尺寸精度和性能难以精确控制,加工余量大,合格率低,研制生产成本高,周期长。究其原因,主要是成形技术基础薄弱,对成形机理认识不清,在研制生产过程中缺乏科学的工艺设计和过程控制的理论与方法。

本书主要围绕航空复杂构件精确成形过程形状尺寸和组织结构演变机理和规律、理论模型与数值模拟、过程设计和控制方法等精确成形技术领域中共性关键的重大基础问题开展研究。目的是揭示复杂构件精确成形过程的热力学动力学机理,并掌握复杂构件精确成形过程形状尺寸变化和组织结构演变规律,构筑复杂构件精确成形的基础理论框架,建立复杂构件精确成形过程设计和控制方法,在航空典型复杂构件研制中获得验证;为实现航空复杂构件“精确控形”和“精确控性”提供理论基础与技术支持,满足先进航空装备和民用飞机高性能、低成本、轻量化、高可靠、长寿命和短周期制造发展的需要。

本书是在北京航空材料研究院曹春晓院士指导下编写的。本书的编写内容基于研究总结,参考文献主要来源于内部文献,故省略。参与编写的人员还有北京航空材料研究院李臻熙、西北工业大学刘林、哈尔滨工业大学甄良等,在此表示感谢!

作者

2011 年 11 月

目 录

第 1 章 成形技术基础	1
1.1 航空典型金属结构材料成形技术研究意义和思路	1
1.1.1 航空典型金属结构材料成形技术的研究意义	1
1.1.2 航空典型金属结构材料成形技术的研究思路	2
1.2 成形过程中工艺及物理参量的测试方法及其数据库建立	2
1.2.1 航空典型金属结构材料的选定及待测的工艺与 物理参量	2
1.2.2 航空典型金属结构材料工艺及物理参量的测试方法	4
1.2.3 航空典型金属结构材料工艺参量数据库的建立	26
1.3 成形过程界面反应机理	30
1.3.1 凝固成形过程界面反应机理	30
1.3.2 塑性成形过程界面摩擦行为	58
1.4 成形过程微观组织形成机理	63
1.4.1 凝固成形过程微观组织形成机理	63
1.4.2 塑性成形过程微观组织形成机理	82
1.5 成形过程微观缺陷形成机理	113
1.5.1 凝固成形过程微观缺陷形成机理	113
1.5.2 塑性成形过程微观缺陷形成机理	120
第 2 章 航空典型金属结构材料凝固成形过程规律	126
2.1 液态合金处理方法及其对组织和性能的影响	126
2.1.1 合金熔体结构探索	126
2.1.2 铝合金熔体处理对组织和性能的影响	128
2.1.3 高温合金熔体处理对组织和性能的影响	130
2.2 合金熔体充填规律	143
2.2.1 铝合金熔体充填规律	143

2.2.2	钛合金熔体充填规律	155
2.3	合金凝固规律	164
2.3.1	凝固工艺过程组织变化规律	164
2.3.2	凝固工艺过程性能变化规律	182
2.3.3	凝固工艺过程尺寸变化规律	190
第3章	航空典型金属结构材料塑性成形过程规律	195
3.1	合金微观组织、变形能力及应力应变表征方法	195
3.1.1	合金微观组织表征方法	195
3.1.2	合金变形能力表征方法	206
3.1.3	合金变形过程应力应变表征方法	215
3.2	航空典型金属结构材料塑性成形过程变形流动规律	220
3.2.1	航空盘类件成形基本变形模式的抽象	220
3.2.2	基本变形模式成形过程变形流动规律	222
3.2.3	变形模式耦合的轴对称变形流动规律	226
3.2.4	变形模式耦合后的三维变形流动规律	229
3.3	航空典型金属结构材料塑性成形过程组织性能变化规律	232
3.3.1	铝合金塑性成形过程组织变化规律	232
3.3.2	钛合金塑性成形过程组织变化规律	235
3.3.3	超高强度钢塑性成形过程组织变化规律	238
3.3.4	高温合金塑性成形过程组织变化规律	239
第4章	成形工艺过程工艺设计方法	244
4.1	凝固成形工艺过程设计方法	244
4.1.1	凝固成形工艺过程数值模拟	244
4.1.2	凝固成形工艺过程设计系统的开发	257
4.2	塑性成形工艺过程设计方法	261
4.2.1	塑性成形工艺过程数值模拟	261
4.2.2	塑性成形工艺过程设计系统的开发	270
第5章	成形工艺过程控制方法	275
5.1	工艺参量测试方法	275
5.1.1	凝固成形工艺过程工艺参量测试方法	275
5.1.2	塑性成形工艺过程工艺参量测试方法	276
5.2	关键工艺过程控制方法	277

5.2.1	高温合金定向凝固工艺过程控制系统的开发	277
5.2.2	模锻工艺过程控制系统的开发和应用	280
第6章	精密成形工艺过程设计和控制方法在航空典型构件中	
	的验证和应用	282
6.1	凝固成形工艺过程设计和控制方法的验证和应用	282
6.1.1	大型薄壁整体铝合金结构件精密铸造	282
6.1.2	大型薄壁整体钛合金机匣离心铸造	285
6.1.3	高温合金定向空心叶片	288
6.2	塑性成形工艺过程设计和控制方法的验证和应用	296
6.2.1	飞机发动机钛合金盘件	296
6.2.2	飞机发动机高温合金盘件	302
6.2.3	飞机隔框整体钛合金模锻件	307

第1章 成形技术基础

1.1 航空典型金属结构材料成形技术研究意义和思路

1.1.1 航空典型金属结构材料成形技术的研究意义

航空复杂构件是指航空发动机和飞机机体中,形状结构复杂和(或)组织结构复杂的构件。各种铝合金、钛合金、超高强度钢的框、梁、轴等大型整体铸锻件是军用飞机和大型客机的主要承力构件,各种高温合金、钛合金的叶片、盘、机匣等又是航空发动机核心构件,这些构件直接影响飞机和发动机结构重量系数、推重比、功重比以及可靠性、制造成本和寿命等各项重要指标。所以航空复杂构件精确成形技术是航空工业水平的重要标志,是先进飞机和发动机研制生产和发展的重要技术基础。

随着航空武器装备和民用航空产品轻量化、高可靠、长寿命、低成本发展,这些构件正朝着整体化、结构功能一体化、高性能、高精度的方向发展。其成形技术发展的总趋势是构件的复杂化、成形的精确化、工艺设计和控制的全程化。

我国高推重比发动机、新型战斗机、大型军用飞机等先进航空武器装备发展对关键复杂构件的需求越来越强烈,但关键复杂构件的研制则困难重重。表现为:研制成本高、周期长、成形尺寸精度低,主要依赖机械加工保证精度;构件在成形过程中容易产生缺陷,性能波动大,质量不稳定,从而导致其可靠性及合格率低。一些先进武器装备中关键复杂构件精确成形技术国内尚待突破,新型武器装备中许多关键复杂构件不得不依赖进口或将其分解成若干零部件。由此可见,成形技术的落后是制约我国先进武器装备发展的“瓶颈”之一。

造成我国成形技术落后的主要原因是我国长期以来在成形技术基础研究方面不足,成形机理不明,缺乏科学的工艺设计和控制的理论与方法,成形构件的研制仍然依靠浅显的基础理论与经验加反复试制,其形状尺寸和组织结构难以精确控制。只有解决成形技术领域共性的关键基础问题,才能从根本上扭转上述被动局面。

1.1.2 航空典型金属结构材料成形技术的研究思路

本书在建立航空典型金属材料精确成形研究、测试、表征等方法的基础上,首先建立 11 种航空典型金属材料物化、工艺参量数据库;然后通过物理模拟、数值模拟和工艺验证等方法,建立和修正了耦合场作用下航空典型金属材料精确成形过程理论模型,揭示耦合场作用下精确成形过程组织、缺陷、应力等演变机理和规律,从而构建航空复杂构件精确成形基本理论框架;在上述研究基础上,结合航空典型金属材料复杂构件研制,提出航空复杂构件精确成形过程形状尺寸、组织结构及缺陷的控制方法,建立集多种优化方法精密铸造和模锻工艺的优化设计平台及关键工艺过程工艺参数控制系统,以实现航空典型复杂构件精确成形的形状尺寸与组织结构一体化设计及成形过程工艺参数的精确控制;最后将所建立的理论和方法在航空发动机盘件、定向凝固叶片、铸造机匣、飞机隔框等 6 种航空典型零件的研制得到验证,验证复杂构件组织的优化设计与精确控制方法,提高构件的力学性能和成形精度,减少加工余量。

1.2 成形过程中工艺及物理参量的测试方法及其数据库建立

1.2.1 航空典型金属结构材料的选定及待测的工艺与物理参量

航空复杂构件所用的金属材料一般主要分为三类:① 主要应用在航空发动机上的高温合金;② 主要应用在飞机机身蒙皮及桁架等结构上的铝合金和钛合金;③ 主要应用在飞机起落架等特殊结构部位的超高强度钢。表 1-1 为选定研究的航空典型金属材料。

表 1-1 典型航空金属材料的选定

成形方法	材料类别	材 料 牌 号	备 注
凝固成形	高温合金	DD3,DZ125,K418B	3 种高温合金
	铝合金	ZL114A	
	钛合金	ZTC4	
塑性成形	高温合金	GH4169	
	铝合金	7050	
	钛合金	TC11,TB6,TA15	3 种钛合金
	超高强度钢	AerMet100	

航空典型金属结构材料工艺参数和物理参数的测试主要可以分为三类：
① 可以直接测定的；② 间接测定的；③ 只能通过计算获得的。大多数参数可以利用现有技术进行直接测定，但测试的温度范围有限，达不到对成形规律数值模拟和理论研究所需的温度范围；有些参数（活度系数、凝固分配系数等）还不能利用现有技术进行测定，只能通过理论计算得到，计算时还涉及到计算方法或数理模型问题。表 1-2 是本书所涉及的物理及工艺参数待测的汇总表。

表 1-2 物理与工艺参数测试计算方法汇总表

类别	参数名称	直接测定	间接测定	数学计算	测试方法	范围	备注
物化特性参数	导热系数	+		+	激光脉冲法	1000℃	液态时计算
	比热容	+		+	铜卡计法	800℃	液态时计算
	热扩散系数	+		+	激光脉冲法	1000℃	液态时计算
	热膨胀系数	+			膨胀仪	900℃	
	相变潜热	+			DTA/DSC	1450℃	
	弹性模量	+			共振法	1000℃	
	密度	+			阿基米德法		
	固液相线温度	+			DTA/DSC	1450℃	
	同素异晶转变温度	+			DTA/DSC	1450℃	
	换热系数		+		反传热法		自行设计
	黑度系数		+		量热平衡法		自行设计
	活度系数			+	计算		Miedema 模型
凝固成形工艺参量	生长速率		+				相关计算
	冷却速率	+			DTA/DSC		
	凝固分配系数			+	计算		Scheil 方程
塑性成形工艺参量	相变点	+			金相法		
	再结晶温度	+			金相法		
	流变应力应变曲线	+			热力模拟法		
	外摩擦系数	+			圆环摩擦法		

1.2.2 航空典型金属结构材料工艺及物理参量的测试方法

1. 航空金属材料 AerMet100 弹性参数的测试

利用动力学法(共振法)测得 AerMet100 的弹性三参数(杨氏弹性模量 E 、剪切弹性模量 G 、泊松比 μ)结果,其基本变化规律是随温度的增大,杨氏弹性模量 E 、剪切弹性模量 G 下降,泊松比 μ 增加,如图 1-1 所示。

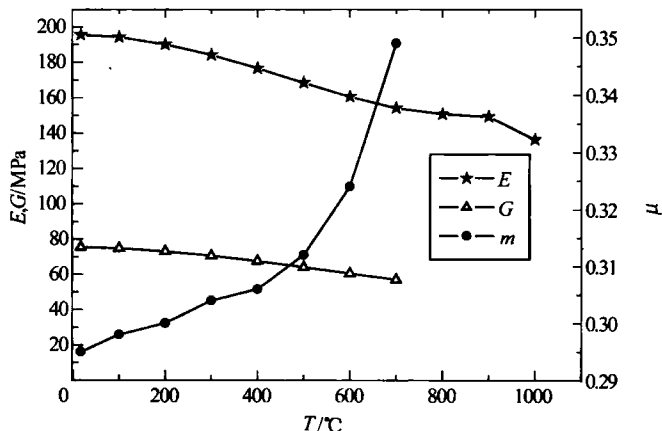


图 1-1 AerMet100 弹性三参数

2. 航空金属材料 TA15 热扩散率的测试

利用激光脉冲法测得 TA15 钛合金的热扩散率,热导率可以通过其与比热容和热扩散率关系计算得到,见下式:

$$a = \frac{\lambda}{c_p \rho} \quad (1-1)$$

式中: a 为热扩散率(m^2/s); λ 为热导率($\text{W}/(\text{m} \cdot \text{K})$); c_p 为比定压热容($\text{J}/(\text{kg} \cdot \text{K})$); ρ 为密度(kg/m^3)。从图 1-2 可知,热扩散率随温度的增大而增加,在同素异晶转变温度时发生突变,这是因为发生相变时需要的热量更大。

3. 航空金属材料 TB6 热焓、比热容测试

TB6 钛合金热焓、比热容的典型变化曲线如图 1-3 所示。

4. 航空金属材料 TB6 热导率的测试

利用关系式(1-1),合金的热导率可以通过其与比热容和热扩散率关系计算得到,TB6 钛合金的变化规律如图 1-4 所示。

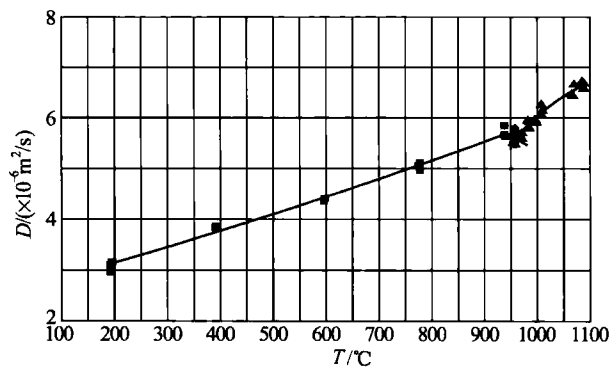


图 1-2 TA15 热扩散率曲线

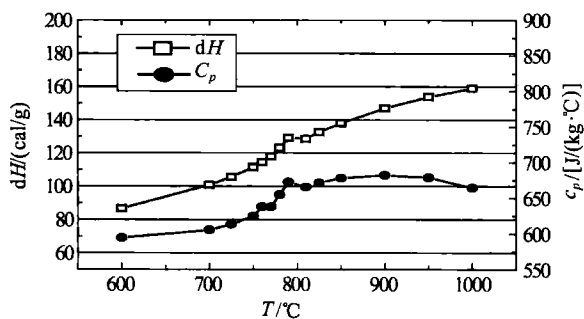


图 1-3 TB6 热焓、比热容曲线 (1 cal = 4.18 J)

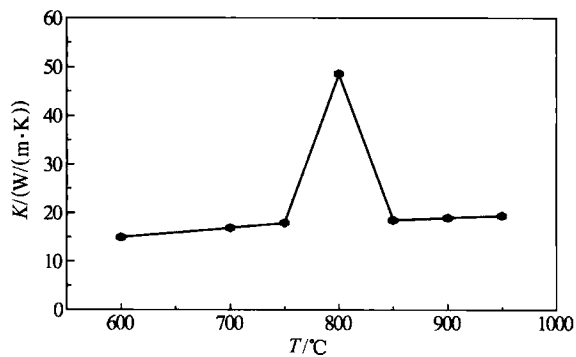


图 1-4 TB6 钛合金热导率曲线

5. 航空金属材料 TC11 钛合金相变潜热的测试

采用 DTA/DSC 方法测得的 TC11 钛合金的相变潜热为 -200.4423mJ/mg ，如图 1-5 阴影部分积分值。

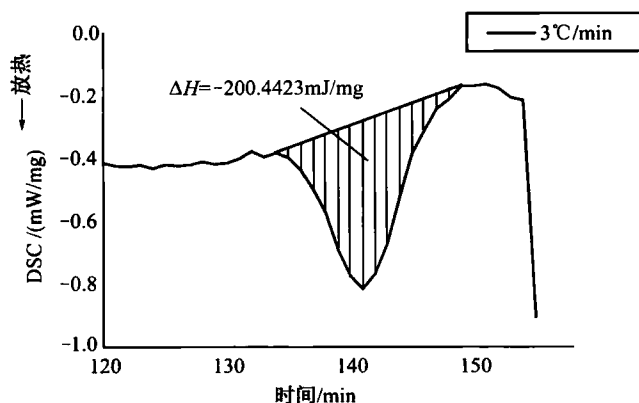


图 1-5 TC11 钛合金相变潜热测试和计算方法(阴影部分即为相变焓)

6. 航空金属材料 TB6 钛合金线膨胀系数的测试

利用拉杆式膨胀仪测得 TB6 合金的线膨胀系数,通过两次测定并与标准手册中的数据进行比较可知,数据相差在 3% 以下,在测试精度范围内,因此,以上方法是准确可行的,数据是可靠的。表 1-3 是 TB6(Ti-1023) 合金线膨胀系数测量数据比较结果。

表 1-3 TB6(Ti-1023) 合金线膨胀系数测量数据比较

温度/℃	100	200	300	400	500	600	700	800	900	1000
α 测 1	9.0	9.0	9.2	9.7	10.3	11.0	11.8	12.8	12.1	12.9
α 测 2	9.0	9.0	9.2	9.7	10.3	11.0	11.8	12.9	12.1	12.9
α 手册	8.9	9.1	9.1	9.4	10.2	11.2	12.0	13.0		
最大误差/%	1.1	1.1	1.1	3	1	1.8	1.6	1.5	0	0

7. 航空金属材料界面接触换热系数的测试

测量界面接触换热系数的方法有静态热流法和动态反传热法。其中静态热流法的测量原理如下:

当两根等截面圆柱固体试件在一定压力下相互接触并传递热量时,如果试件的周围绝热,则热流在试件中是沿着轴向传递的,热流是一维的,因此,可按

照一维导热问题来处理。如果能测量出界面两端的温度差,则根据接触换热系数的定义,界面接触换热系数 h_c 可用下式计算:

$$h_c = \frac{Q}{\Delta T \cdot A_n} \quad (1-2)$$

式中: A_n 为名义接触面积; ΔT 为接触界面两端的温差。

根据接触换热系数的定义式,只要测得固体界面两端的温差 ΔT 与通过试样的热流 Q ,即可求得接触换热系数。图 1-6 为加热和加压力实验装置原理图。

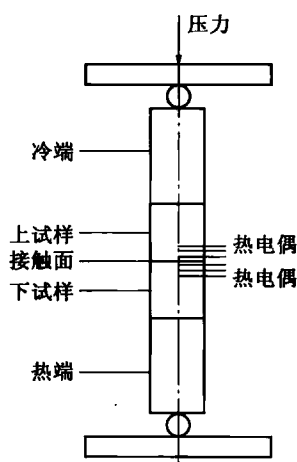


图 1-6 加热和加压力实验装置原理图

通过对实验数据的研究,对换热系数设备进行了改进,原接触换热系数测量设备采用弹簧加力装置施加压力,弹簧的弹性系数经过标定后可通过测量弹簧的压缩量来确定压力的大小,如图 1-7 所示。对原接触换热系数测量装置设备进行了改进,如图 1-8 所示,由原来的弹簧加力改为杠杆加力,压力更加准确,操作更加方便。

用改进后的设备测得 TA15 钛合金和 K403 高温合金在不同压力和温度下的直接接触换热系数如图 1-9 所示。

以上固体之间接触换热系数测量方法都是基于稳态法。但该方法仍存在一定不足,如测量时间长,测量温度不能太高等,而且稳态法与实际热加工情况差异较大。因此,对原有的稳态实验设备进行改进,提出瞬态法实验测量方案,