

锻造仿真与热模拟技术在航空发动机叶片精密锻造中的应用

李娜,尹喜刚,刘静,王周涛,姚贵

(中国航发西安航空发动机有限公司,西安 710021)

[摘要] 航空发动机叶片因其形状复杂、叶身型面厚度薄、材料变形困难,在精密锻造成型中常存在折叠、裂纹、表面损伤及局部填充不满等缺陷。应用有限元仿真软件 Deform 对航空发动机叶片精密锻造工艺进行模拟分析,可以获得金属材料锻造成型过程中应力场、应变场、温度场及流动轨迹等参数变化规律,将可能产生缺陷的模型在工艺设计阶段进行优化,缩短新产品研制周期。实践表明,Deform 软件的应用,可有效地避免锻造缺陷的产生,对航空发动机叶片精密锻造工艺设计具有指导意义。

关键词: Deform 软件;航空发动机叶片;精锻;锻造仿真;热模拟

DOI:10.16080/j.issn1671-833x.2018.15.059



李娜

硕士、工程师,主要研究方向为航空发动机叶片锻造工艺设计及制造。

叶片是航空发动机的重要零部件,其制造约占整个航空发动机制造的30%,常用的叶片制造工艺有铸造、模锻、精密锻造等。在航空发动机工作中,叶片作为重要零件,承受着多种复杂应力,这就决定了叶片

必须具有较高的抗拉强度、断裂韧性、疲劳强度、耐腐蚀性及良好的塑性^[1]。与传统的模锻工艺相比,精锻工艺具有冶金性能好、材料利用率高、加工周期短、尺寸一致性高等优点^[2]。从国内外生产现状和技术经济方面分析,精锻叶片占据较大优势。实际在航空发动机叶片精锻生产中都是依靠设计人员的经验和不断的“试错法”来保证叶片的锻造质量,不断在工艺设计、工装制造、上设备试锻之间循环。这样的加工过程导致人力、物力的大量浪费,试制周期无限延长,带来严重的资源浪费,且研制质量不能得到可靠保证^[3]。

近年来,数值模拟技术在叶片精密锻造技术中得到了极大的应用及推广,Lu^[4]对叶片成形进行了数值分析,分析了变形温度对叶片型面几何尺寸精度的影响程度。西北工业大学詹梅、刘郁雨等对单冠转子叶片锻造工艺进行了设计,并使用新研制的3D-PFS有限元计算程序进行了

数值分析,得出了金属在型腔中的流动规律,并对金属在模膛内的充填情况进行了充分的预测,且对摩擦因子在叶片成形过程的影响进行了分析^[5-6]。

数值模拟技术可直观地反映金属在塑性成形过程中的流动状态,客观地获得塑性变形区的应力应变分布、温度场分布^[7],从而对锻造过程中可能的缺陷进行预测,为锻造工艺设计和优化提供科学依据,缩短叶片的科研制造周期。DEFORM作为锻造仿真与热模拟技术的专用软件,在金属热成形方面得到广泛应用。

航空发动机叶片的热模拟及分析

在进行叶片精密锻造工艺设计中,为了使数值模拟结果尽可能与实际生产吻合,使用UG软件对各个工序的模具进行全三维设计,将设计好的模型导入到Deform中,模拟从初始坯料到最终锻件的锻造成形过程。

由于锻压成形中锻件的塑性变形远大于弹性变形,因此锻件设定为理想塑性体,模具设定为刚性体^[8]。

1 建立有限元模型

1.1 材料参数

航空发动机叶片材料一般为钛合金、不锈钢和高温合金,本文所采用叶片模型是航空发动机高压钛合金转子叶片,材料选用国产材料TC4,即 DEFORM-3D 材料库中美国牌号 Ti-6Al-4V,材料数据库中包含钛合金的流动应力-应变曲线,杨氏模量、泊松比、线膨胀等塑性参数,热传导、热容、辐射率等热性能参数。

1.2 变形温度

为了得到 TC4 钛合金材料较好的综合力学性能,适应航空发动机叶片耐高温、耐腐蚀、耐疲劳的特点,TC4 钛合金一般在($\alpha + \beta$)两相区锻造,锻件坯料的加热温度根据钛合金 β 相变点进行设定,经金相法测定,该材料 β 相变点是 990°C ,坯料加热温度设定为 940°C ^[9],上、下模具温度设定为 200°C 。

1.3 网格划分

网格划分的数量取决于坯料的尺寸规格,坯料尺寸越大网格划分数量越多,原则上网格越多计算的结果越精确,但计算速度慢。本文锻件坯料采用四面体网格划分,叶片的长度是 200mm ,叶身宽度约 90mm ,叶片实体最小特征尺寸是 1mm ,根据叶片的大小将坯料的网格总体数量控制在 $10\sim 20$ 万,经过对同一坯料划分不同的网格数进行模拟计算,保证划分后最小网格尺寸在 $0.5\sim 0.8\text{mm}$ 即能真实地反映出大部分叶片各转接区域的特征,坯料网格划分情况如图1所示。

1.4 变形速度

精锻叶片预锻及终锻主要采用螺旋压力机锻压,设备能量、滑块速度及尺寸精度控制相对于曲柄压力机更精确。螺旋压力机滑块的下行速度范围在 $0.6\sim 12\text{m/s}$ 内可调,变形

速度范围为 $1\sim 10\text{m/s}$ 。结合生产实际情况,本文将上模作为主运动模具,下模为固定模具,上模运动速度设定为 5m/s 。

1.5 边界条件

模具锻压过程中采用石墨润滑剂润滑,其摩擦因子是 0.1 ,坯料成形方式为热成型。锻造过程中设定停止条件为上、下模具的闭合高度达到 200mm ,即上、下模具完全闭合。设定每次压下步进量,软件计算为分步进行,即每压下一次为一步,为保证最小网格在每次压下过程中发生塑性变形,原则上取最小网格直径的 $1/3$ 作为步进^[10]。

2 热模拟结果分析

2.1 温度场分析

钛合金材料对温度较为敏感,锻造温度偏低,变形抗力急剧增加;锻造温度偏高,会使($\alpha + \beta$)两相钛合金发生 β 相变,影响其综合性能。始锻温度的选择对钛合金锻造尤其重要,坯料始锻温度预设定在 940°C ,锻造变形结束时榫头、叶身的温度场模拟结果如图2所示。从图中可以发现,在锻造过程中,由于坯料的心部受塑性变形、摩擦力影响,

加上心部热交换少,导致坯料各个部位的心部温度比成形前高,最高超过 960°C (比成形前高 20°C),但没有达到相变温度(β 相变点为 990°C),锻件组织没有发生相变;而四周温度较低,主要是与模具及空气接触进行了散热,散热量大于坯料塑性和摩擦力所产生的热,导致温度下降至 $840\sim 900^{\circ}\text{C}$ 之间。

2.2 应力分析

图3是叶片变形结束时榫头、叶身的等效应力分布图。本文采用的是热力耦合刚黏性有限元模拟,等效应力同时与锻造温度和应变有关。从图3中可以看出,各个典型部位的等效应力最大都出现在飞边上,由于在变形开始时,坯料变形是一个填充型腔的过程,变形比较均匀,从而心部的等效应力较为均匀,随着变形进行各个部位的材料不断充满型腔,进而形成了飞边,多余的金属不断通过飞边挤出型腔,变形量比较大,导致飞边的等效应力比锻件心部大得多,从四周飞边向锻件心部逐渐减小^[11]。

2.3 锻造能量分析

叶片锻造时所需打击力是选择锻造设备和调节打击能量的关键参数。螺旋压力机工作时每分钟行程次数较少,打击速度低,适合于锻造低塑性材料,TC4钛合金叶片采用螺旋压力机锻造。叶片锻造时受到的垂直与锻模基准方向的打击力随变形程度的曲线关系如图4所示。图

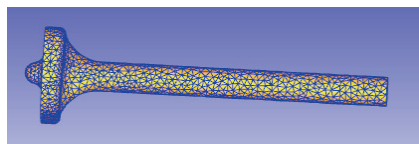


图1 坯料网格划分
Fig.1 Blank grid

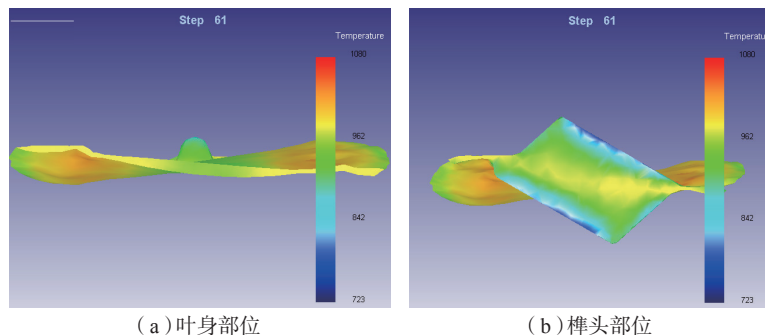


图2 变形结束时典型部位温度场模拟结果
Fig.2 Deformation at the end of the typical parts temperature field simulation results

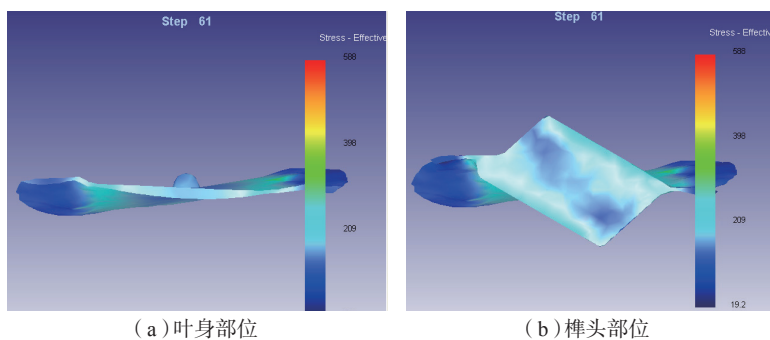


图3 变形结束时典型部位等效应力模拟结果

Fig.3 Typical position equivalent stress deformation at the end of the simulation results

中可看出,变形开始阶段坯料的变形抗力随变形量的增大而缓慢增加,变形进一步增加,坯料的投影面积沿四周迅速增大,到变形快结束时,变形抗力随变形的增大而急剧增加,曲线中最大打击力发生在锻造结束时,达到1640t。根据以上数据及TC4钛合金精锻叶片难变形的特点,锻造工艺试验中使用的打击力是2000t,能够满足锻件成型所需能量。通过模拟得到的锻件所需打击力变化曲线,对合理选择锻压设备及如何调整设备的打击能量值具有重要意义,选择满足叶片成形要求的设备。

2.4 坯料填充

TC4钛合金材料变形抗力大,锻造时流动困难,容易产生黏膜,因此锻造过程中易出现坯料填充不满的情况,通过Deform模拟可对成形过程中金属的流动规律直接观察,通过点追踪、切割等分析方法观察金属局部的流动方向,如图5所示。坯料在顶锻成型时先填充流动阻力最小的区域,然后将多余的金属填充至其他区域,因此在型腔的最顶端易出现充填不满的现象^[12]。

2.5 锻造缺陷分析

航空发动机叶片因其形状复杂、叶身面厚度薄、榫头与叶身所需材料差异多大、材料变形困难等因素,在精密锻造成形中常存在折叠、裂纹及表面损伤等缺陷。应用Deform软件对叶片制坯、预锻、终锻的计算机

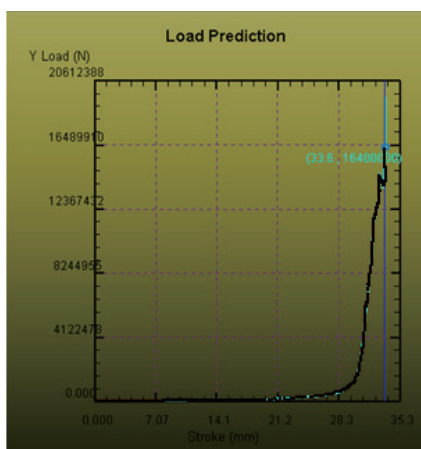


图4 叶片锻造时打击力行程曲线

Fig.4 Stroke-force curve for blade forging

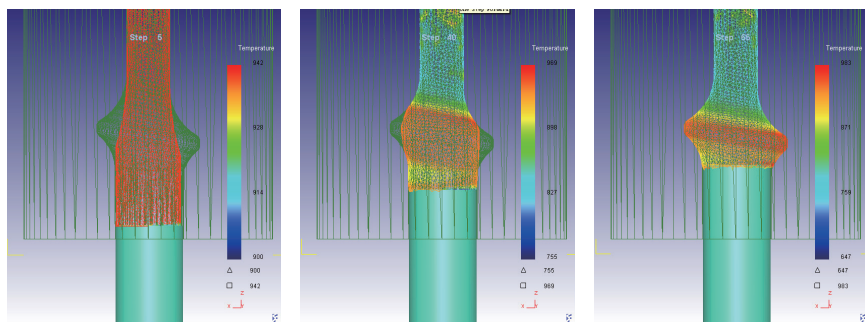


图5 顶锻件成形过程

Fig.5 Upset forging process

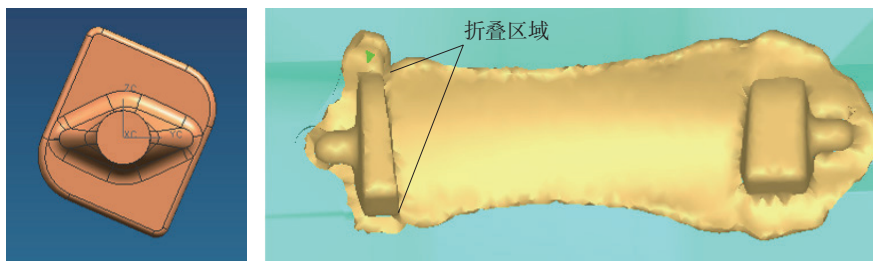


图6 优化前锻件

Fig.6 Forging before optimization

模拟,确定合理的锻造各工步模具,对锻造缺陷进行预测。图6所示叶片预锻成形过程中预锻件的榫头和叶身转接处出现折叠,将其与制坯件进行比较,发现制坯件的头部、杆部、头部与杆部转接处金属分布不合理,锻件成形时金属在模腔内朝着流动阻力最小的区域流动,导致榫头和叶身的材料向同一区域汇集,锻造流线出现涡流,该区域形成折叠。

2.6 模具优化设计

通过Deform软件对锻造成形过程进行模拟,根据模拟结果分析缺陷产生的原因,该处产生缺陷的原因有:(1)坯料头部体积过大,金属填满榫头后逐步向叶身与头部转接处流动;(2)坯料头部与杆部转接圆角较小,导致该处金属过少,不能满足预锻件该处的材料体积需求。因此,减小坯料头部体积,使榫头与叶身毛边大小一致,榫头多余的金属直接从模具仓部排出。将坯料头部与杆部的转接圆角加大,并适当增加斜度,增加转接处金属体积。优化后的制坯件如图7所示,从模拟结果可看出,优化后的制坯件能较好地解决预

锻件折叠问题,锻造仿真与热模拟技术为模具优化提供良好的解决方案,缩短产品研制周期。

试验验证

将模拟的可行性设计方案优化后制成模具,并用模拟设定参数进行现场实际生产控制,最终生产出精锻叶片。图 8~9 为模拟结果与精锻叶片的对比图。可看出,实际生产出的锻件与热模拟结果进行比对,数值模拟获得的锻件与试验生产的锻件在外观上吻合较好,各个部位的毛边大小及流动趋势都与试验锻件较一致。数值模拟中设定的参数合理有效,数值模拟获得的结果与试验结果基本一致,因此数值模拟技术可以有效地指导实际生产。

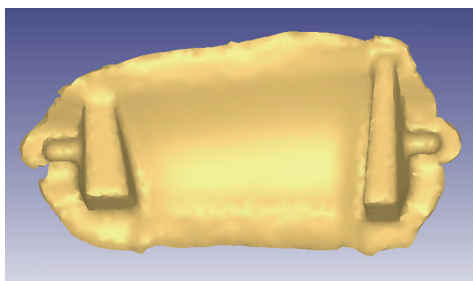
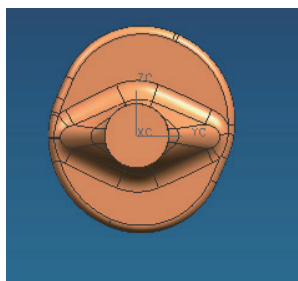
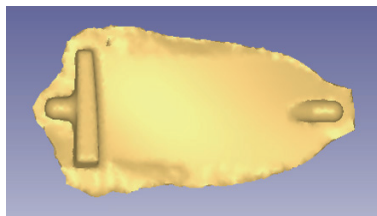


图7 优化后锻件
Fig.7 Optimized forging

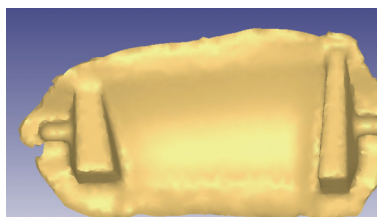


(a) 模拟结果



(b) 精锻叶片

图8 某机钛合金单冠叶片
Fig.8 Single crown titanium alloy blades of a machine



(a) 模拟结果



(b) 精锻叶片

图9 某机钛合金双冠叶片
Fig.9 Double titanium alloy blades of a machine

结论

基于 Deform 仿真与热模拟平台,建立几何模型,设定材料参数和热成型参数,模拟精锻叶片塑性成形过程,暴露成形过程中的设计缺陷,摸索出材料的工艺边界,并重新完善设计。将完善后的设计方案用于现场生产,反向验证模拟结果与试验结果基本一致。通过热模拟试验得出以下结论:

(1) 变形温度、变形速率、边界条件等参数的设定合理,得到的温度场、等效应力模拟结果可较好地反应叶片锻造过程中的温度、应力大小及分布情况,用于优选更合理的工艺参数指导生产。

(2) 通过锻造过程仿真与热模

拟技术解决了塑性成形过程中坯料形状设计、模具设计及设备能量精确设定的难题。指导实际生产的参数控制。

(3) 热模拟成形过程的可视化及数字化能更直观地观察金属流动及各种参数变化的过程,暴露精密锻造成型中折叠、裂纹、表面损伤及局部填充不满等缺陷。锻造仿真与热模拟技术的应用,可有效避免锻造缺陷的产生,对航空发动机叶片精密锻造工艺设计具有指导意义。

(4) 热模拟结果与实际生产叶片形状的吻合程度较高,为热模拟技术在工程化运用领域提供了依据,开拓了从设计、热模拟、优化到现场生产的新产品开发模式。

参考文献

[1] 王祖唐,关廷栋.金属塑性成形理论[M].北京:机械工业出版社,1989.
WANG Zutang, GUAN Tingdong. Metal plastic forming theory[M]. Beijing: China Machine Press, 1989.

[2] 粟祐.叶片精锻[M].北京:国防工业出版社,1984.
SU Hu. Blade precision forging[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 1984.

[3] 钟杰,胡楚江,郭成.叶片精密锻造技术的发展现状及其展望[J].锻压技术,2008,33(1):1-2.
ZHONG Jie, HU Chujiang, GUO Cheng. Development status and prospects of blade precision forging technology[J]. Forging and Stamping Technology, 2008, 33(1): 1-2.

[4] LU X. Temperature-related errors on aero-foil section of turbine blade[J]. Journal of Materials Processing Technology, 2001, 115(2): 240-244.

[5] 刘郁丽.叶片精锻成形规律的三维有限元分析[D].西安:西北工业大学,2001.
LIU Yuli. 3D FEM analysis of forming laws in precision forging process of blade[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2001.

[6] 詹梅.面向带阻尼台叶片精锻过程的三维有限元数值模拟研究[D].西安:西北工业大学,2000.

(下转第 68 页)

New Technology and Application of Numerical Control Machining for Aero-Engine Blade

WU Zhixin, ANGGEI Lama, GAN Lijun

(AECC Shenyang Liming Aero Engine Co., Ltd., Shenyang 110043, China)

[ABSTRACT] In view of the development status of numerical control machining technology of aero-engine compressor blade, development and the application of several new processes, new equipments in blade NC machining field are expounded in recent years. The integration manufacturing, quick-change fixture, adaptive machining, NC polishing are introduced, analyzed and discussed. Through continuous monitoring and tracking the development process of NC machining technology of aero-engine compressor blade, breaking the limitation of technology development, adjusting research direction, widening ideas of development and innovation, speeding up the development of aero-engine blade manufacturing technology can be realized.

Keywords: Integration manufacturing; Adaptive machining; Zero point system; Quick-change fixture; NC polishing

(责编 大漠)

(上接第 62 页)

ZHAN Mei. Research on 3-D FEM numerical simulation of precision forging process oriented to blade with a damper platform[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2000.

[7] 吕丽萍. 有限元法及其在锻压工程中的应用[M]. 西安: 西北工业大学出版社, 1989.

LÜ Liping. FEM and its application in forging engineering[M]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University Press Co, Ltd., 1989.

[8] 李尚健. 金属塑性成形过程模拟[M]. 北京: 机械工业出版社, 1999.

LI Shangjian. Metal plastic forming simulation[M]. Beijing: China Machine Press, 1999.

[9] 汪波, 曾卫东, 彭雯雯. 不同锻造工艺对 TC4 钛合金棒材显微组织与力学性能的影响[J]. 钛工业进展, 2014, 31(5): 15-17.

WANG Bo, ZENG Weidong, PENG Wenwen. Effect of different forging process on microstructure and mechanical properties of TC4 titanium alloy bars[J]. Titanium, 2014, 31(5): 15-17.

[10] 张莉, 李升军. Deform 在金属塑性成形中的应用[M]. 北京: 机械工业出版社, 2009.

ZHANG Li, LI Shengjun. The application of Deform in metal plastic forming[M]. Beijing: China Machine Press, 2009.

[11] 李传民, 王向丽, 闫华军. Deform

金属成形有限元分析实例指导教程[M]. 北京: 机械工业出版社, 2007.

LI Chuanmin, WANG Xiangli, YAN Huajun. The application of Deform in metal plastic forming[M]. Beijing: China Machine Press, 2007.

[12] 陆璐, 王照旭, 崔红霞, 等. 塑性有限元在金属体积成形过程中应用的进展[J]. 材料导报, 2016, 30(1): 107-108.

LU Lu, WANG Zhaoxu, CUI Hongxia, et al. Progress of application of finite element method in metals massive forming process[J]. Materials Review, 2016, 30(1): 107-108.

通讯作者: 李娜, E-mail: a332474612@163.com。

Application of Forging Simulation and Thermal Simulation Technology in Precision Forging of Aero-Engine Blade

LI Na, YIN Xigang, LIU Jing, WANG Zhoutao, YAO Gui

(AECC Xi'an Aero-Engine Ltd., Xi'an 710021, China)

[ABSTRACT] Because of the complicated shape, the slight profile dimension and the bad formability of superalloy, defects such as folds, cracks and surface damages are usually existed during precision forging process. Thermal parameters compromised of stress field, strain field and temperature field could be obtained using Deform software, the trial production time can be shortened exactly by optimized FEA results. It has been found that Deform could guide the precision forging design and actual production process for airfoils.

Keywords: Deform software; Aero-engine blade; Precision forging; Forging simulation; Thermal simulation

(责编 大漠)