

激励条件对发动机转子叶片疲劳试验响应影响规律

王晓亮¹,姚磊²,黄海鸿²,吴琼²,邓瑛^{2,3,4}

(1. 海军驻北京地区航空军事代表室,北京 100043;

2. 中国航空制造技术研究院,北京 100024;

3. 塑性成形技术航空科技重点实验室,北京 100024;

4. 数字化塑性成形技术及装备北京市重点实验室,北京 100024)

[摘要] 研究了航空发动机转子叶片振动试验中位移激励方向与叶片叶尖弦向之间夹角变化对叶片最大振幅、应力分布等的影响规律。数值分析和试验测试数据表明,叶片刚性固定时,叶片安装位置与激励矢量之间的位置相对关系对振型、表面应力分布无显著影响,一阶振型下,叶片表面展向应力分量占主导;叶片安装位置与激励矢量之间的位置相对关系影响激励与响应之间的传递函数,存在最佳的位置,使得叶尖振幅一定时,激励能量最小。研究结果对提高转子叶片疲劳性能评价技术具有参考价值。

关键词: 航空发动机; 转子叶片; 疲劳试验; 边界条件; 响应预测

Influence of Excitation Conditions on the Forced Vibration Test Response of Engine Rotor Blades

WANG Xiaoliang¹, YAO Lei², HUANG Haihong², WU Qiong², DENG Ying^{2,3,4}

(1. Naval Military Representative Office in Beijing, Beijing 100043, China;

2. AVIC Manufacturing Technology Institute, Beijing 100024, China;

3. Aeronautical Key Laboratory for Plastic Forming Technologies, Beijing 100024, China;

4. Beijing Key Laboratory of Digital Plasticity Forming Technology and Equipment, Beijing 100024, China)

[ABSTRACT] The influence of the excitation condition on the aeroengine rotor blade response in fatigue test is studied. Numerical analysis and experiments test results show that in the rigid clamping condition, the relative relationship between the rotor blade clamping and the test device excitation load vector has no significant effect on the first-order natural frequency, mode shape and stress distribution. In the first mode shape vibration condition, the span stress component dominates the surface stress of the blade, the clamping influences the transfer function between excitation and response. There exists a clamping position, in which, minimum excitation energy is required when the vibration amplitude of blade tip reaches certain amount. The conclusion is of great significance to improve the rotor blade fatigue performance evaluation technology.

Keywords: Aero-engine; Rotator blade; Fatigue test; Boundary condition; Response prediction

DOI:10.16080/j.issn1671-833x.2018.23/24.091

航空发动机转子叶片工作过程中承受多种载荷引起的交变载荷,容易发生疲劳失效。统计表明航空发动机故障中85%以上与疲劳相关^[1],转子叶片发生疲劳失效容易造成二次损伤,对飞行器安全构成严重威胁。通常,在实验室环境下对转子叶片开展疲劳试验,获得其疲劳强度、S-N曲线,为转子叶片结构、制造工艺优化提供依据,同时,也用于确定转子叶片使用寿命、指导发动机定寿工作。因此,提高发动机转子叶片疲劳性能测

试水平,对先进航空航天器安全飞行具有重要意义。

实验室环境下考核叶片疲劳性能通常需要解决两个方面的问题:首先,实验室环境下获得的叶片疲劳性能数据与外场工作条件下结构的疲劳性能之间的关系;其次,实验室条件下装夹、激励条件等对叶片振动应力响应的影响规律。

胡海岩等^[2]基于对材料疲劳行为的研究成果认为纯周期应力条件下材料的疲劳行为与其在静应力耦合

周期应力条件下的疲劳行为之间满足一定的函数关系,提出了 Goodman 平均应力修正方法,在此基础上形成的研究成果使得采用实验室获得的疲劳性能数据预测结构外场条件下的疲劳行为成为可能。振动动力学理论研究成果认为,结构在发生共振时,结构内部的应力分布规律仅与激励频率和发生共振的振型有关,与激励的特点无关^[3],为实验室条件下预测/测量结构应力分布规律提供了支撑,在此基础上,形成了 HB5277—1984《发动机叶片及材料振动疲劳试验方法》,成为我国发动机转子叶片目前的测试依据。

近年来,随着航空飞行器性能设计指标的提升,发动机转子叶片结构形式发生了较大的变化:采用小展弦比叶片代替传统大展弦比叶片^[4-5],取消叶身减振凸肩提高气动效率,采用内形复杂、中空叶片代替传统实体结构叶片^[6-8];叶片前缘采用前掠的形式,配合弯曲、大扭角的结构形式提高级压比、增大叶片稳定工作边界。此外,先进民用喷气发动机还采用增大叶片尺寸的方式提高整机效率;先进转子叶片制造方案更加广泛,除了传统的锻造、铸造,还有超塑成形/扩散连接(SPF/DB)技术、3D 打印技术等,使得先进转子叶片不再满足各向同性、连续等假设。针对先进转子叶片材料性能、结构形式的变化,开展了大量测试技术的研究工作,如 GEVA 提出了采用气动激励代替当前常用的电磁激励,以便提高大尺寸转子叶片的测试效率,然而,尚未看到针对先进复杂外形转子叶片在复杂约束下的响应特点和应力分布特点的研究成果。

本文针对先进发动机复杂外形转子叶片实验室激励条件下的振幅、表面应力响应特点开展研究,通过建立大扭角叶片简化模型,预测激励力与叶片装夹位置相对关系对简化叶片振幅、表面应力影响规律,随后针对叶片试验件进行试验测试,验证预测结果。研究结果对先进转子叶片疲劳性能试验技术研究及疲劳性能评价等具有重要意义。

1 转子叶片数值模型及响应预测

基于典型风扇叶片结构特征建立简化叶片数值模型,模型外形特征如图 1 所示,模型等高度截面为相似矩形,底部矩形尺寸为 200mm × 30mm,顶部矩形尺寸为 600mm × 10mm,高度为 800mm,底面和顶面之间扭角为 40°,通过不同高度上的截面控制线扫掠构成模型实体,采用四面体二次单元构建有限元模型,材料为 TC4 钛合金,其力学性能参数如表 1 所示,采用瑞利阻尼模型描述结构的动态响应行为,阻尼材料性能参数通过文献^[9-10]获得。

基于叶片试验时叶根位置刚性约束,仅释放一个平

动自由度以便施加激励的特点施加边界条件,采用如下坐标系:以叶根弦线方向为 x 轴,叶片展向为 Z 轴 + 向, $x、y、z$ 满足右手法则。约束简化叶片根部 z 方向自由度,在根部施加 $x、y$ 方向的激励,激励服从正弦周期变化规律,如公式(1)~(2)所示, $x、y$ 方向激励的相位相同,频率均为模型底面刚性固定时的一阶频率(39.66Hz),通过变化 $x、y$ 方向激励分量大小,改变激励与叶尖弦向的角度 α 如图 2 所示。

$$X_1 = A_x \sin(\omega t) \quad (1)$$

$$X_2 = A_y \sin(\omega t) \quad (2)$$

采用 5.0m/s² 的加速度激励简化叶片,激励矢量与叶尖弦向夹角 α 在 0~180° 变化,不同条件下 x 轴、 y 轴位移分量如表 2 所示。

采用大型通用有限元软件 ABAQUS 分析简化叶片的受迫振动响应规律:不同激励角度下简化叶片的变形规律相同,与其一阶振型相同,其中,夹角为 120° 时的变形云图如图 3(a) 所示,对应的应力云图如图 3

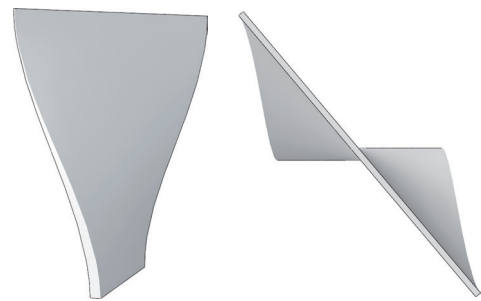


图1 简化叶片数值模型特点
Fig.1 CAD model of blade like specimen

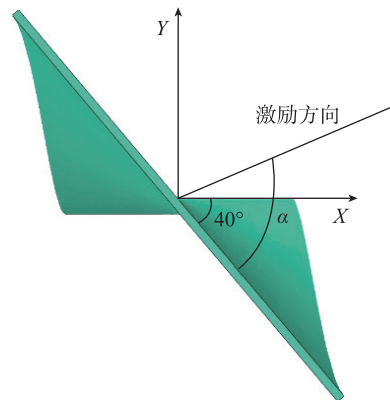


图2 激励力矢量与叶尖夹角示意图
Fig.2 Schematic of angle between excitation vector and blade tip

表1 简化叶片材料性能数据
Table 1 Material parameters of TC4 alloy

弹性模量 /MPa	泊松比	密度 / (× 10 ³ kg·m ⁻³)	阻尼比
115000	0.34	4.44	0.0004

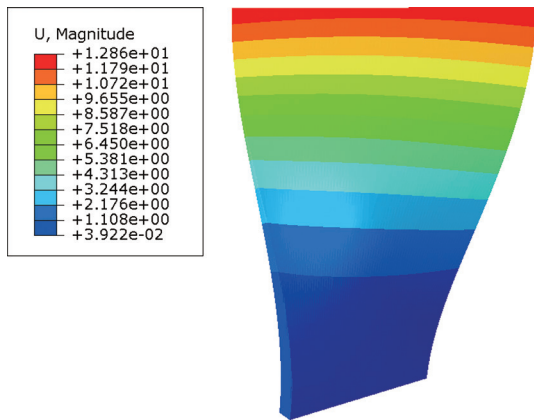
(b)所示。

提取简化叶片叶尖最大振幅,分析激励矢量与叶尖弦向夹角对结构最大振幅的影响规律,如图4所示。可以看出,在激励幅值不变条件下,改变激励方向对简化叶片的响应有着显著的影响,响应中存在两个极值点,

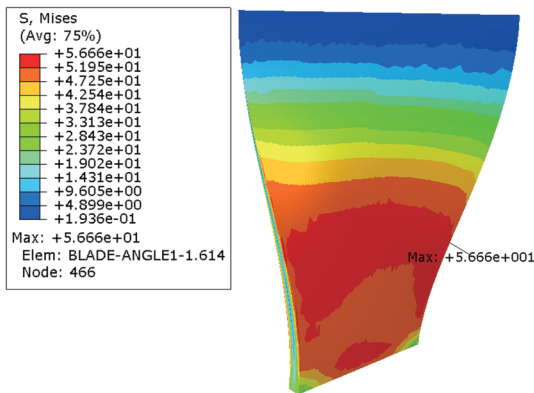
表2 激励边界条件(加速度5.0m/s²)

Table 2 Boundary condition (Acceleration is 5.0m/s²)

编号	激励与叶尖弦向夹角 / (°)	A _x /m	A _y /mm
1	0	0.766	-0.643
2	15	0.906	-0.423
3	30	0.985	-0.174
4	40	1.000	0.000
5	45	0.996	0.087
6	60	0.940	0.342
7	75	0.819	0.574
8	90	0.643	0.766
9	120	0.174	0.985
10	150	-0.342	0.940
11	180	-0.766	0.643



(a)变形云图



(b)应力云图

图3 简化叶片典型响应特点

Fig.3 Response of blade like specimen

分别对应着简化叶片叶尖振幅响应的最大值和最小值。夹角为120°时(即激励矢量与叶根近似垂直时),叶片叶尖振幅最大,为280mm;夹角为30°时,叶片叶尖振幅最小,为20mm,两个条件下的振幅相差了14倍。

提取简化叶片最大应力点 Mises 应力,采用叶尖最大振幅将 Mises 应力数据单位化,单位化过程如公式(3)所示,公式中σ为某个角度下的 Mises 应力极值,A_i为对应条件下的叶尖的最大振幅,σ̄为单位化的应力,随后,分析激励矢量与叶尖弦向夹角α变化对结构最大应力水平的影响规律,如图5所示。可以看出,单位化应力几乎不随着激励方向的变化而变化,这表明结构中的最大应力主要受控于简化叶片的振幅,而与激励方向无关。

$$\bar{\sigma} = \frac{\sigma}{A_i} \quad (3)$$

2 试验及测试结果

基于理论预测结果设计验证试验,采用某型大展弦

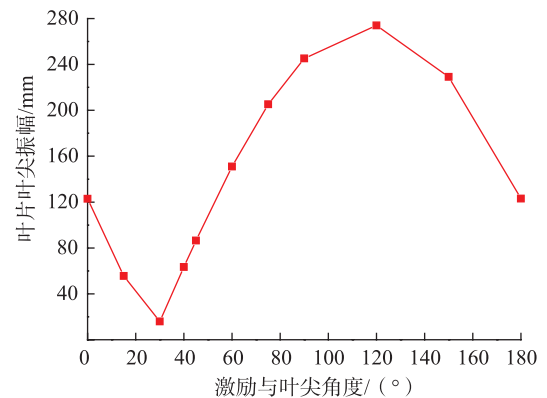


图4 激励与叶尖弦向夹角变化对叶片叶尖振幅影响

Fig.4 Influence of angle between excitation and blade tip on vibration amplitude

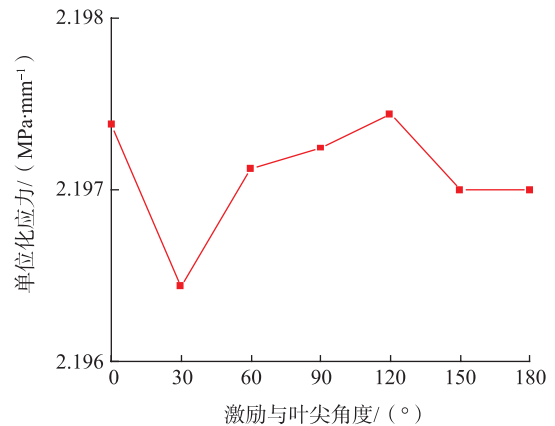


图5 激励与叶尖弦向夹角对单位化应力影响

Fig.5 Influence of angle between excitation and blade tip on maximum Mises stress

比复合弯扭叶片作为试验件,设计了专用工装,主动控制叶片试验件叶尖弦向与激励的夹角,如图6所示。在叶片试验件叶背侧表面安装应变片,测量叶片表面展向、弦向的应变分量,如图7所示,共安装32个应变片。

采用电磁振动台提供激励,设备最大正弦推力为4t,频率范围为10~2000Hz,采用刚性工装将叶片试验件固定在振动台水平滑台上,采用加速度传感器测量夹持工装加速度,测量方向始终与振动台激励方向平行,采用激光位移传感器测量叶片试验件叶尖进气边一侧的振幅,采用32通道动态应变仪测量表面振动应力数据,型号为TST5920,每通道最大采样频率为10kHz。

采用恒定的加速度激励叶片试验件,加速度值为 1.0m/s^2 ,获得激励矢量与叶尖弦向夹角对叶尖最大振幅影响规律,获得7个角度下的响应特点,如图8所示,从中可知,叶片试验件叶尖振幅随着激励方向与叶尖弦线夹角的增加而增加,在 125° 时达到最大值,这一规律与数值预测规律相一致。测得叶片不同部位应变数据,提取最大应力点处的两个方向应变,如图9所示,从中可知,激励矢量与叶尖弦向夹角对最大应变位置应变的影响规律与夹角-振幅变化规律相同,其中,沿着叶片试验件展向的应变分量远远大于弦向的应变分量,相同条件在展向的应变分量比弦向应变分量大一个数量级。

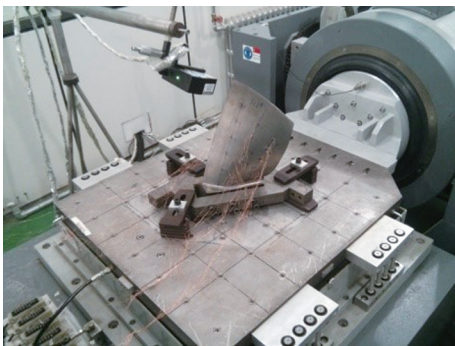


图6 试验装置
Fig.6 Test apparatus

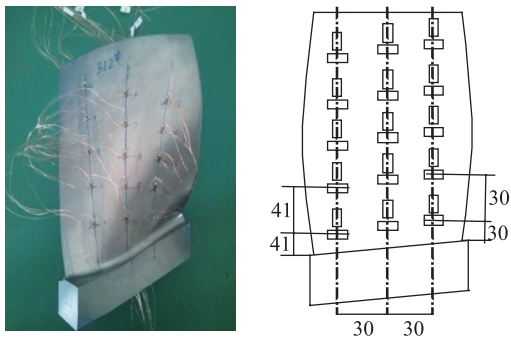


图7 应变片安装位置
Fig.7 Strain gauge location

3 结论

采用数值模拟和试验测试相结合的方法,分析了激励条件对发动机转子叶片受迫振动响应影响规律,得出结论如下:

(1)叶片与振动台激励方向之间的相对关系显著影响叶片试验件的受迫响应值,存在一个最优的位置,

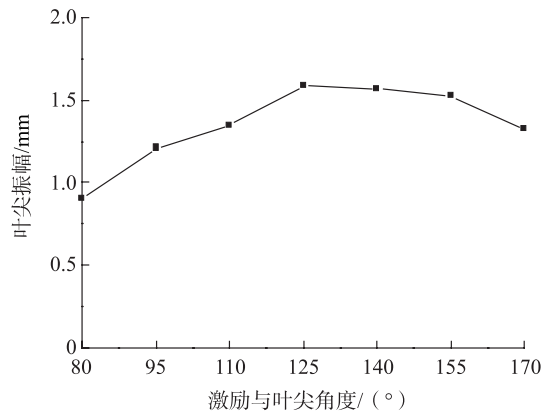
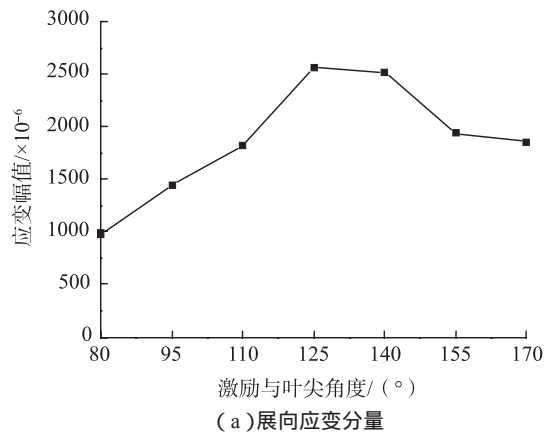
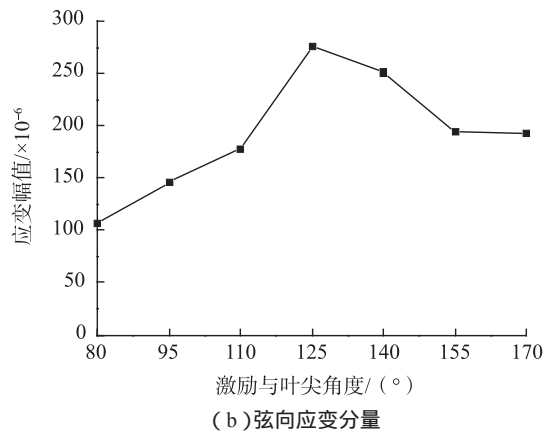


图8 激励与叶尖弦向夹角对叶尖最大振幅影响规律
Fig.8 Influence of angle between excitation and blade tip on maximum amplitude



(a)展向应变分量



(b)弦向应变分量

图9 激励矢量与叶尖弦向夹角对最大应变位置应变影响规律
Fig.9 Influence of angle between excitation and blade tip on maximum strain

使得试验件在达到要求的振幅下,需要的激励最小。

(2) 叶片在受到一阶共振频率相同外部激励条件下,叶片的变形规律与其一阶振型相似。

(3) 大展弦比弯扭复合叶片在受到一阶共振频率相同外部激励条件下,表面振动应力仍以展向应变为主,弦向应变相对较小。

研究结果表明,如果试验中要求发动机转子叶片产生较大响应,可以通过优化装夹形式,降低对激励设备的要求。对于大涵道比复合弯扭叶片,仍可以采用 HB5277—1984 中的方法确定试验状态。

参考文献

- [1] 林杰威. 航空发动机叶片疲劳寿命和可靠性研究[D]. 天津: 天津大学, 2009.
- LIN Jiewei. Study on fatigue life and reliability of aeroengine blades[D]. Tianjin: Tianjin University, 2009.
- [2] 胡海岩. 机械振动基础[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2005.
- HU Haiyan. Mechanical vibration foundation[M]. Beijing: Beihang University Press, 2005.
- [3] NOWAK W. Fatigue stress analysis[EB/OL]. [1978-01-10]. <https://scholarworks.rit.edu/theses/7513>.
- [4] 陈光. 新型发动机的一些新颖结构[J]. 航空发动机, 2001, 27(1): 3-10.
- CHEN Guang. New structure in advanced aerogenine[J]. Aeroengine, 2001, 27(1): 3-10.
- [5] 刘大响, 程荣辉. 世界航空动力技术的现状及发展动向[J]. 北京航空航天大学学报, 2002, 28(5): 490-496.
- LIU Daxiang, CHEN Ronghui. Current status and development direction of aircraft power technology in the world[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2002, 28(5): 490-496.
- [6] 李志强, 郭和平. 超塑成形/扩散连接技术的应用进展和发展趋势[J]. 航空制造技术, 2010, 53(8): 32-35.
- LI Zhiqiang, GUO Heping. Application progress and development tendency of superplastic forming/diffusion bonding technology[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2010, 53(8): 32-35.
- [7] 梁春华. 高性能航空发动机先进风扇和压气机叶片综述[J]. 航空发动机, 2006, 32(3): 48-52.
- LIANG Chunhua. Over view of advanced fan and compressor blade/vane in high performance aeroengine[J]. Aeroengine, 2006, 32(3): 48-52.
- [8] 张强, 张永峰, 马双元. 大涵道比涡扇发动机风扇叶片振动模态分析[J]. 沈阳航空航天大学学报, 2011, 28(3): 14-17.
- ZHANG Qiang, ZHANG Yongfeng, MA Shuangyuan. Modal analysis of high bypass ratio fan blade[J]. Journal of Shenyang Institute of Aeronautical Engineering, 2011, 28(3): 14-17.
- [9] 邓瑛, 韩秀全, 邵杰, 等. 钛合金三层空心结构模拟件设计及高周疲劳实验[J]. 航空制造技术, 2013, 56(16): 52-54.
- DENG Ying, HAN Xiuquan, SHAO Jie, et al. Titanium alloy three

layers hollow component-like specimen design and high cycle fatigue test[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2013, 56(16): 52-54.

[10] 姚磊, 李志强, 邓瑛, 等. 钛合金薄壁空心结构阻尼特性研究[J]. 航空制造技术, 2018, 61(16): 91-95.

YAO Lei, LI Zhiqiang, DENG Ying, et al. Research on damping characteristics of titanium alloy thin wall hollow structure[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2018, 61(16): 91-95.

通讯作者: 邓瑛, 高级工程师, 研究方向为轻量化结构设计、强度及振动, E-mail: yingdeng@buaa.edu.cn.

(责编 古京)

(上接第90页)

LIANG Chaoyang, ZHANG Anfeng, LIANG Shaoduan, et al. Research progress on high properties titanium alloys of laser additive manufacturing technology[J]. Applied Laser, 2017, 37(3): 17-21.

[5] 田宗军, 顾冬冬, 沈理达, 等. 激光增材制造技术在航空航天领域的应用与发展[J]. 航空制造技术, 2015, 58(11): 38-42.

TIAN Zongjun, GU Dongdong, SHEN Lida, et al. Application and development of laser additive manufacturing technology in aeronautics and astronautics[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2015, 58(11): 38-42.

[6] 史玉升. 激光制造技术[M]. 北京: 机械工业出版社, 2011.

SHI Yusheng. Laser manufacturing technology[M]. Beijing: China Machine Press, 2011.

[7] 巩水利, 锁红波, 李怀学. 金属增材制造技术在航空领域的发展与应用[J]. 航空制造技术, 2013, 56(13): 66-71.

GONG Shuili, SUO Hongbo, LI Huaixue. Development and application of metal additive manufacturing technology[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2013, 56(13): 66-71.

[8] 廖海洪, 梁敏洁, 白培康, 等. 镍铁金属粉末选区激光熔加工工艺研究[J]. 特种铸造及有色合金, 2016, 36(1): 12-15.

LIAO Haihong, LIANG Minjie, BAI Peikang, et al. Experiment research of selective laser melting of Ni-Fe metal powder[J]. Special Casting & Nonferrous Alloys, 2016, 36(1): 12-15.

[9] 杨强, 鲁中良, 黄福享, 等. 激光增材制造技术的研究现状及发展趋势[J]. 航空制造技术, 2016, 59(12): 26-31.

Yang Qiang, LU Zhongliang, HUANG Fuxiang, et al. Research on status and development trend of laser additive manufacturing[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2016, 59(12): 26-31.

[10] 李轩, 莫红, 李双双, 等. 3D 打印技术过程控制问题研究进展[J]. 自动化学报, 2016, 42(7): 983-1003.

LI Xuan, MO Hong, LI Shuangshuang, et al. Research progress on 3D printing technology process control problem[J]. Acta Automatica Sinica, 2016, 42(7): 983-1003.

通讯作者: 张婷, 硕士, 工程师, 研究方向为金属锻铸, E-mail: 864458972@qq.com.

(责编 古京)