



(12) 发明专利申请

(10) 申请公布号 CN 104731131 A

(43) 申请公布日 2015. 06. 24

(21) 申请号 201410648692. 0

(22) 申请日 2014. 11. 14

(71) 申请人 中国科学院力学研究所

地址 100190 北京市海淀区北四环西路 15 号

(72) 发明人 虞钢 甘政涛 李少霞 郑彩云 何秀丽 宁伟健

(74) 专利代理机构 北京和信华成知识产权代理 事务所(普通合伙) 11390

代理人 胡剑辉

(51) Int. Cl.

G05D 23/32(2006. 01)

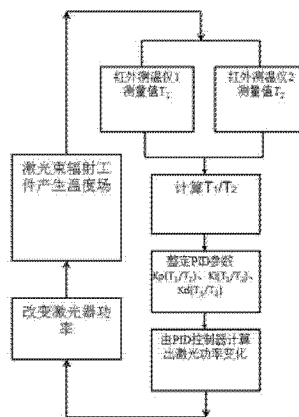
权利要求书2页 说明书6页 附图4页

(54) 发明名称

航天器热真空试验温度控制方法

(57) 摘要

本发明涉及航天器地面热试验领域,公开了一种航天器热真空试验温度控制方法。该方法包括步骤:使用两个测量范围不同的测温仪,同时对激光加热中心位置进行测量,分别获得两个测量范围的平均温度 T_1 、 T_2 ;将两个平均温度的比值 T_1/T_2 作为 PID 控制器中比例和积分时间系数的整定参数,根据 T_1/T_2 的变化对比例和积分时间系数进行实时在线整定,利用整定过的系数通过 PID 控制获得当前加热功率的变化值;根据所述变化值调整激光的输出功率。本发明在使被控温度的超调量大大减小的条件下,使被控温度的调整时间不增加,同时还增强了航天器热试验温度控制系统的鲁棒性和稳定性。



1. 一种航天器热真空试验温度控制方法,其特征在于,所述方法包括步骤:

使用两个测量范围不同的测温仪,分别为第一测温仪和第二测温仪,同时对加热中心位置进行测量;所述第一测温仪在被测部件上监测第一测量区域,得到该测量区域平均温度 T_1 ;所述第二测温仪在被测部件上监测第二测量区域,得到该测量区域平均温度 T_2 ;其中第一测量区域的范围小于第二测量区域;并且所述第一测量区域、所述第二测量区域的中心位置与所述加热中心位置重合;

在每个采样周期内,将两个平均温度的比值 T_1/T_2 作为PID控制器中比例和积分时间系数的整定参数,根据 T_1/T_2 的变化对比例和积分时间系数进行实时在线整定,用整定过的系数修正上一采样周期PID控制器的比例和积分时间系数;

再根据当前第一平均温度 T_1 作为已更新比例和积分时间系数的所述PID控制器的输入量,获得当前热源功率的变化值;

根据所述变化值调整所述热源的输出功率后,所述热源继续对被测部件进行加热,随后在下一个采样周期内再次监测温度并重复上述步骤,循环直到试验结束。

2. 如权利要求1所述的方法,所述激光功率的变化值 Δu 有:

$$\Delta u = K_p * [\text{error}(k) - \text{error}(k-1)] + K_i * \text{error}(k) + K_d * [\text{error}(k) - 2 * \text{error}(k-1) + \text{error}(k-2)];$$

其中, k 代表当前时刻, $k-1$ 代表上一时刻,比例系数 K_p 、积分时间系数 K_i 、微分时间系数 K_d , $\text{error}(x)$ 为 x 时刻 T_1 与目标温度的差值;

其特征在于,所述比例系数 K_p 、积分时间系数 K_i 是两平均温度比值 T_1/T_2 的非线性函数,在热试验过程中随 T_1/T_2 的变化进行实时整定。

3. 如权利要求2所述的方法,其特征在于,设当前时刻平均温度比值有 $A = T_1/T_2$, α 为可调参数,则:

所述比例系数的整定算法为 $K_p(A) = K_{p0} * A^\alpha$, K_{p0} 为预设的初值;

所述积分时间系数的整定算法为:

$$K_i(A) = \begin{cases} K_{i_0}, & T_1 \text{初次达到目标温度值前} \\ K_{i_0} * A_{\max}^\alpha, & T_1 \text{初次和第二次达到目标温度值之间} \\ K_{i_0} * A^\alpha, & T_1 \text{第二次达到目标温度值之后} \end{cases},$$

K_{i_0} 为预设的初值, A_{\max} 为本次试验中已采样的 A 的最大值;

所述PID控制中的微分时间系数 K_d 为预设的常数。

4. 如权利要求3所述的方法,其特征在于,所述可调参数 α 根据超调量及调整时间要求进行设置。

5. 如权利要求3或4所述的方法,其特征在于,所述可调参数 α 的取值范围为大于等于0且小于等于10。

6. 如权利要求1所述的方法,其特征在于,所述第一测量区域的直径不大于2mm。

7. 如权利要求1或6所述的方法,其特征在于,两个测量区域的面积比最佳为4-100。

8. 如权利要求1所述的方法,其特征在于,所述的采样周期的范围大于等于10毫秒且小于等于10秒。

9. 如权利要求 1 所述的方法,其特征在于,所述 PID 控制器为增量式 PID 控制器或者传统 PID 控制器。

10. 如权利要求 1 所述的方法,其特征在于,所述热源为连续激光器或者脉冲激光器;所述测温仪为单色红外测温仪或者比色红外测温仪。

航天器热真空试验温度控制方法

技术领域

[0001] 本发明涉及航天器地面热试验领域,特别是涉及航天器真空热试验温度控制领域。

背景技术

[0002] 航天器热真空试验是在规定的真空与热循环条件下验证航天器各种性能与功能的试验。它是航天器正样研制阶段多项环境模拟试验中的重要试验之一。试验的主要目的是使航天器在真空与热循环条件下暴露航天器的材料和制造工艺缺陷、排除早期失效,从而大大提高了航天器在轨运行的可靠性。

[0003] 航天器热真空试验是在地面上模拟航天器在太空环境工作时受到的真空、低温、太阳辐射等恶劣条件。一般是在真空的环境模拟室内进行,用太阳模拟器或者红外模拟器作为热源照射被试验组件,使其到达预先要求的试验温度或者热流,考察航天器各方面的性能是否满足要求。

[0004] 在航天器热真空试验中,除了要模拟真空条件外,还有对航天器上组件的温度进行控制,当控制方法不当或者控制参数选取不合理时,将引起航天器过试验和欠试验。过试验可能使航天器上某些仪器设备损坏或缩短工作寿命,欠试验则可导致航天器上某些仪器设备得不到应有的考验。特别是由于热试验的真空环境散热极为缓慢的特点,在进行温度控制时,当温度曲线出现超调时,超调很难减小,极易导致过试验。并且由于航天器热真空试验成本高、周期长,一般很难试验之前对温度控制系统进行在线调试,所以对温度控制系统的鲁棒性和适应性提出了更高的要求。

[0005] 由于航天器热真空试验所处的特殊环境和设备条件的限制,如何提高航天器热真空试验温度控制系统的稳定性、准确性、快速性、鲁棒性和适应性是一个重要且有挑战性的工作。

发明内容

[0006] 针对现有技术的上述缺陷,本发明所要解决的技术问题是如何实现稳定且超调量可控的温度控制。

[0007] 为解决该问题,一方面本发明提供了一种航天器热真空试验温度控制方法,包括步骤:

[0008] 使用两个测量范围不同的测温仪,分别为第一测温仪和第二测温仪,同时对加热中心位置进行测量;所述第一测温仪在被测部件上监测第一测量区域,得到该测量区域平均温度 T_1 ;所述第二测温仪在被测部件上监测第二测量区域,得到该测量区域平均温度 T_2 ;其中第一测量区域的范围小于第二测量区域;并且所述第一测量区域、所述第二测量区域的中心位置与所述加热中心位置重合;

[0009] 在每个采样周期内,将两个平均温度的比值 T_1/T_2 作为PID控制器中比例和积分时间系数的整定参数,根据 T_1/T_2 的变化对比例和积分时间系数进行实时在线整定,用整定过

的系数修正上一采样周期PID控制器的比例和积分时间系数；

[0010] 再根据当前第一平均温度 T_1 作为已更新比例和积分时间系数的所述PID控制器的输入量, 获得当前热源功率的变化值；

[0011] 根据所述变化值调整所述热源的输出功率后, 所述热源继续对被测部件进行加热, 随后在下一个采样周期内再次监测温度并重复上述步骤, 循环直到试验结束。

[0012] 优选地, 所述激光功率的变化值 Δu 有：

[0013] $\Delta u = K_p * [\text{error}(k) - \text{error}(k-1)] + K_i * \text{error}(k) + K_d * [\text{error}(k) - 2 * \text{error}(k-1) + \text{error}(k-2)]$ ；

[0014] 其中, k 代表当前时刻, $k-1$ 代表上一时刻, 比例系数 K_p 、积分时间系数 K_i 、微分时间系统 K_d , $\text{error}(x)$ 为 x 时刻 T_1 与目标温度的差值；

[0015] 所述比例系数 K_p 、积分时间系数 K_i 是两平均温度比值 T_1/T_2 的非线性函数, 在热试验过程中随 T_1/T_2 的变化进行实时整定。

[0016] 优选地, 设当前时刻平均温度比值有 $A = T_1/T_2$, α 为可调参数, 则：

[0017] 所述比例系数的整定算法为 $K_p(A) = K_{p0} * A^\alpha$, K_{p0} 为预设的初值；

[0018] 所述积分时间系数的整定算法为：

[0019]

$$K_i(A) = \begin{cases} K_{i_0}, & T_1 \text{ 初次达到目标温度值前} \\ K_{i_0} * A_{\max}^\alpha, & T_1 \text{ 初次和第二次达到目标温度值之间} \\ K_{i_0} * A^\alpha, & T_1 \text{ 第二次达到目标温度值之后} \end{cases}$$

[0020] K_{i_0} 为预设的初值, A_{\max} 为本次试验中已采样的 A 的最大值；

[0021] 所述PID控制中的微分时间系数 K_d 为预设的常数。

[0022] 优选地, 所述可调参数 α 根据超调量及调整时间要求进行设置。

[0023] 优选地, 所述可调参数 α 的取值范围为大于等于 0 且小于等于 10。

[0024] 优选地, 所述第一测量区域的直径不大于 2mm。

[0025] 优选地, 两个测量区域的面积比最佳为 4-100。

[0026] 优选地, 所述的采样周期的范围大于等于 10 毫秒且小于等于 10 秒。

[0027] 优选地, 所述PID控制器为增量式PID控制器或者传统PID控制器。

[0028] 优选地, 所述热源为连续激光器或者脉冲激光器；所述测温仪为单色红外测温仪或者比色红外测温仪。

[0029] 本发明的技术方案在使被控温度的超调量大大减小的条件下, 使被控温度的调整时间不增加。甚至参数设定得当时, 能用更短的调整时间得到更小的超调量, 得到了预料不到的技术效果。

附图说明

[0030] 图1为航天器热真空试验温度控制系统的安装结构示意图。

[0031] 图2为航天器热真空试验温度控制方法的流程示意图。

[0032] 图3为积分时间系数整定时三个时间阶段的划分示意图。

[0033] 图 4 为本发明的示例实验不同的 α 的结果曲线图。

[0034] 图 5 为本发明的示例实验中参数 α 与超调量和调整时间的关系图。

[0035] 图 6 为本发明的算法适应性测试实验结果图, 设定温度从 50°C - 200°C , 控制算法的超调量和调整时间的变化示意。

[0036] 图 7 为本发明的算法鲁棒性测试实验结果曲线, 变化初始的 PID 参数, 控制算法的温度控制曲线的变化。

具体实施方式

[0037] 下面将结合本发明实施例中的附图, 对本发明实施例中的技术方案进行清楚、完整地描述。显然, 所描述的实施例为实施本发明的较佳实施方式, 所述描述是以说明本发明的一般原则为目的, 并非用以限定本发明的范围。本发明的保护范围应当以权利要求所界定者为准, 基于本发明中的实施例, 本领域普通技术人员在没有做出创造性劳动的前提下所获得的所有其他实施例, 都属于本发明保护的范围。

[0038] 为保证试验温度稳定且超调量可控, 本发明采用了多种方式进行精确可控的温度控制。首先, 由于激光束具有时间输出和空间分布的可控性强的特点, 在模拟空间环境下受热件局部或者整体的受热状态方面具有优势, 尤其是其具有易于实现输出功率的实时调节和时间响应快的特点, 因此本发明的技术方案中优选使用激光作为热试验的加热源。但实际情况中, 如条件不允许使用激光束, 红外或其他加热手段同样可适用于本发明。此外, 测温仪优选采用红外测温仪, 红外测温仪具有圆形测量区域, 可获得更客观的测量数据, 但如条件不允许的话, 可采用热电偶或其他测温手段进行测量。

[0039] 在本发明的一个实施例中, 如图 2 所示, 航天器热真空试验温度控制方法包括步骤:

[0040] 使用两个测量范围不同的测温仪, 分别为第一测温仪和第二测温仪, 同时对加热中心位置进行测量。所述第一测温仪在被测部件上监测第一测量区域, 得到该测量区域平均温度 T_1 ; 所述第二测温仪在被测部件上监测第二测量区域, 得到该测量区域平均温度 T_2 ; 其中第一测量区域的范围小于第二测量区域; 并且所述第一测量区域、所述第二测量区域的中心位置与所述激光热源的中心位置重合。

[0041] 在试验之初设定目标温度值。

[0042] 在试验过程中, 在每个采样周期内, 将两个平均温度的比值 T_1/T_2 作为 PID 控制器中比例和积分时间系数的整定参数。

[0043] 根据 T_1/T_2 的变化对比例和积分时间系数进行实时在线整定, 用整定过的系数修正上一采样周期 PID 控制器的比例和积分时间系数。

[0044] 再根据第一测温仪得到当前测量的平均温度 T_1 作为所述以更新比例和积分时间系数的 PID 控制器的输入量, 获得当前热源功率的变化值;

[0045] 根据所述变化值调整加激光热源的输出功率。

[0046] 所述加热源调整功率后继续对被测部件进行加热, 随后在下一个采样周期内再次得到的测量温度并进行上述控制方法, 循环直到试验结束。

[0047] 其中如图 1 所示, 本发明的优选实施例中, 航天器热真空试验温度控制系统具体包括: 激光头 1、第一红外测温仪 3、第二红外测温仪 2 以及控制设备 7; 其中, 激光头 1 发出

的激光照射在被测部件 4 上形成激光光斑,第一红外测温仪 3 在被测部件 4 上监测第一测量区域 5,第二红外测温仪 2 在被测部件 4 上监测第二测量区域 6,第一测量区域 5 的直径小于第二测量区域 6,且第一测量区域 5、第二测量区域 6 及激光光斑的中心位置重合;控制设备 7 的输入端耦接第一红外测温仪 3 和第二红外测温仪 2,输出端耦接激光头 1。

[0048] 优选地,第一红外测温仪 3 和第二红外测温仪 2 分别通过夹具装夹在激光头 1 上,第一测量区域 5、第二测量区域 6 与激光光斑的中心位置始终重合。第一红外测温仪 3 和第二红外测温仪 2 的测量结果为模拟信号,控制设备 7 中通过温度信号调理采集模块将其获取为数字信号。温度信号调理采集模块进一步包括滤波模块和 A/D 转换模块。采集模块可使用通用的商业设备,采样频率应根据红外测温仪的采集频率确定,一般应和红外测温仪的采集频率相同。

[0049] 本发明的技术方案中优选使用激光作为热试验的加热源,但实际情况中,如条件不允许使用激光束,红外或其他加热手段同样可适用于本发明。此外,测温仪优选采用红外测温仪,红外测温仪具有圆形测量区域,可获得更客观的测量数据,但如条件不允许的话,可采用热电偶或其他测温手段进行测量。采用热电偶等点状测温仪时,可以将一个热电偶焊接在加热点正中,另一个热电偶焊接在离正中一段距离(如 5-20mm)处,获得的温度作为上述两温度 T_1 、 T_2 。

[0050] 此外,两个红外测温仪与被测部件的最佳距离的确定应该综合考虑:红外测温仪光路、红外测温仪最小和最大测量直径、航天器真空热试验过程热影响区的大小、实际制造过程的环境因素等。其中,两个红外测温仪的测量区域的测点直径的选择方法有:

[0051] a. 第一(即小测点)红外测温仪的测点直径应尽量小(不大于 2mm),以使其能够表征航天器真空热试验过程零部件的温度分布的最高温度。

[0052] b. 第二(即大测点)红外测温仪的测点应覆盖航天器真空热试验过程零部件的热影响区,以反映航天器真空热试验过程零部件温度分布的大部分信息。

[0053] c. 两个红外测温仪的测量光点直径比可在 2-10 之间调节(即面积比 4-100),直径比大,表征的更大范围内的温度场分布,但是准确性有所下降。直接比小,表征更小范围内的温度场分布,但是准确性有所提高。

[0054] d. 如果航天器真空热试验过程的环境条件比较恶劣,如有粉末飞溅或火花飞溅等,应使两个红外测温仪距离工件表面有足够的距离,或者在红外测温仪镜头前增加保护装置。

[0055] 更进一步地,控制设备 7 中包括 PID 控制器,所述 PID 控制器采用 3 个系数:比例系数 K_p 、积分时间系数 K_i 和微分时间系数 K_d 对输入量进行控制从而得到相应的输出量。所述激光功率的变化值 Δu 有:

[0056]
$$\Delta u = K_p * [\text{error}(k) - \text{error}(k-1)] + K_i * \text{error}(k) + K_d * [\text{error}(k) - 2 * \text{error}(k-1) + \text{error}(k-2)];$$

[0057] 其中, k 代表当前时刻, $k-1$ 代表上一时刻,比例系数 K_p 、积分时间系数 K_i 、微分时间系统 K_d , $\text{error}(x)$ 为 x 时刻 T_1 与目标温度的差值。

[0058] 本发明的优选实施例中,利用当前两测量温度 T_1 、 T_2 的比值对比例和积分系数进行实时整定。

[0059] 由 PID 的算法可以得到, K_p 代表激光功率变化与误差变化的比例系数,又由于差值

持续缩小,意味着 K_p 越大,相同的温度变化率下,激光功率减小得越快。另一方面初始功率 $U(0) = [K_p(0) + K_i(0) + K_d(0)] * \text{error}(0)$; 意味着 K_p 越大激光功率的初值越大。所以,本发明的策略是在热试验刚开始 A 比较小的时候 K_p 比较小,当 A 越大时 K_p 也应该相应增大,以补偿热集中的效应。再综合考虑:

[0060] 1. $K_p(1) = 1$;

[0061] 2. $K_p(A)$ 随 A 单调递增;

[0062] 3. 增速可调并且系数在合适范围;

[0063] 4. $K_p(A)$ 的形式尽可能简单,以减小计算量;

[0064] 因此选择: $K_p(A) = K_{p0} * A^\alpha$; 其中, K_{p0} 为 K_p 的初值, α 作为一个可调的参数,用来确定 $K_p(A)$ 关于 A 的指数。

[0065] K_i 的作用类似于阻尼效应,用于消除稳态误差,但是同时升温阶段 K_i 过大也会引起温度控制的不稳定性。所以采取分阶段控制策略,将热试验分为三个阶段,如图 3 所示,在开始到到达设定温度之前为第一阶段,超过设定温度到第一次回到设定温度之间为第二阶段,之后为第三阶段。相应地,

[0066] 第一阶段: $K_i(A) = K_{i0}$;

[0067] 第二阶段: $K_i(A) = K_{i0} * A_{\max}^\alpha$ (A_{\max} 为当前已采样的 A 的最大值);

[0068] 第三阶段: $K_i(A) = K_{i0} * A^\alpha$;

[0069] 一般认为,微分 K_d 作用主要是用来克服被控对象的滞后,常用于有滞后温度控制系统。评价系统的时滞性,有一个无量纲数: $f = \tau / T$; τ 是系统的纯滞后时间, T 是系统的时间常数。 $f < 0.6$ 时为小时滞系统, $f > 1$ 的为大时滞系统。

[0070] 经测试激光热试验对象的 $\tau / T = 0.002 \ll 0.6$, 所以本试验可以近似地认为没有时滞,即 K_d 的作用不明显,所以令 $K_d(A) = K_{d0}$, 即不考虑 K_d 的变化。

[0071] 因此,设 $A = T_1 / T_2$, α 为可调参数,比例系数的整定算法为 $K_p(A) = K_{p0} * A^\alpha$, K_{p0} 为预设的初值; 积分时间系数视温度控制的不同阶段采用不同的计算方式,通常温度控制的过程如图 3 所示,将其分为三个阶段对积分时间系数进行整定,第一阶段为开始加热到温度初次达到目标温度的过程,第二阶段为温度超过目标温度后再回落到目标温度的过程(因温度控制的滞后性,此阶段为初次出现超调后的控制阶段),第三阶段为温度回落后至结束的过程,基于这三个阶段积分时间系数的整定算法为:

[0072]

$$K_i(A) = \begin{cases} K_{i0}, & T_1 \text{ 初次达到目标温度值前} \\ K_{i0} * A_{\max}^\alpha, & T_1 \text{ 初次和第二次达到目标温度值之间} \\ K_{i0} * A^\alpha, & T_1 \text{ 第二次达到目标温度值之后} \end{cases}$$

[0073] K_{i0} 为预设的初值, A_{\max} 为本次试验中已采样的 A 的最大值; 算法在热试验开始后,在采样周期内实时计算并存储 A 的值,当 A 在某个时刻出现当前最大值时,以当前最大值作为第二阶段整定的参数,若后续出现更大值则替换之; 微分时间系数 K_d 为指定的常数,当采用除激光之外的加热手段时,由于受加热源加热速率的影响,此时温度控制会出现一定的时滞,应额外考虑 K_d 的作用。

[0074] 可调参数 α 对温度控制的影响关系可进一步参见附图,其中几种常用的 α 值的调整曲线参见图 4, α 值变化对超调量和时间的影响参见图 5。

[0075] 因为温度调整不可能一次到位,故本发明中改进的 PID 控制算法是个反馈迭代的过程。两测量值的比值表征激光热试验零部件的温度场的集中程度(偏离稳态的程度),利用两测量值的比值整定控制系数进行 PID 控制,得到激光功率的变化值(改变量) Δu , 用其调整激光头后继续对被测部件进行照射,随后再用再次得到的实际温度进行反馈。通过反馈迭代的方式不断调整激光功率使实际温度与目标温度的差值不断减小,进而保证热试验温度的稳定且超调量可控。在反馈控制过程中,温度采集的时间应大于算法的计算时间,这样才能保证在两个采集间隔内,温度控制算法完成对激光功率的控制。

[0076] 为验证本专利的实用性,根据上述技术方案进行了激光热试验温度控制的示例实验。本实验的设备示意图如图 1,实验选用 Raytek XRHSF 和 Raytek XRHCF 两款红外测温仪,测量光斑大小分别为 4mm 和 20mm,测量光斑尺寸在本专利所说明的范围内,温度控制算法在本专利所说明的范围内。示例实验的结果曲线如图 4,示例实验中参数 α 与超调量和调整时间的关系如图 5。算法的适应性测试实验结果曲线如图 6。算法的鲁棒性测试实验结果曲线如图 7。

[0077] 与现有技术相比,本发明的技术方案在使被控温度的超调量大大减小的条件下,使被控温度的调整时间不增加。甚至参数设定得当时,能用更短的调整时间得到更小的超调量,得到了预料不到的技术效果。

[0078] 以上所述仅为本发明的优选实施例而已,并不用于限制本发明,对于本领域的技术人员来说,本发明可以有各种更改和变化。凡在本发明的精神和原则之内,所作的任何修改、等同替换、改进等,均应包含在本发明的保护范围之内。

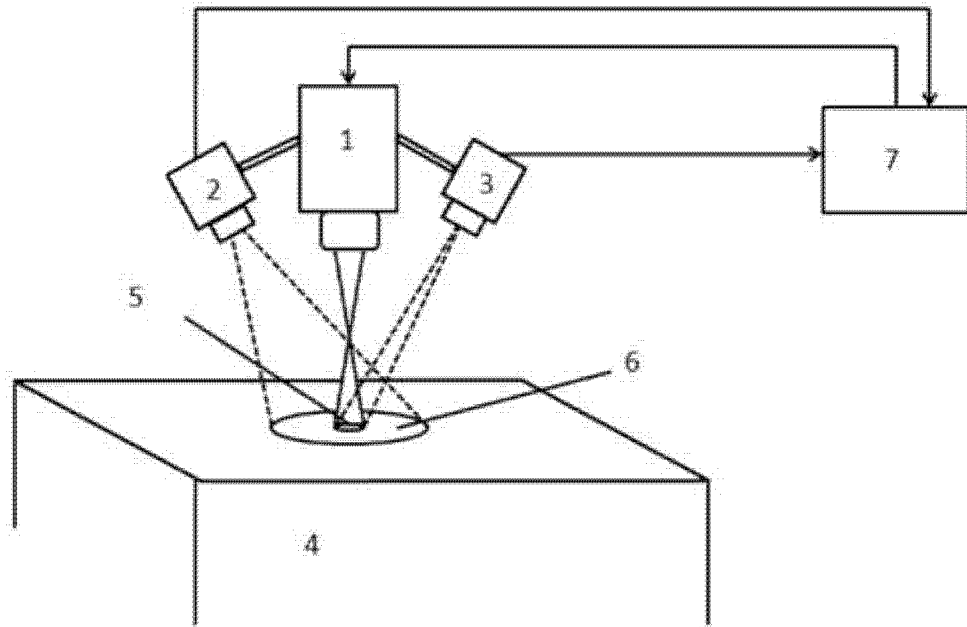


图 1

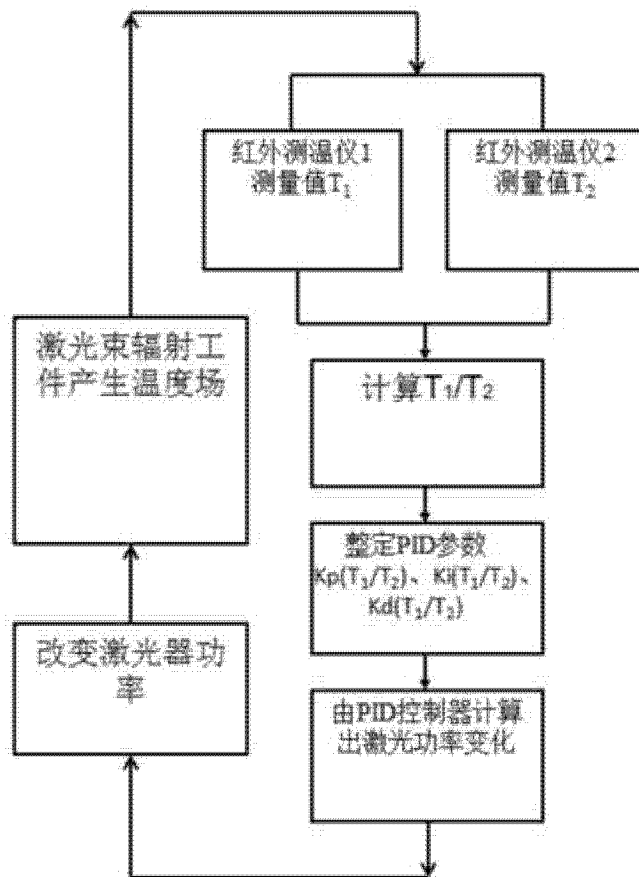


图 2

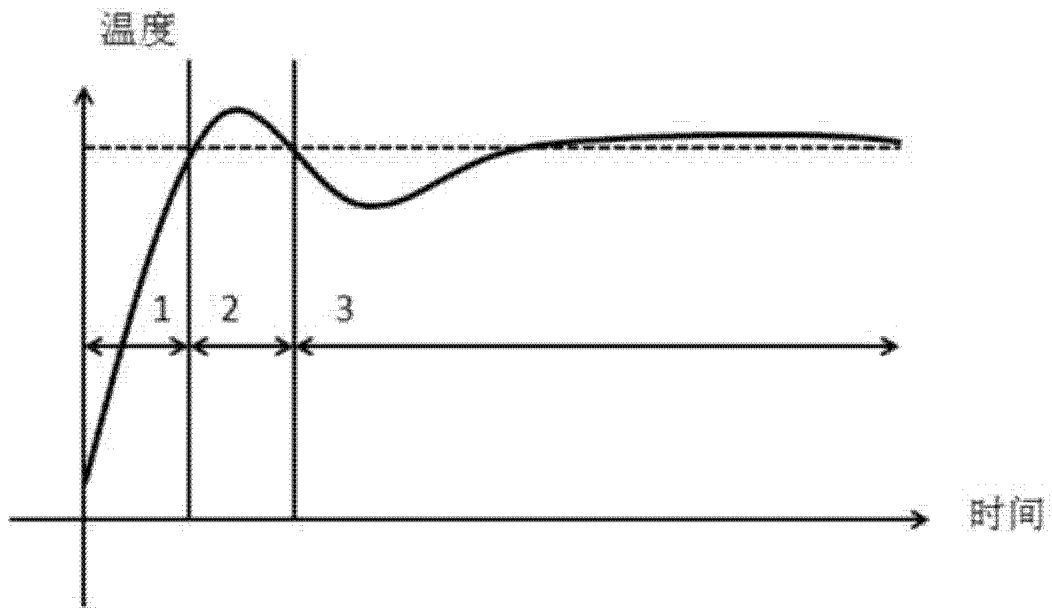


图 3

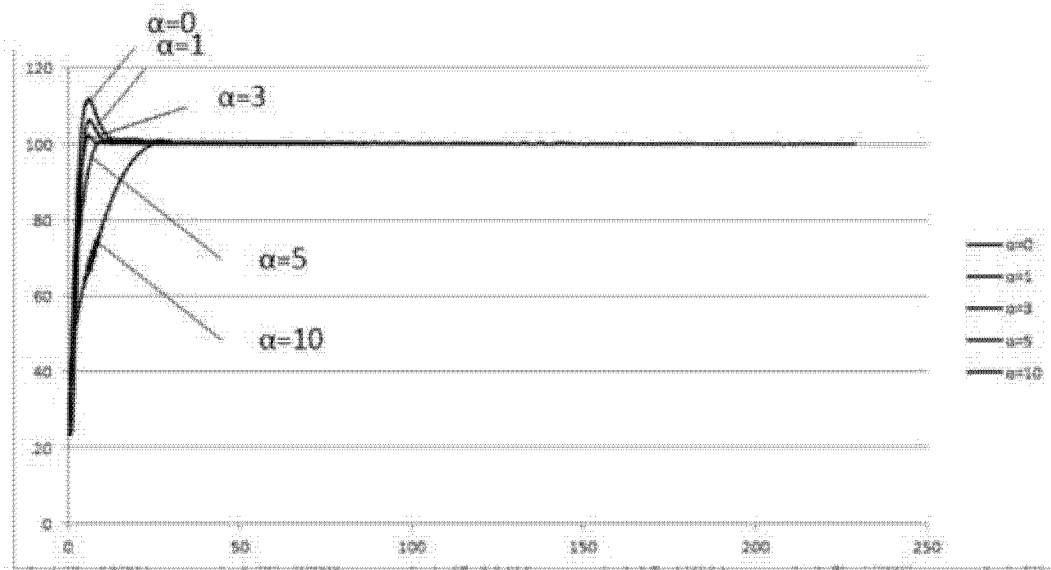


图 4

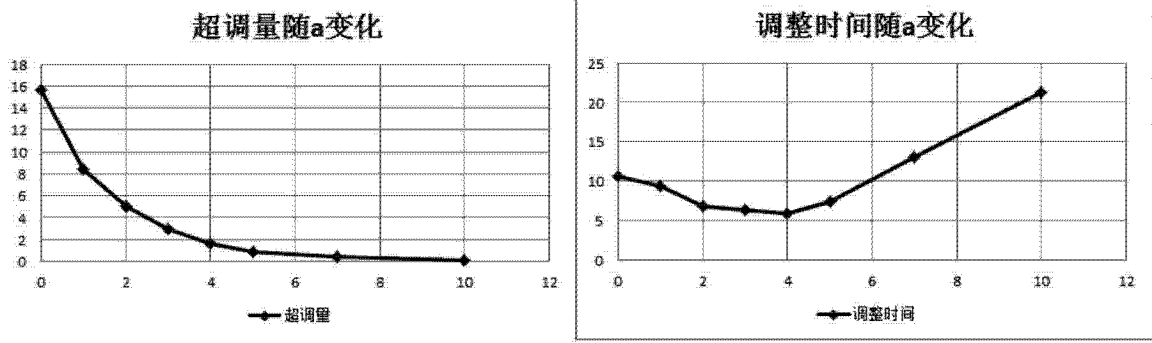


图 5

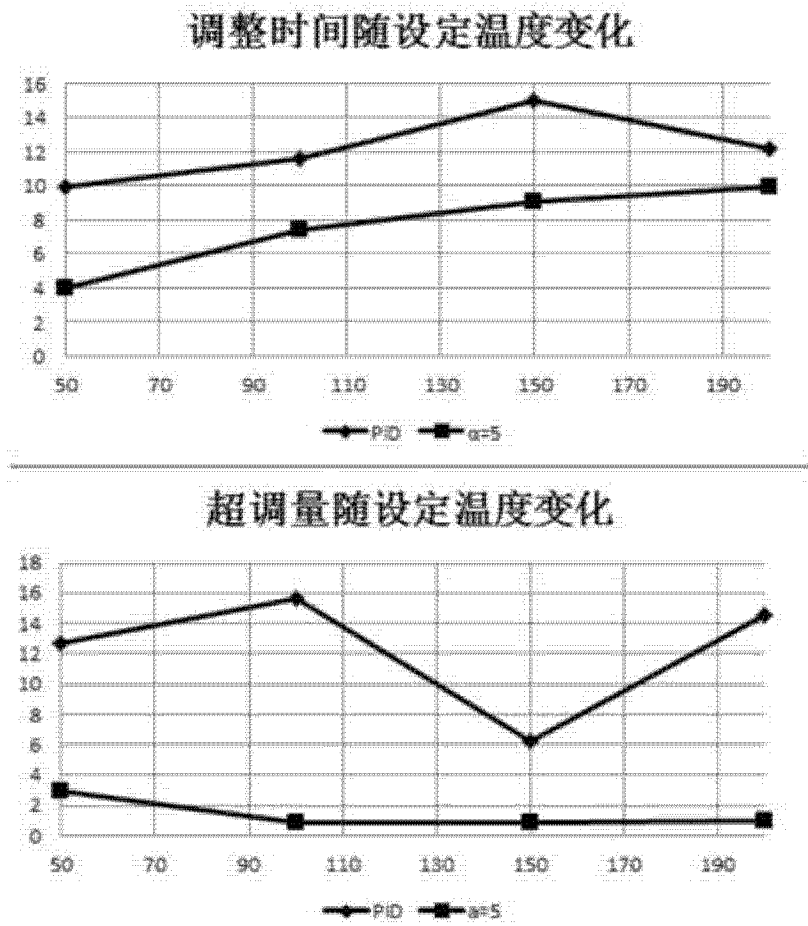


图 6

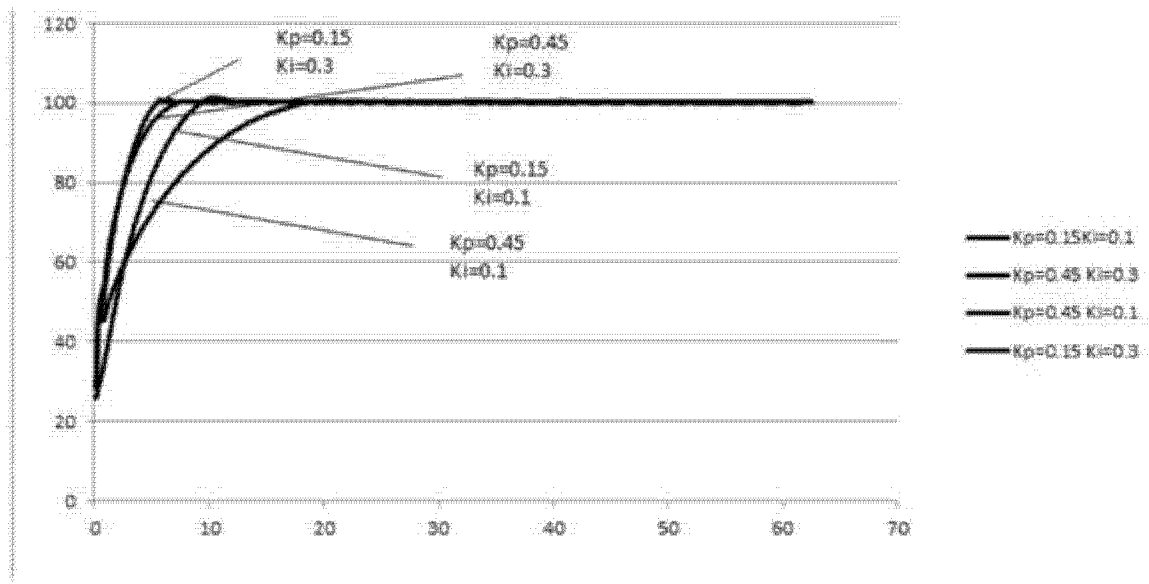


图 7