



(12) 发明专利申请

(10) 申请公布号 CN 104571217 A

(43) 申请公布日 2015. 04. 29

(21) 申请号 201410646172. 6

(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 郑彩云 李少霞
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 23/30(2006. 01)

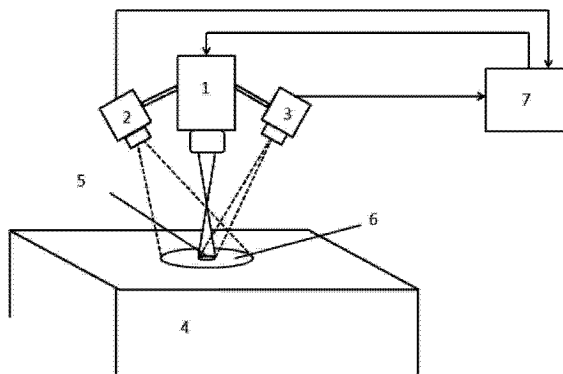
权利要求书2页 说明书5页 附图3页

(54) 发明名称

航天器热真空试验温度控制方法及系统

(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及系统。该方法包括步骤:使用两个测量区域不同的测温仪同时对准热源加热中心位置,测得两个不同的平均温度 T_1 、 T_2 ;将小区域的平均温度 T_1 作为增量式 PID 控制器的输入量进行 PID 控制;将两个平均温度的比值 T_1/T_2 作为额外的反馈量与 PID 控制结果线性叠加得到热源功率的变化值;根据所述变化值调整热试验热源的输出功率。本发明可以保证航天器热真空试验温度稳定且超调量可控,增强了航天器热真空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,同时对热源的加热中心位置进行测量;其中所述第一测温仪在被测部件上监测第一测量区域,得到第一平均温度 T_1 ;所述第二测温仪在被测部件上监测第二测量区域,得到第二平均温度 T_2 ;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,根据第一平均温度 T_1 作为增量式 PID 控制器的输入量;同时将两个平均温度的比值 T_1/T_2 作为额外的反馈量,将该反馈量与所述增量式 PID 控制器的结果线性叠加得到热源功率的变化值;

根据所述变化值调整热源的输出功率后,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,其特征在于,所述增量式 PID 控制器中使用比例系数 K_p 、积分时间系数 K_i 和微分时间系数 K_d 对所述输入量进行增量式 PID 控制,同时使用抑制因子 α 对所述额外的反馈量进行调整。

3. 如权利要求 1 或 2 所述的方法,其特征在于,所述方法中,所述热源功率的变化值 Δu 有:

$$\Delta u = K_p * [\text{error}(k) - \text{error}(k-1)] + K_i * \text{error}(k) + K_d * [\text{error}(k) - 2 * \text{error}(k-1) + \text{error}(k-2)] - \alpha * [T_1(k)/T_2(k) - T_1(k-1)/T_2(k-1)];$$

其中, k 代表当前采样周期的时刻, $k-1$ 代表上一采样周期的时刻,比例系数 K_p 、积分时间系数 K_i 、微分时间系统 K_d 、抑制因子 α , $T_1(x)$ 为 x 时刻在第一测量区域测得的平均温度, $T_2(x)$ 为 x 时刻在第二测量区域内测得的平均温度, $\text{error}(x)$ 为 x 时刻 $T_1(x)$ 与目标温度的差值,所述目标温度在试验初始阶段设定。

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

5. 如权利要求 2 所述的方法,其特征在于,所述抑制因子 α 的取值范围为大于等于 0 且小于等于 1000。

6. 一种航天器热真空试验温度控制系统,其特征在于,所述系统包括:热源、第一测温仪、第二测温仪以及温度控制设备;其中,

所述热源通过热辐射方式对被测部件进行加热;

所述第一测温仪在被测部件上监测第一测量区域,所述第二测温仪在被测部件上监测第二测量区域,第一测量区域的直径小于第二测量区域;

所述温度控制设备的输入端耦接所述第一测温仪和第二测温仪,输出端耦接所述热源的发生器;所述控制设备包括增量式 PID 控制器,所述增量式 PID 控制器用于以第一测量区域的平均温度与目标温度的差值作为输入量进行增量式 PID 控制;所述控制设备还将两个测量区域的平均温度的比值作为额外的反馈量,用该反馈量与所述增量式 PID 控制器的结果线性叠加,得到热源功率的变化值输出给所述热源的发生器。

7. 如权利要求 6 所述的系统,其特征在于,所述系统中:

所述第一测温仪和所述第二测温仪分别通过夹具装夹在所述热源的发生器上,所述第一测量区域、所述第二测量区域的中心位置与所述热源的加热中心位置重合。

8. 如权利要求 6 所述的系统,其特征在於,所述系统中:

所述第一测量区域的测点直径不大于 2mm,所述第二测量区域与所述第一测量区域的测点直径比的最佳值为 2-10。

9. 如权利要求 6 所述的系统,其特征在於,所述系统中,所述热源功率的变化值 Δu 有:

$$\Delta u = K_p * [\text{error}(k) - \text{error}(k-1)] + K_i * \text{error}(k) + K_d * [\text{error}(k) - 2 * \text{error}(k-1) + \text{error}(k-2)] - \alpha * [T_1(k)/T_2(k) - T_1(k-1)/T_2(k-1)];$$

其中, k 代表当前采样周期时刻, $k-1$ 代表上一采样周期时刻,比例系数 K_p 、积分时间系数 K_i 、微分时间系统 K_d 、抑制因子 α , $T_1(x)$ 为 x 时刻在第一测量区域测得的平均温度, $T_2(x)$ 为 x 时刻在第二测量区域内测得的平均温度, $\text{error}(x)$ 为 x 时刻 $T_1(x)$ 与目标温度的差值,所述目标温度在试验初始阶段设定。

10. 如权利要求 6 所述的系统,其特征在於,所述测温仪为单色红外测温仪和 / 或比色红外测温仪。

航天器热真空试验温度控制方法及系统

技术领域

[0001] 本发明涉及航天器地面热试验领域,具体涉及一种航天器热真空试验温度控制方法及系统。

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] 天地往返飞行器再入时由于气动加热,表面温度极高。高温风洞试验只能考核表面热防护材料的性能,不能模拟再入期间舱内载荷所处的热环境。必须利用红外或者激光加热方法模拟舱体表面高温边界的方法,实现在真空或低气压环境下能够将指定部件加热到规定的温度。为了保证天地往返飞行器耐热结构设计的完整性和可靠性,需要大量开展部件级、系统级的结构热试验项目。

[0004] 在航天器热真空试验中,除了要模拟真空条件外,还要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,会导致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,欠试验则可使航天器上某些仪器设备得不到应有的考验。现有技术中,试验时的温度控制通常根据现场测量温度的变化曲线,按照经验或固定模式进行细微调整,由于试验环境较为复杂,调整幅度很难匹配实际需求,基本都会反复出现超调。而当温度曲线出现超调时,由于热试验的真空环境散热极为缓慢的特点,超调很难减小,极易导致过试验。

发明内容

[0005] 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。

[0006] 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:

[0007] 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,同时对热源的加热中心位置进行测量;其中所述第一测温仪在被测部件上监测第一测量区域,得到第一平均温度 T_1 ;所述第二测温仪在被测部件上监测第二测量区域,得到第二平均温度 T_2 ;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;

[0008] 在每个采样周期内,根据第一平均温度 T_1 作为增量式 PID 控制器的输入量;同时将两个平均温度的比值 T_1/T_2 作为额外的反馈量,将该反馈量与所述增量式 PID 控制器的结果线性叠加得到热源功率的变化值;

[0009] 根据所述变化值调整热源的输出功率后,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。

[0010] 优选地,所述增量式PID控制器中使用比例系数 K_p 、积分时间系数 K_i 和微分时间系数 K_d 对所述输入量进行增量式PID控制,同时使用抑制因子 α 对所述额外的反馈量进行调整。

[0011] 优选地,所述方法中,所述热源功率的变化值 Δu 有:

[0012]
$$\Delta u = K_p * [\text{error}(k) - \text{error}(k-1)] + K_i * \text{error}(k) + K_d * [\text{error}(k) - 2 * \text{error}(k-1) + \text{error}(k-2)] - \alpha * [T_1(k)/T_2(k) - T_1(k-1)/T_2(k-1)];$$

[0013] 其中, k 代表当前采样周期的时刻, $k-1$ 代表上一采样周期的时刻,比例系数 K_p 、积分时间系数 K_i 、微分时间系统 K_d 、抑制因子 α , $T_1(x)$ 为 x 时刻在第一测量区域测得的平均温度, $T_2(x)$ 为 x 时刻在第二测量区域内测得的平均温度, $\text{error}(x)$ 为 x 时刻 $T_1(x)$ 与目标温度的差值,所述目标温度在试验初始阶段设定。

[0014] 优选地,所述采样周期的范围大于等于10毫秒且小于等于10秒。

[0015] 优选地,所述抑制因子 α 的取值范围为大于等于0且小于等于1000。

[0016] 另一方面,本发明还同时提供航天器热真空试验温度控制系统,包括:热源、第一测温仪、第二测温仪以及温度控制设备;其中,

[0017] 所述热源通过热辐射方式对被测部件进行加热;

[0018] 所述第一测温仪在被测部件上监测第一测量区域,所述第二测温仪在被测部件上监测第二测量区域,第一测量区域的直径小于第二测量区域;

[0019] 所述温度控制设备的输入端耦接所述第一测温仪和第二测温仪,输出端耦接所述热源的发生器;所述控制设备包括增量式PID控制器,所述增量式PID控制器用于以第一测量区域的平均温度与目标温度的差值作为输入量进行增量式PID控制;所述控制设备还将两个测量区域的平均温度的比值作为额外的反馈量,用该反馈量与所述增量式PID控制器的结果线性叠加,得到热源功率的变化值输出给所述热源的发生器。

[0020] 优选地,所述系统中:所述第一测温仪和所述第二测温仪分别通过夹具装夹在所述热源的发生器上,所述第一测量区域、所述第二测量区域的中心位置与所述热源的加热中心位置重合。

[0021] 优选地,所述系统中:所述第一测量区域的测点直径不大于2mm,所述第二测量区域与所述第一测量区域的测点直径比的最佳值为2-10。

[0022] 优选地,所述系统中,所述热源功率的变化值 Δu 有:

[0023]
$$\Delta u = K_p * [\text{error}(k) - \text{error}(k-1)] + K_i * \text{error}(k) + K_d * [\text{error}(k) - 2 * \text{error}(k-1) + \text{error}(k-2)] - \alpha * [T_1(k)/T_2(k) - T_1(k-1)/T_2(k-1)];$$

[0024] 其中, k 代表当前采样周期时刻, $k-1$ 代表上一采样周期时刻,比例系数 K_p 、积分时间系数 K_i 、微分时间系统 K_d 、抑制因子 α , $T_1(x)$ 为 x 时刻在第一测量区域测得的平均温度, $T_2(x)$ 为 x 时刻在第二测量区域内测得的平均温度, $\text{error}(x)$ 为 x 时刻 $T_1(x)$ 与目标温度的差值,所述目标温度在试验初始阶段设定。

[0025] 优选地,所述测温仪为单色红外测温仪和/或比色红外测温仪。

[0026] 与现有技术相比,本发明的技术方案可以保证激光热试验温度稳定且超调量可控,增强了激光热试验温度控制系统的鲁棒性和稳定性。通过调节抑制因子 α 的大小还可以实现激光热试验被控温度曲线无超调和较小的调整时间的选择,保证了试验过程的安全

可控。

附图说明

- [0027] 图 1 为本发明的一个实施例中航天器热真空试验温度控制系统的结构示意图；
[0028] 图 2 为两个不同直径测点测量值的比值表征温度分布热集中程度的原理图；
[0029] 图 3 为本发明的一个示例实验中结果曲线示意图；
[0030] 图 4 为本发明的示例实验中抑制因子 α 与超调量和调整时间的关系图；
[0031] 图 5 为本发明的优选实施例中基于 PID 控制器的反馈迭代方式示意图；
[0032] 图 6 为温度分布热集中程度物理意义的原理图；
[0033] 图 7 为进一步说明温度分布热集中程度的物理意义而假设的三种温度场分布。

具体实施方式

[0034] 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。

[0035] 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使用激光作为热试验的加热源。

[0036] 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 。

[0037] 在本发明的一个实施例中，航天器热真空试验温度控制方法包括步骤：

[0038] 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热源的中心位置重合。

[0039] 在试验之初设定目标温度值。

[0040] 试验过程中，在每个采样周期内，根据第一测温仪得到第一测量区域的平均温度 T_1 作为所述增量式 PID 控制器的输入量；同时将两个平均温度的比值 T_1/T_2 作为额外的反馈量，将该反馈量与增量式 PID 控制算法的结果线性叠加得到热源功率的变化值；

[0041] 根据所述变化值调整加热源的输出功率。

[0042] 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。

[0043] 其中如图 1 所示，本发明的实施例中，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。

[0044] 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。采样周期根据采样频率和完成一次 PID 控制的时间确定，一般在 10 毫秒至 10 秒之间。

[0045] 为说明 T_1/T_2 的物理意义，在热试验过程中以热源中心为原点，工件平面为 X-Y 平面建立坐标系。由于热源加热，在工件平面上将产生一个二维温度场 $T(x, y)$ ，并且在原点附件温度高，距离原点很远的地方温度趋近于室温。由于一般情况下，热试验的温度场有近似的对称性，为了说明 T_1/T_2 的物理意义，不妨截取 X 轴上的一维温度分布，示意图如图 6(a)。 T_1 、 T_2 为不同光斑直径内的平均温度，在一维温度场情况下，将其乘以对应的光斑直径，等于光斑直径内温度曲线所包含的面积，即 $S_1 = T_1 * D_1$ ； $S_2 = T_2 * D_2$ ，如图 6(b) 所示。两式向除，推出 $T_1/T_2 = D_2/D_1 * S_1/S_2$ ，由于 D_1 、 D_2 为定值，所以 D_2/D_1 为常数，推出 $T_1/T_2 \propto S_1/S_2$ 。利用这个性质，我们可以假设几种不同热试验温度场，考察 T_1/T_2 的物理意义。

[0046] 如图 7(a)、7(b)、7(c) 为三个不同温度场截面图，可以看出，7(a) 中的温度场是一个均匀温度场， $S_1/S_2 = D_1/D_2$ ，则 $T_1/T_2 = D_2/D_1 * S_1/S_2 = 1$ 。对于 7(b)、7(c) 中所示的温度场， $T_1/T_2 = D_2/D_1 * S_1/S_2 > 1$ ，且因为 3(c) 中的 S_1/S_2 比 7(b) 中的 S_1/S_2 更大，所以 7(c) 中的 T_1/T_2 比 7(b) 中的 T_1/T_2 更大。由此可以总结出 T_1/T_2 的规律， T_1/T_2 可以反映出热试验的热集中程度，中心温度相比于周围的温度越高， T_1/T_2 就越大。定义 $A = T_1/T_2$ ，为热试验的热集中程度。之前的推导都是在一维温度场条件下，只要热试验是在单热源加热工件的情况下，在二维情况也是同理的，物理意义也是相同的。 $A = T_1/T_2$ 对于热试验温度控制是非常有意义的。

[0047] 优选地，本发明的航天器热真空试验所用热源可以是连续激光器或者脉冲激光器或者红外加热器或者太阳仿真加热器；红外测温仪包括单色红外测温仪和比色红外测温仪。

[0048] 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：

[0049] 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。

[0050] 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。

[0051] c. 两个红外测温仪的测量光点直径比可在 2-10 之间调节，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。

[0052] 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。

[0053] 更进一步地,控制设备 7 中包括增量式 PID 控制器。所述增量式 PID 控制器采用比例系数 K_p 、积分时间系数 K_i 、微分时间系统 K_d 对输入量进行增量式 PID 控制,同时控制设备 7 使用抑制因子 α 对反馈量进行调整,其中抑制因子 α 对温度控制的影响关系为:随着 α 的增大,超调量会减小,但同时在一定程度上调整时间会增加。优选地,各个参数的具体值根据实际的要求和工件情况确定,通常在试验开始之前设定。

[0054] 因为温度调整不可能一次到位,故本发明中增量式 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),图 2 进一步展示了两个不同直径测点测量值的比值表征温度热集中程度的原理图。图 2 中实线表示实际的温度分布,虚线表示两个测点直径为 d 和 D 的红外测温仪测量到的平均温度值 T_1 和 T_2 ,即 T_1 为第一测量仪在小直径范围内测得的平均温度, T_2 为第二测量仪在大直径范围内测得的平均温度。

[0055] 增量式 PID 控制器用于实现增量式 PID 控制算法,如图 5 所示,本发明中,在试验之初设定目标温度值 T_0 ,试验过程由第一(即小测点)红外测温仪和第二(即大测点)红外测温仪得到当前不同面积内的平均测量温度,并由第一(即小测点)红外测温仪测得的温度 T_1 与目标温度做差值,得到 $error()$,利用该差值实施 PID 控制算法,同时利用两测量值的比值作为反馈量线性叠加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。

[0056] 更具体地,本发明的方法中,激光功率的变化值 Δu 有:

[0057]
$$\Delta u = K_p * [error(k) - error(k-1)] + K_i * error(k) + K_d * [error(k) - 2 * error(k-1) + error(k-2)] - \alpha * [T_1(k)/T_2(k) - T_1(k-1)/T_2(k-1)];$$

[0058] 其中, k 代表当前时刻, $k-1$ 代表上一时刻,其他含义见上文说明。

[0059] 为验证本专利的有效性,基于上述方案进行了激光热试验温度控制的示例实验。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 2mm 和 20mm,测量光斑尺寸在本专利所说明的范围内。示例实验的结果曲线如图 3,示例实验中抑制因子 α 与超调量和调整时间的关系如图 4。

[0060] 与现有技术相比,本发明的技术方案可以保证激光热试验温度稳定且超调量可控,增强了激光热试验温度控制系统的鲁棒性和稳定性。通过调节抑制因子 α 的大小还可以实现激光热试验被控温度曲线无超调和较小的调整时间的选择,保证了试验过程的安全可控。

[0061] 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。

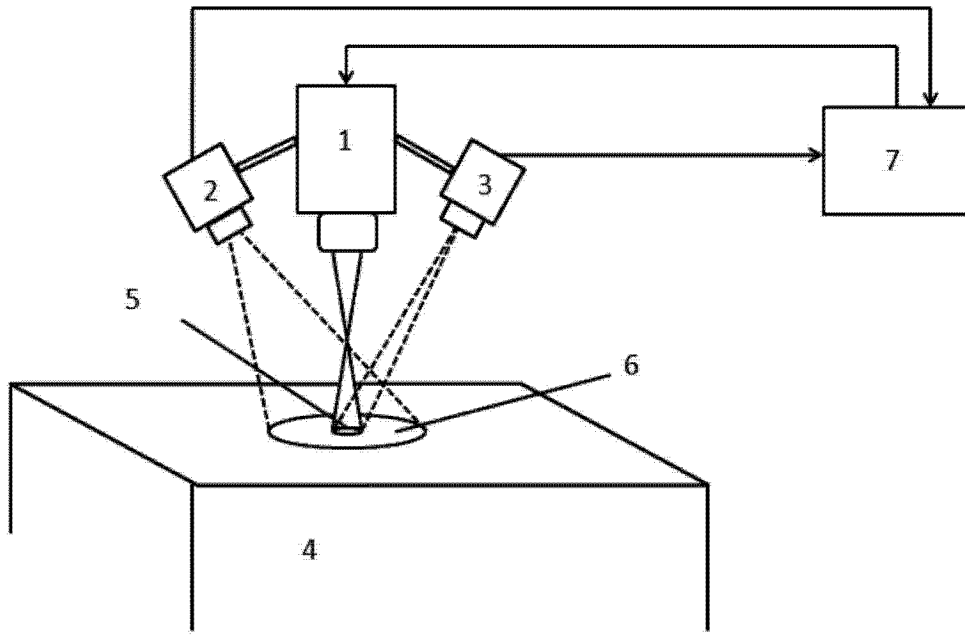


图 1

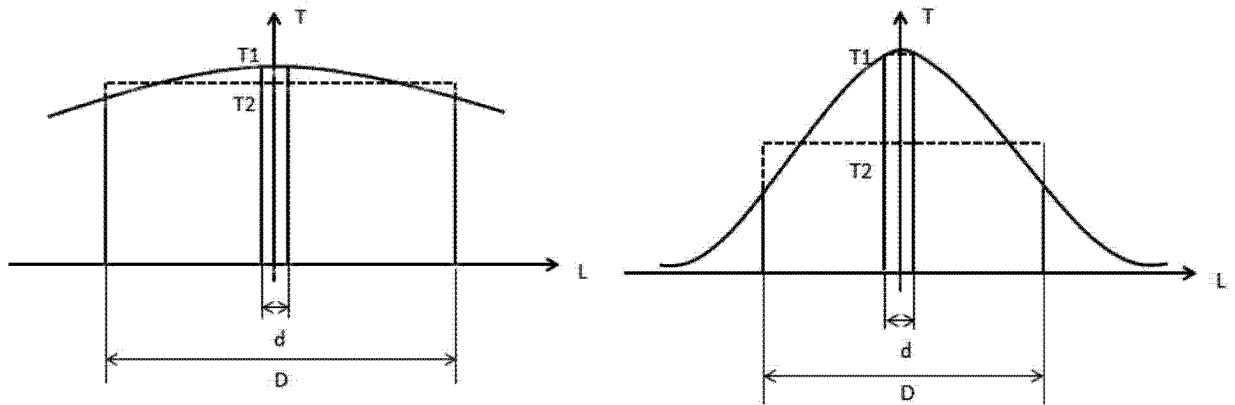


图 2

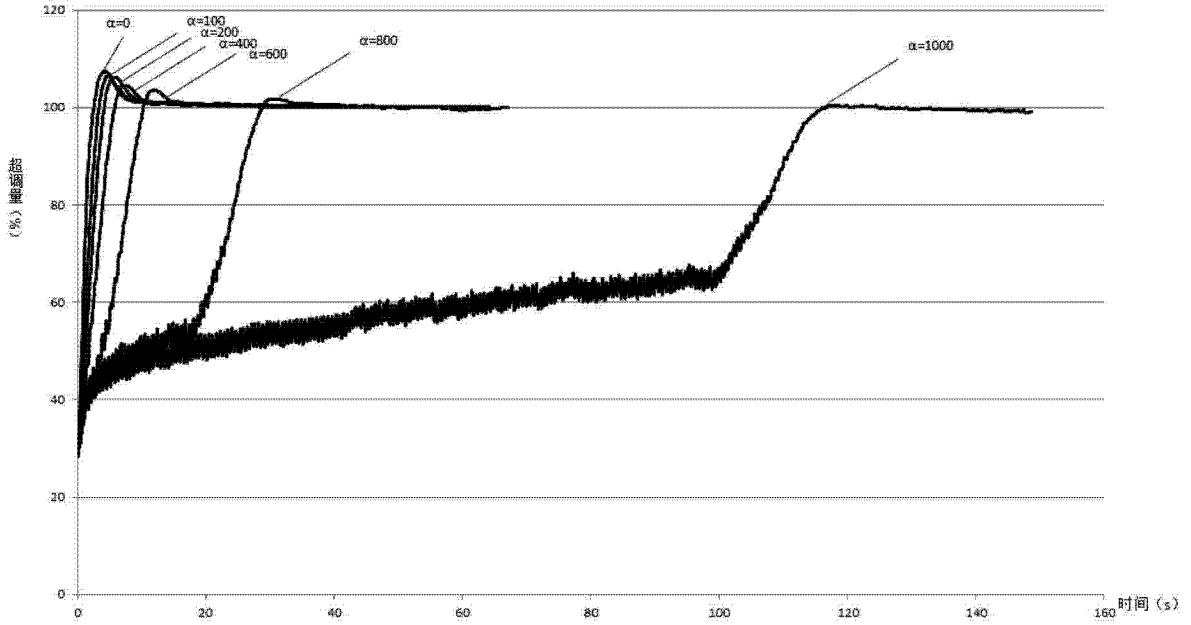


图 3

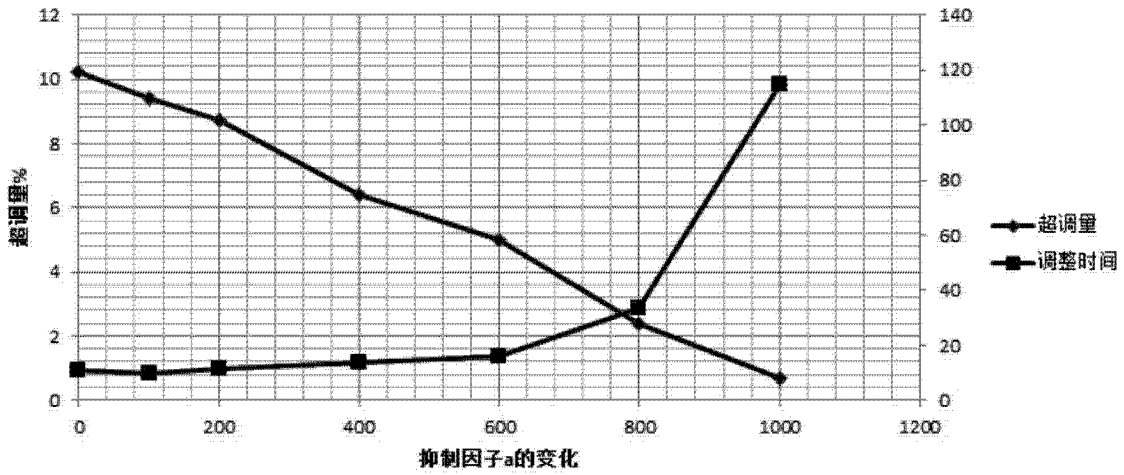


图 4

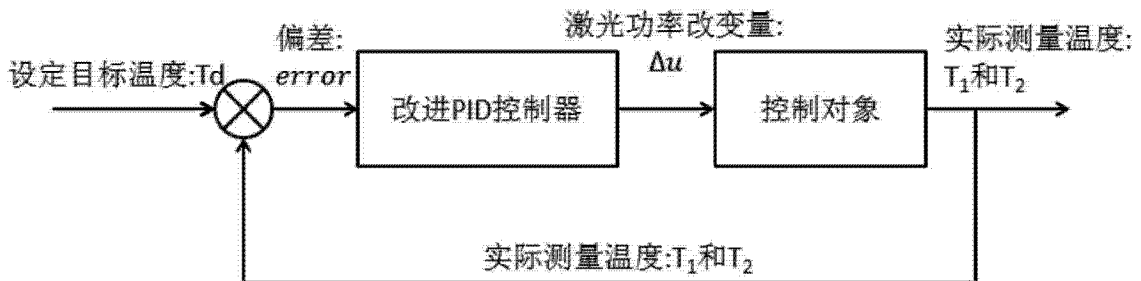


图 5

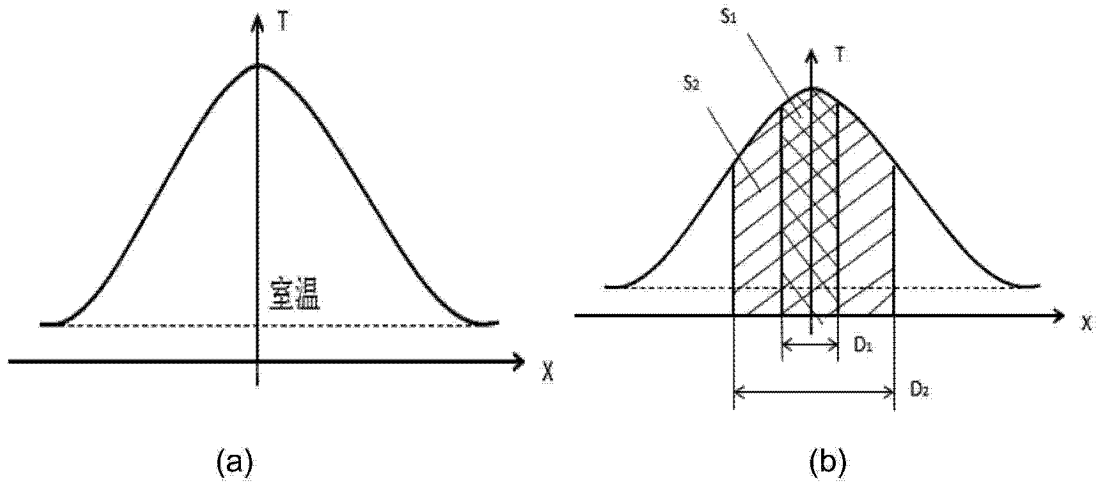


图 6

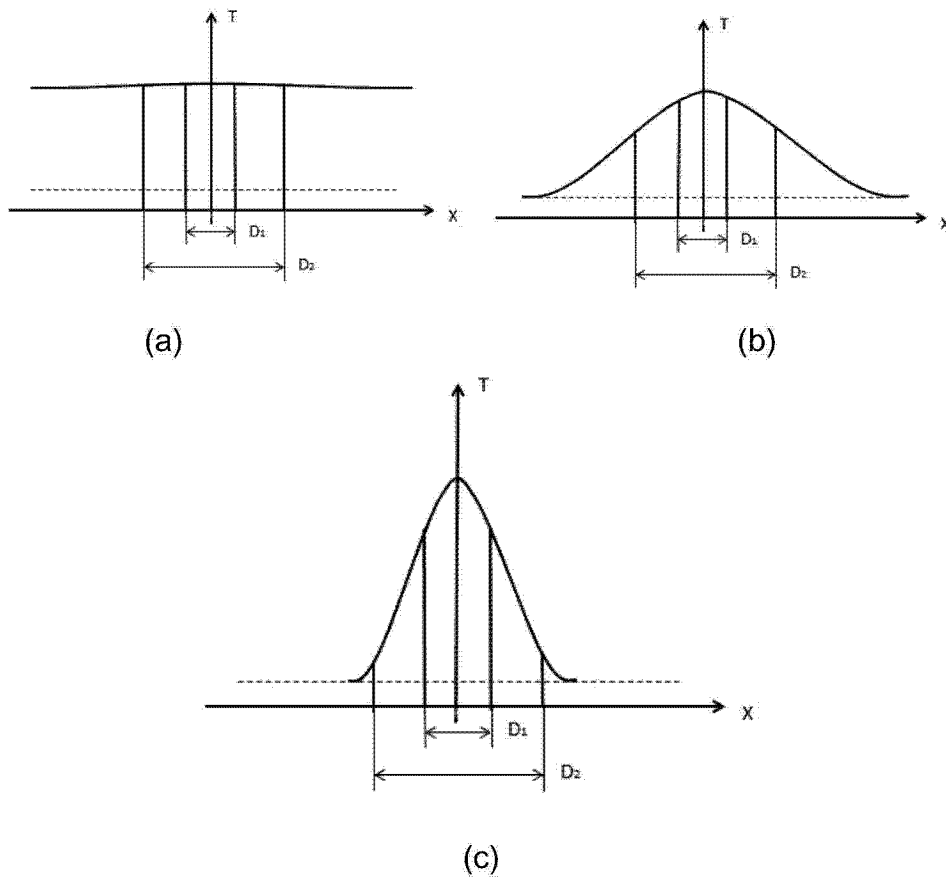


图 7