可重复使用火箭发动机再生冷却槽失效分析

杨进慧 陈 涛 金 平 蔡国飙

(北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100191)

摘 要: 完成了可重复使用液体火箭发动机推力室再生冷却槽热力循环载荷下的蠕变非弹性热结构分析,对比研究了各向同性硬化和随动硬化定律对冷却槽结构分析的影响,并在多循环结构场基础上分析了冷却槽"狗窝"失效过程. 结果表明可以通过选取热传导率差别小的内外壁材料、优化几何结构改善温度场及结构场;各向同性和随动硬化结构曲线变化趋势相似,但塑性应变有较大差别,残余应变相差约 0.06%;多循环加载中每个循环的结构曲线形状相似并不断右移,硬化效应明显,低周疲劳损伤和蠕变损伤分别取决于循环载荷下的应变和应力值.

关 键 词: 可重复使用; 热结构分析; 循环加载; 蠕变; 硬化

中图分类号: V 434^{+}. 1

文献标识码: A **文 章 编 号**: 1001-5965(2013)09-1187-05

Failure analysis of reusable rocket engine coolant passage

Yang Jinhui Chen Tao Jin Ping Cai Guobiao

(School of Astronautics, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: Through the creep nonlinear thermal-structure analysis of the reusable combustion chamber coolant passage under cyclic thermal and mechanical loading, comparison between kinematic and isotropic hardening results was made to study the hardening influence. Basing on those cyclic structure results, the "dog house" failure model of coolant passage was implemented. Results indicate that the thermal and structure environment could be improved by introducing materials with similar thermal conductivity for the jacket and inner wall and optimizing the geometric model; the kinematic and isotropic hardening results were similar in illustrating the development of stress and strain under cyclic loadings, whereas at the remaining strain variance of approximate 0.06%; the strain hardening effect was obvious in those cyclic loops which was analogous each cycle and right moved, and the fatigue damage and creep damage were determined respectively by cyclic strain and stress.

Key words: reusable; thermal-structure analysis; cyclic loadings; creep; hardening

可重复使用运载器作为降低进入空间运输费用的重要途径之一,已引起世界各国的关注. 推力室作为液体火箭发动机的关键部件之一,它的失效直接决定了发动机的使用寿命. 推力室再生冷却槽两侧极大的温度梯度和压力梯度导致内壁在工作过程中产生很大的塑性变形,随着循环次数的增多,内壁逐渐变形减薄并向燃气侧凸起最后断裂,形成"狗窝"失效破坏[1],准确地分析上述热力循环载荷下冷却槽的结构失效过程是推力室失效模式分析及寿命预估的基础.

美国 Lewis 研究中心设计开展了多种关于再生冷却推力室的试验,首次提出"狗窝"失效模式,试验结果表明低周疲劳和蠕变的耦合作用是推力室冷却槽失效的主要原因[2];Ricuss 采用弹塑性理论[1],Arya 和 Anold 结合文献[3-4]的粘塑性方程,Schwarz 则通过建立推力室热壁损伤模

收稿日期: 2012-10-23; **网络出版时间**: 2013-07-23 16:54

网络出版地址: www. cnki. net/kcms/detail/11. 2625. V. 20130723. 1654. 009. html

作者简介: 杨进慧(1987-),女,河北衡水人,博士生,yangjinhui@ sa. buaa. edu. cn.

型[5]分别对推力室进行了热结构分析,模拟推力室冷却槽的“狗窝”失效过程;Ricuss 开展了一系列铜合金试样拉伸试验研究材料属性,结果表明随动硬化相比于各向同性硬化定律仿真结果与试验曲线更加吻合[6];Asraff 重点研究了蠕变损伤对推力室结构场及寿命的影响[7]. 本文在推力室热分析基础上进行蠕变非弹性结构分析,对比研究各向同性硬化和随动硬化两种硬化定律对结构场的影响,同时针对推力室冷却槽在多循环周期载荷下进行结构分析和失效模式研究.

1 基本方程

1.1 温度场

对于无内热源的稳态热分析,热流密度的梯度为 0.

$$\mathrm{div}\boldsymbol{q} = \mathrm{div}\lambda\nabla T = 0 \tag{1}$$

式中,$\boldsymbol{q}$ 为热流;λ 为内壁导热系数;∇T 为温度梯度.

燃气侧和冷却剂侧边界条件:

$$\boldsymbol{q}\cdot\boldsymbol{n} = h_{\mathrm{f,hot}}\cdot\nabla T_{\mathrm{hot}} = h_{\mathrm{f,cool}}\cdot\nabla T_{\mathrm{cool}} \tag{2}$$

式中,h_{f} 为对流换热系数;cool 代表冷却剂侧;hot 代表燃气侧;$\boldsymbol{n}$ 为壁面外法线方向.

外表面为绝热边界条件:

$$\boldsymbol{q}\cdot\boldsymbol{n} = 0 \tag{3}$$

1.2 结构场

在温度场分析基础上,对推力室模型进行结构场分析[1]. 在准静态过程中,平衡方程为

$$\nabla\cdot\boldsymbol{\sigma} = 0,\ \forall x \in \Omega \tag{4}$$

式中,$\boldsymbol{\sigma}$ 是 Cauchy 应力张量,是关于温度场和总应变 $\boldsymbol{\varepsilon}$ 的函数;总应变 $\boldsymbol{\varepsilon}$ 由弹性应变 $\boldsymbol{\varepsilon}^{\mathrm{e}}$、塑性应变 $\boldsymbol{\varepsilon}^{\mathrm{p}}$、热应变 $\boldsymbol{\varepsilon}^{\mathrm{th}}$和蠕变应变 $\boldsymbol{\varepsilon}^{\mathrm{cr}}$4 部分组成:

$$\boldsymbol{\varepsilon} = \boldsymbol{\varepsilon}^{\mathrm{e}} + \boldsymbol{\varepsilon}^{\mathrm{p}} + \boldsymbol{\varepsilon}^{\mathrm{th}} + \boldsymbol{\varepsilon}^{\mathrm{cr}} \tag{5}$$

式中,各向同性材料的热应变是热扩张系数 α 和温差 ΔT 的函数:

$$\boldsymbol{\varepsilon}^{\mathrm{th}} = \alpha\cdot\Delta T\cdot\boldsymbol{I}_2 \tag{6}$$

$$\Delta T = T - T_{\mathrm{ref}} \tag{7}$$

式中,$\boldsymbol{I}_2$ 是 2 阶单元张量;T_{ref}为参考温度.

此外,应力张量可以通过弹性应变和刚度矩阵 $\boldsymbol{C}(T)$ 给出:

$$\boldsymbol{\sigma} = \boldsymbol{C}:\boldsymbol{\varepsilon}^{\mathrm{e}} = \boldsymbol{C}:(\boldsymbol{\varepsilon} - \boldsymbol{\varepsilon}^{\mathrm{p}} - \boldsymbol{\varepsilon}^{\mathrm{th}} - \boldsymbol{\varepsilon}^{\mathrm{cr}}) \tag{8}$$

式中 $\boldsymbol{C}(T)$ 是弹性模量 E 和泊松比 ν 的函数:

$$\boldsymbol{C} = \frac{E\nu}{(1-2\nu)(1+\nu)}\boldsymbol{I}_2\otimes\boldsymbol{I}_2 + \frac{E}{1+\nu}\boldsymbol{I}_4 \tag{9}$$

式中 $\boldsymbol{I}_4$ 是 4 阶单元张量.

塑形应变增量可以表示为

$$\mathrm{d}\boldsymbol{\varepsilon}^{\mathrm{p}} = \lambda\frac{\partial f}{\partial\boldsymbol{\sigma}} \tag{10}$$

式中 λ 为放大因子;f 为塑性势函数.

1.2.1 各向同性硬化

各向同性硬化定律假设屈服面中心保持不动,但屈服面大小随着工作硬化扩大[6],即

$$f(\boldsymbol{\sigma},\boldsymbol{k}) = \|\boldsymbol{s}\| - \sqrt{\frac{2}{3}}\boldsymbol{\sigma}_{\mathrm{y}}(\boldsymbol{k}) \tag{11}$$

$$\mathrm{d}\boldsymbol{k} = \boldsymbol{\sigma}:\mathrm{d}\boldsymbol{\varepsilon}^{\mathrm{p}} \tag{12}$$

式中,$\boldsymbol{k}$ 为塑性功;$\boldsymbol{s}$ 为偏应力张量;$\boldsymbol{\sigma}_{\mathrm{y}}(\boldsymbol{k})$ 为屈服函数.

1.2.2 随动硬化

随动硬化定律假设屈服面的大小或形状不变,但中心点在应力空间移动[6],即

$$f(\boldsymbol{\sigma},\boldsymbol{\alpha}) = \|\boldsymbol{s}-\boldsymbol{\alpha}\| - \sqrt{\frac{2}{3}}\boldsymbol{\sigma}_{\mathrm{y},0} \tag{13}$$

$$\mathrm{d}\boldsymbol{\alpha} = \frac{2}{3}\frac{EE_{\mathrm{tang}}}{E-E_{\mathrm{tang}}}\mathrm{d}\boldsymbol{\varepsilon}^{\mathrm{p}} \tag{14}$$

式中,$\boldsymbol{\alpha}$ 为背应力;$\boldsymbol{\sigma}_{\mathrm{y},0}$为初始屈服应力;$E$ 为弹性模量;E_{tang}为剪切模量.

1.2.3 蠕变准则

采用 Norton 蠕变模型进行蠕变应变增量的计算[8],即

$$\Delta\boldsymbol{\varepsilon}^{\mathrm{cr}} = C_1\boldsymbol{\sigma}^{C_2}\exp\left(\frac{-C_3}{T}\right)\Delta t \tag{15}$$

式中,C_1,C_2 和 C_3 为材料参数;Δt 为时间增量.

2 算例分析

本文采用航天飞机主发动机(SSME, Space Shuttle Main Engine)作为新一代可重复使用液体火箭发动机的计算算例,如图 1 所示,其推力室外壁材料为镍基合金,内壁材料为铜合金 NARloy-Z. 考虑到冷却槽沿周向的对称性,取其中一个冷却槽的 1/2 作为计算模型(见图 1 右). 由于推力室内型面直径远大于再生冷却槽的深度,故将通道截面形状由原来的环扇形截面近似处理为矩形截面.

参照 SSME 实际工作过程,冷却槽两侧载荷加载可分为 5 个阶段:预冷阶段、预冷到热试的过渡阶段、热试阶段、热试到后冷的过渡阶段、后冷阶段,此外考虑到冷却槽沿周向的对称性,将模型左边界及右边界设为对称边界;燃气侧及冷却剂侧边界条件均包括两部分:热载荷和压力载荷[9](见图 1 右).

SSME 和 Ariane V 等高压大型液体火箭发动机在多次热试验后,在喉部上游收敛段冷却槽中

心线处出现了裂纹[10],故选取冷却槽中心线处 A,B,C,D 4 点为关键点进行详细热结构分析. 冷却槽结构参数详见表 1.

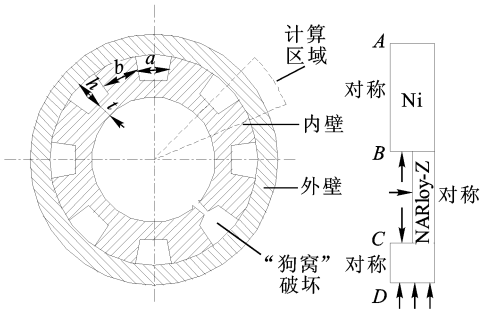

图 1　再生冷却槽结构模型

表 1　冷却槽结构参数　　mm

结构参数	内壁厚 t	槽深 h	槽宽 a	肋宽 b
数值	0.71	2.5	1.0	1.012

2.1　温度场

图 2 给出了预冷 1 s 内冷却槽中心线处各点的温度下降情况. 从图 2 中可以看出,C 点和 D 点在 0.6 s 时温度已经下降至 50 K,而 B 点由于 Ni 的热传导率仅为 NARloy-Z 的 1/3,温度下降速度稍慢,加之外壁较厚,故 A 点的温度下降速度最慢.

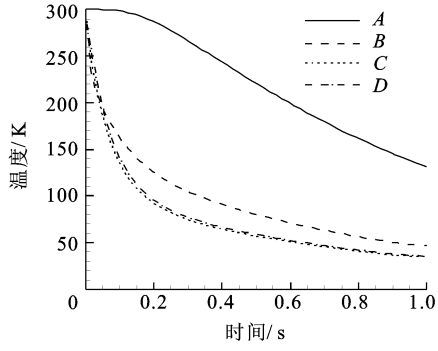

图 2　预冷 1 s 内温度变化

图 3 给出了一个循环周期内推力室壁中心线各点的温度变化情况. 由于外壁受低温氢冷却,热壁面导入极大热流,内外壁温差最大可达 500 K. 内外壁在温度变化率及温度值上的差距是冷却槽失效的直接诱因,故选取热传导率差别小的内外壁材料,优化冷却槽的几何结构,从而减小内外壁温差及温度变化率差距,可以达到改善推力室温度场及结构场的目的,进而延长推力室的使用寿命.

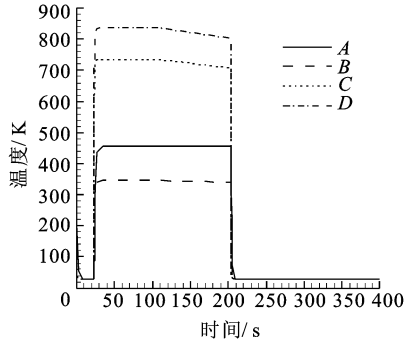

图 3　加载周期内温度变化

2.2　结构场

2.2.1　单循环结构场

在推力室热分析基础上使用双线性描述应力-应变曲线,根据各向同性硬化和随动硬化定律分别对冷却槽进行蠕变非弹性结构分析,D 点处二者的结构场对比分析如图 4、图 5 所示,其中 BISO 的 B 代表双线性,ISO 表示各项同性硬化;BKIN 中 KIN 则表示随动硬化.

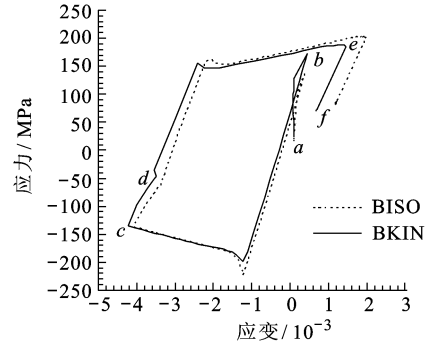

图 4　D 点单循环结构曲线

图中 ab 段为预冷阶段,cd 为热试阶段,ef 为后冷阶段. 从图 4 可以看出,两种硬化结果结构曲线变化趋势相似,均能够很好地描述一个工作周期内的应力应变关系,但各向同性硬化定律的应力幅值、残余应变和应变幅值均大于随动硬化结果.

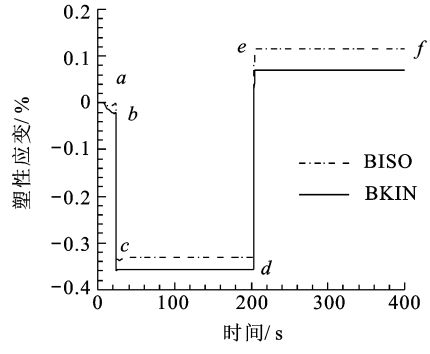

图 5　D 点单循环塑性应变图

结合图 5 中塑性应变结果可以发现,在预冷阶段,各向同性硬化没有达到屈服应力,未产生塑性变形而随动硬化很快达到初始屈服应力,硬化效果显著,冷却结束时应力值相差 40 MPa 左右;在两个过渡阶段,由于各向同性硬化模型未考虑 Banschinger 效应,故而屈服应力绝对值均大于随动硬化模型;而在热试及后冷阶段,由于是同向载

荷继续加载,所以两种硬化定律下应力值及变化趋势相近,但由于过渡过程中应变值相差较大,故而塑性应变有较大差别,残余应变相差近于0.06%.

2.2.2 多循环结构场

本文采用随动硬化定律对推力室冷却槽进行蠕变非弹性多循环结构分析,研究其失效模式,并选取危险点 D 点详细说明硬化效应对多循环载荷结构场的影响,讨论低周疲劳及蠕变损伤的影响因素.

图6给出了每个循环结束后冷却槽的变形及残余切向应变累积情况. 可以看出,随着循环次数增多,内壁冷却槽中心线处拉应变逐渐增大,而肋中心线处则逐渐显现压应变,内壁逐渐变薄并向燃气侧凸起,与试验中"狗窝"破坏模式相符.

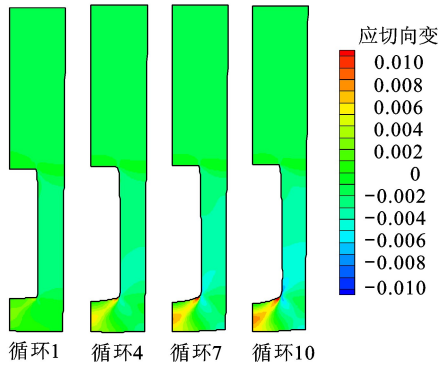

图6 多循环变形图

图7为 D 点10次循环的结构场分析结果,每次循环的结构曲线形状相似,循环过程中的应力可以完全恢复,即不存在残余应力,故低周疲劳破坏取决于应变值. 随着 D 点残余应变逐步增加,图7中结构曲线不断右移,但由于应变硬化现象,D 点残余应变累积增长率减缓,结构曲线每次右移的距离也逐步减小.

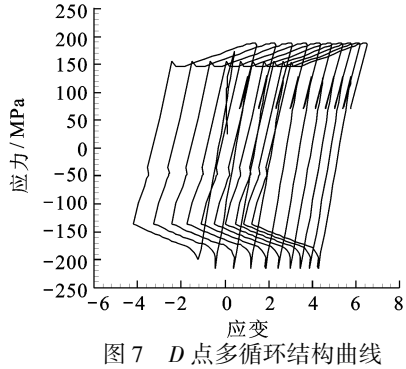

图7 D 点多循环结构曲线

从图7中可以看出,D 点在循环加载7次后全周期循环已均为拉应变,在其作用下,内壁 AB 段随着循环次数的增多逐渐变薄,变薄量如图8所示,由于应变硬化现象,变薄量增加的趋势渐缓. 在 Porowski 寿命预估方法中,若变薄量达到临界值则判定推力室出现失效,故内壁厚度是推力室寿命的决定因素[8,11].

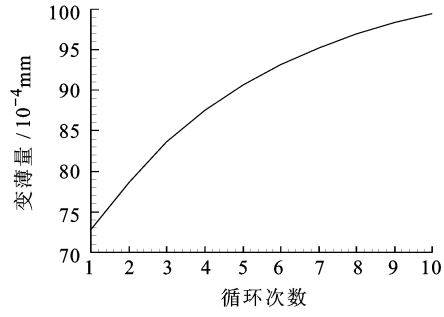

图8 AB 段变薄量

由于图7中应力变化范围及趋势几乎不随循环次数增长变化,每个循环周期的温度变化及时间间隔也相同,根据式(15),蠕变应变的增长量为常值,如图9所示. 根据该增长规律,载荷重复加载 100 次后,蠕变应变仅为总机械应变的1/1 000,但根据推力室寿命预估准则[9],蠕变严重影响推力室使用寿命,故蠕变应变不是蠕变损伤的决定因素,降低蠕变损伤需从降低结构应力方面着手.

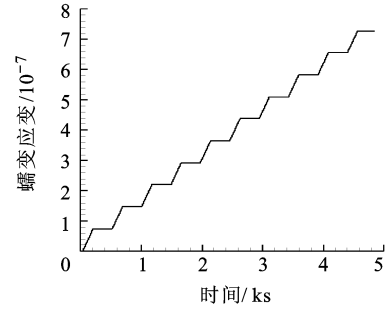

图9 D 点多循环蠕变应变

3 结 论

本文在可重复使用液体火箭发动机推力室热分析基础上完成了单循环和多循环载荷下的蠕变非弹性结构分析,研究表明:

1) 选取热传导率差别小的内外壁材料,优化冷却槽的几何结构,从而减小内外壁温差及温度变化率差距,可以达到改善推力室温度场及结构场的目的,进而延长推力室的使用寿命;

2) 各向同性硬化和随动硬化结构曲线变化趋势相似,均能够很好地描述一个工作周期内的应力应变关系,但塑性应变有较大差别,残余应变相差近于0.06%;

3) 多循环加载中每个循环的结构曲线形状相似并不断右移,应变硬化效果显著,能够很好地

阐释推力室的“狗窝”破坏过程;

4) 提高推力室寿命,减缓低周疲劳损伤需减小循环过程中的应变值,而降低蠕变损伤则需从降低结构应力方面着手.

参考文献 (References)

[1] Riccius J, Haidn O J, Zametaev E B. Influence of time dependent effects on the estimated life time of liquid rocket combustion chamber walls[R]. AIAA 2004-3670, 2004

[2] Quentmeyer R J. Experimental fatigue life investigation of cylindrical thrust Chambers[R]. AIAA-77-893, 1977

[3] Arya V K, Arnold S M. Viscoplastic analysis of an experimental cylindrical thrust chamber line[J]. AIAA Journal, 1992, 30(3): 781-789

[4] Arya V K. Nonlinear structural analysis of cylindrical thrust chambers using viscoplastic models[R]. NASA-CR-185253, 1991

[5] Schwarz W, Schwub S, Quering K, et al. Life prediction of thermally highly loaded components modeling the damage process of a rocket combustion chamber hot wall[J]. CEAS Space J, 2011, 1: 83-97

[6] Riccius J, Haidn O J. Determination of linear and nonlinear parameters of combustion chamber wall materials[R]. AIAA-2003-4901, 2003

[7] Asraff A K, Sunil S, Muthukumar R, et al. Stress analysis & life prediction of a cryogenic rocket engine thrust chamber considering low cycle fatigue, creep and thermal ratcheting[J]. Transactions of the Indian Institute of Metals, 2010, 63(2-3): 601-606

[8] Asraff A K, Sunil S, Muthukumar R, et al. New concepts in structural analysis and design of double walled LPRE thrust chamber [R]. AIAA-2006-4368, 2006

[9] 杨进慧,陈涛,金平,等. 液体火箭发动机再生冷却槽寿命预估[J]. 航空动力学报, 2012, 27(4): 907-912
Yang Jinhui, Chen Tao, Jin Ping, et al. Life prediction of cooling passage for reusable liquid rocket engine[J]. Journal of Aerospace Power, 2012, 27(4): 907-912(in Chinese)

[10] Kuhl D, Woschnak A, Haidn O J. Coupled heat transfer and stress analysis of rocket combustion chambers[R]. AIAA-98-3373, 1998

[11] Porowski J S. Development of a simplified procedure for thrust chamber life prediction[R]. NASA CR-165585, 1981

(编　辑:张　嵘)

(上接第 1167 页)

[8] 陈养喟. 天然水体中激光衰减的现场测量[J]. 舰船科学技术, 2000(1): 3-7
Chen Yangkui. Field measurements of laser aattenuation in natural waters[J]. Ship Science and Technology, 2000(1): 3-7(in Chinese)

[9] Toyoaki Tanaka. The method for measuring water droplets by means of polyvinyl alcohol film[J]. Meteorological Research Institute, 1972, 23(4): 287-306

[10] Vivekananda J, Zhang G, Politovich M K. Estimation of cloud droplet size and liquid water content using dual-wavelength radar measurements[C]//Transactions on Geoscience and Remote sensing. Extremadura: IEEE, 2000: 1813-1816

[11] Zama Y, Kawahashi M, Hirahara H. Development of simultaneous measurement of droplet size and 3D velocity in spray[R]. 2003

[12] 王君,何俊发. 简易 Mie 散射数值计算方法的研究[J]. 应用光学, 2005, 26(4): 13-16
Wang Jun, He Junfa. The implementation of straightforward Mie scattering numerical calculation[J]. Applied Optics, 2005, 26(4): 13-16(in Chinese)

[13] 沈建琪,刘蕾. 经典 Mie 散射的数值计算方法改进[J]. 中国粉体技术, 2005, 11(4): 1-5
Shen Jianqi, Liu Lei. An improved algotithm of classical Mie scattering calculation[J]. China Powder Science and Technology, 2005, 11(4): 1-5(in Chinese)

[14] 黄竹青,杨继明,孙春生,等. 激光散射理论在汽轮机蒸汽湿度及水滴直径测量中的应用[J]. 动力工程学报, 2006, 26(2): 241-04(in Chinese)
Huang Zhuqing, Yang Jiming, Sun Chunsheng, et al. Application of the laser scattering theory for monitoring steam wetness and droplet size in steam turbines[J]. Journal of Power Engineering, 2006, 26(2): 241-04

[15] 黄竹清,曹小玲,杨继明,等. 基于 CCD 的蒸汽湿度及水滴直径测量[J]. 光电工程, 2010, 37(4): 39-43
Huang Zhuqing, Cao Xiaoling, Yang Jiming, et al. Application of CCD in mesauring steam moisture and droplet size[J]. Optoelectronic Engineering, 2010, 37(4): 39-43(in Chinese)

(编　辑:李　晶)