

火箭弹 MEMS 陀螺捷联惯导系统

李星海¹, 陈述奇¹, 蔡体菁², 张巧云¹, 胡旭伯¹, 刘 姝¹

(1. 中国电子科技集团公司第26研究所, 重庆 400060; 2. 东南大学 仪器科学与工程系, 江苏 南京 210096)

摘 要: 火箭弹正朝着远程化、精确制导化方向发展, 制导装置是其中的核心。该文采用微机电系统(MEMS)陀螺、石英挠性加速度计、高动态 GPS 接收机、高速导航计算机等硬件及捷联惯性导航和卡尔曼滤波算法, 研制了小型捷联惯性/GPS 组合导航系统。该组合导航系统具有体积小, 精度高, 成本低等特点, 试验表明该惯导系统可以满足增程火箭弹制导要求。

关键词: 微机电系统(MEMS)陀螺; 捷联惯导系统; 卡尔曼滤波; 火箭弹

中图分类号: V241 **文献标识码:** A

MEMS Gyro Strapdown Inertial Navigation System (SINS) for Rockets

LI Xinghai¹, CHEN Shuqi¹, CAI Tijing², ZHANG Qiaoyun¹, HU Xubo¹, LIU Shu¹

(1. 26th Institute of China Electronics Technology Group Corporation, Chongqing 400060, China;

2. The Instrument Science and Technology Department of Southeast University, Nanjing 210096, China)

Abstract: The rockets are being developed toward the long range and precision guide, the guidance device is the core of the rockets. Based on the strapdown inertial navigation technology and Kalman filtering technique, a miniature strapdown inertial navigation/GPS integrated navigation system has been developed by using MEMS gyro, quartz flexible accelerometer, high-dynamic GPS receiver and high-speed navigation computer. The integrated navigation system has the features of small size, high accuracy and low cost. The experimental results showed that the inertial navigation system could satisfy the requirements of the guidance of the range-extended rockets.

Key words: MEMS gyro; strapdown inertial navigation system (SINS); Kalman filtering; rocket

0 引言

在当今武器系统正向着精确打击方向发展的大背景下, 火箭弹正由无控向简单控制, 进而向全程多参数控制的制导型发展, 实现火箭弹制导化。

以美军为例, 完成了多种火箭弹的制导化, 如 227 mm 制导型多管火箭炮系统(GMLRS)制导火箭弹(GMLRS-U), 其射程达到 70 km; 高机动炮兵火箭弹系统(HIMARS), 射程为 8~300 km; 陆军战术导弹系统(ATACMS), BlockII 导弹的射程达 129 km; 增程制导火箭弹(ERGM)“依格姆”, 射程为 63 km。经过制导化改造后的这些战术武器实现了大幅增程(以前仅有 20~30 km 的有效打击范围)、提高了打击精度、具有间接毁伤小和精确度高的特点, 几乎没有对据点周围建筑造成损害, 并完全歼灭目标, 目前已装备了陆军或海军陆战队^[1]。

这些武器的制导系统的共同特点是都采用了 GPS/INS 组合制导, 惯性测量单元由低成本战术级微机电系统、惯性测量单元(MEMS MU)构成, 其中最典型是 Honeywell 的 HG1900 系列 MEMS IMU。

1 MEMS 惯导系统硬件设计

1.1 系统总体组成

图 1 为 MEMS 惯导系统总体组成。图 2 为其工作原理。系统由陀螺和加速度信息, 通过解四元素方程得到四元素向量, 然后算出姿态矩阵和姿态角。通过解导航方程, 得到载体的速度和位移, 同时解出各项导航参数的误差方程, 再加上 GPS 信息和其他传感器信息, 通过 Kalman 滤波, 得到对载体导航参数的最优估计^[2]。

收稿日期: 2011-04-09

作者简介: 李星海(1973-), 男, 重庆人, 高级工程师, 工学硕士, 主要从事数字信号处理的应用、惯性导航系统及组合导航系统的研究。蔡体菁, 男, 江苏南京人, 教授, 博士生导师, 主要从事惯性导航及组合导航理论算法的研究。

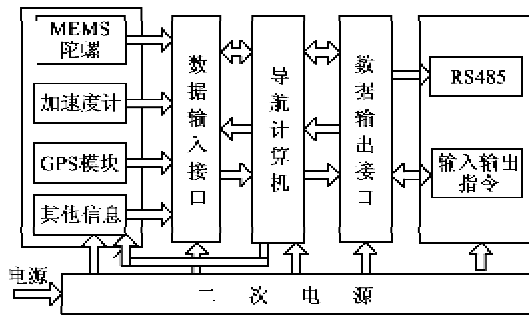


图1 MEMS惯导总体组成

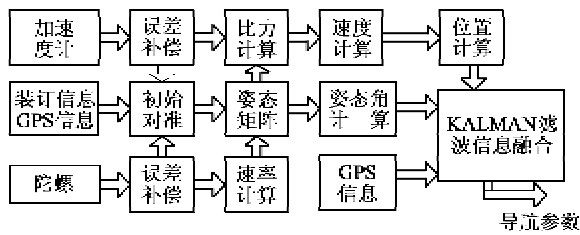


图2 系统工作原理

1.2 惯性器件的性能

1.2.1 陀螺

系统采用中国电科26所生产的石英MEMS陀螺,该陀螺具有体积小,质量轻,抗冲击及振动强,成本低,可靠性高,适合大批量生产等优点。其主要性能指标如下:

测量范围/ $[(^{\circ})/s]$	150
零偏稳定性/ $[(^{\circ})/h]$	≤ 20
零偏对 g 的敏感性/ $[(^{\circ})/h]$	≤ 0.05
满刻度线性度/ $\%$	≤ 0.05
三轴交叉耦合/ $\%$	≤ 0.1

其中 g 为重力加速度。在飞行过程中,火箭弹过载,加速度对MEMS陀螺精度的影响较大,通过建立陀螺偏置与加速度模型,在实验中标定出该系数,然后在软件中进行补偿。

根据微机械陀螺在通电后前3 min漂移较大,以后漂移较小的特点,实际工程使用中充分利用准备时间对陀螺进行预热,待发射系统竖起瞄准好后,弹处于准静态条件下,总体给惯导发送准备指令并传递弹体的方位、俯仰、滚动和经纬度等信息,系统开始静态准备,在系统准备期间,先用特殊的数字信号处理算法对陀螺信号进行动态零位校正,然后利用传递信息和GPS信息,采用KALMAN滤波对陀螺漂移进行测定,对陀螺零偏进行最优估计。

1.2.2 加速度计

采用中国电科26所生产抗高冲击、大过载的石英挠性加速度计,主要性能指标如下:

测量范围/ g	± 45
线性度月稳定性/ (g/g^2)	$\leq 5 \times 10^{-5}$
偏置月稳定性/ g	$\leq 60 \times 10^{-6}$
标度因数月稳定性	$\leq 60 \times 10^{-6}$

1.3 模拟信号调理电路、数字化转换

为体现IMU性能,需要将陀螺和加速度计的输出信号进行调理,调节带宽和放大倍数。由于纵轴 X 轴向加速度测量范围很大,主动段过载大,滑翔段过载小,因此采用程控增益放大电路,在火箭发动机关机后,采用程序控制提高增益,从而分辨率提高约4倍。

用16位的并行A/D转换器对模拟信号进行高速采样,单周期采样,加速度分辨率达 $3 \times 10^{-3} m/s^2$,角速度分辨率为 $0.0046 (^{\circ})/s$,满足项目需要。

1.4 组合导航计算机

采用以DSP、FPGA和MCU为核心的高速导航计算电路,其中DSP是TI公司的高速浮点DSP-TMS320C6713,其运算能力达到1600MIPS的定点运算和1200MFLOPS的浮点运算,其作用是完成捷联惯性/GPS组合导航解算;FPGA是Xilinx公司的XC2S100E,负责A/D数据采集,产生逻辑、时序电路、双口RAM等;MCU是C8051F047单片机,用于接收GPS数据、接收上位计算机控制命令、提供RS422、CAN接口、采集温度信号、输出导航参数等。

1.5 GPS接收机

一般的GPS接收机,速度限制为515 m/s,高度限制为18 000 m,过载 $3g \sim 4g$,载体超过限制后,GPS板就会失所或输出参数不正确。在该项目中动态范围均比上述参数高,因此,通过与合作厂家一起选用了一款高速、高空、大过载下能正常工作的GPS接收机。

1.6 电源设计

系统采用+27 V直流电源供电,通过内部的DC/DC电源模块为惯导提供数字信号用+5 V,模拟信号用 $\pm 15 V, +5 V$ 电源。

1.7 系统结构

弹载惯导工作环境的特点是振动强、冲击大,在冲击的瞬时,作用于设备上的惯性载荷及由此引起的个别部件中产生的应力,可能超过设备允许值,造成设备损坏或性能下降。通过综合考虑,本系统采用具有硬弹簧特性的非线性冲击减振器。对电路模块和IMU模块分别进行减振,对IMU模块的结构

进行了优化,使 IMU 模块结构固有频率在振动频率范围之外,确保结构在振动过程中不发生共振情况,从而确保陀螺和加速度计在大冲击、振动、大过载环境下达到其设计性能。

2 导航软件设计

MEMS 惯导采用捷联惯性导航算法和卡尔曼滤波算法。

2.1 系统状态方程

导航系统以捷联惯导系统的误差模型作为状态方程^[1],即

$$\dot{X}(t) = F(t)X(t) + G(t)W(t) \quad (1)$$

式中 $X(t)$ 为十八阶状态变量,分别是 3 个位置误差变量,3 个速度误差变量,3 个姿态误差变量,3 个陀螺漂移变量,3 个加速度计零偏变量和 3 个陀螺比例系数变量,即

$$X(t) = [\delta v_E \quad \delta v_N \quad \delta v_U \quad \delta L \quad \delta \lambda \quad \delta h \quad \varphi_E \quad \varphi_N \quad \varphi_U \quad \varepsilon_x \quad \varepsilon_y \quad \varepsilon_z \quad \nabla_x \quad \nabla_y \quad \nabla_z \quad \Delta M_{g_x} \quad \Delta M_{g_y} \quad \Delta M_{g_z}]^T \quad (2)$$

2.2 系统观测方程

惯导中采用 IMU 和 GPS 组合,主要由 GPS 提供系统的观测信息。观测方程由 5 个观测变量组成,分别是 3 个位置误差观测量和 2 个速度误差观测量,即

$$Z = \begin{bmatrix} v_{GE} - v_{IE} \\ v_{GN} - v_{IN} \\ L_G - L_I \\ \lambda_G - \lambda_I \\ h_G - h_I \end{bmatrix} \quad (3)$$

式中: L_G, λ_G, h_G 分别为 GPS 输出的纬度、经度及高度值; L_I, λ_I, h_I 分别为捷联惯导系统所输出的纬度、经度和高度值; v_{GE}, v_{GN} 分别为 GPS 输出的东向和北向的速度; v_{IE}, v_{IN} 分别为捷联惯导系统输出的东向和北向的速度。因此,可得系统的观测方程为

$$Z = \begin{bmatrix} \mathbf{I}_{2 \times 2} & \mathbf{0}_{5 \times 1} & \mathbf{0}_{2 \times 3} & \mathbf{0}_{5 \times 12} \\ \mathbf{0}_{3 \times 2} & \mathbf{I}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{5 \times 12} \end{bmatrix} X_{18} + \begin{bmatrix} v_{VE} \\ v_{VN} \\ v_L \\ v_\lambda \\ v_h \end{bmatrix} \quad (4)$$

式中 $v = [v_{VE} \quad v_{VN} \quad v_L \quad v_\lambda \quad v_h]^T$ 为观测信号的测量白噪声,且与系统的驱动白噪声 W 无关。

2.3 导航软件

导航软件采用模块化功能设计,在 DSP 中运行,软件流程如图 3 所示。

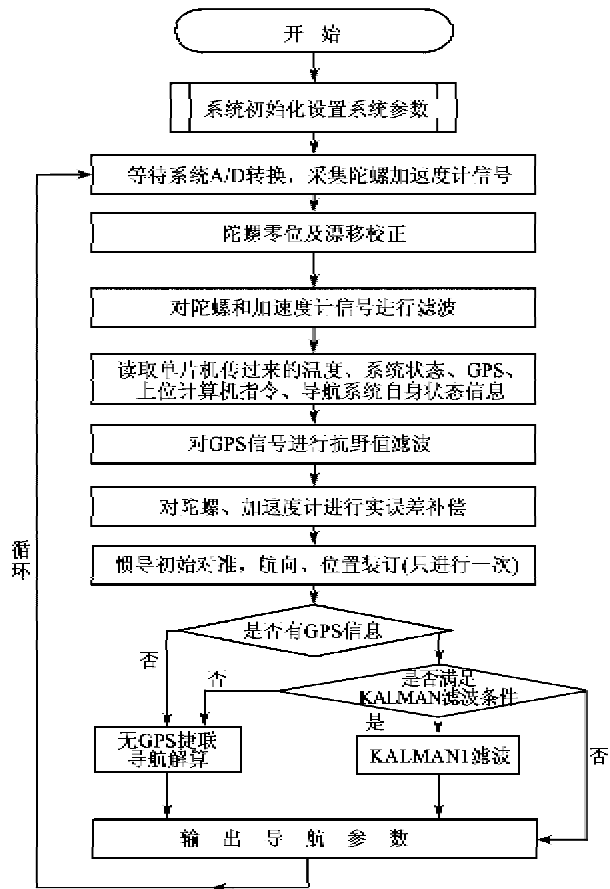


图 3 DSP 导航软件流程

首先进行系统初始化,设置各项系统参数;然后进行 A/D 转换,采集陀螺和加速度计信号,并且对陀螺的零位和漂移进行校正;对陀螺和加速度信号进行滤波;读取单片机传送的温度、系统状态、GPS、上位计算机指令、导航系统自身状态信息;对 GPS 信号进行抗野值滤波;对陀螺、加速度计进行实时误差补偿,惯导初始对准,航向、位置装订(该过程只进行一次);然后判断是否有 GPS 信号,如果没有就进行无 GPS 的捷联导航解算;如果有 GPS 信息,再判断是否满足 KALMAN 滤波条件,如果满足则进行 KALMAN 滤波,最后输出导航参数为航向、俯仰、滚动角、三轴角速率、速度、经纬度及高度等信息^[3]。

3 系统试验及分析

系统研制完成后,通过环境试验和性能测试,包括老化、冲击、振动等环境试验,在高、低、常温转台性能试验,离心试验,以及动态跑车试验,最后在火箭弹上进行了飞行试验。

3.1 实验室测试

在转台上 5 min 导航误差:航向角误差为

0.329°(1σ),俯仰角误差为0.067°(1σ),横滚角误差为0.044°(1σ),经纬度误差精度为3.2 m(CEP,与标准点对比测试),速度误差为0.11 m/s(1σ)。

3.2 动态跑车试验

将MEMS惯导与高精度惯导同时安装在试验车底板上,准备时间结束后,开始跑车,用笔记本电脑同时记录2个系统的输出数据,跑车完成后,对2个系统的输出数据进行对比计算。惯导的航向、俯仰、滚动角与标准惯导的航向、俯仰、滚动角的对比曲线分别如图4~6所示。5 min试验结果:航向精度为0.124°(1σ),俯仰精度为0.087°(1σ),滚动精度为0.054°(1σ)。

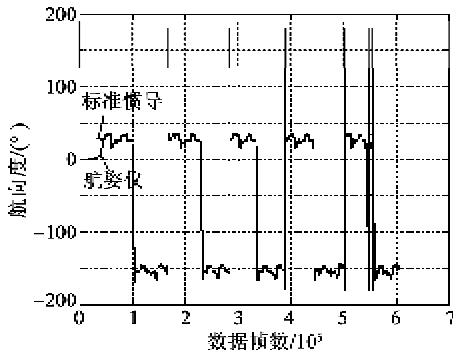


图4 航向对比曲线

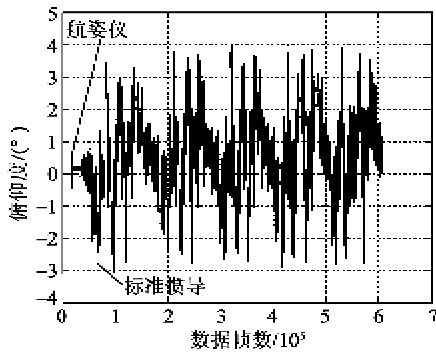


图5 俯仰对比曲线

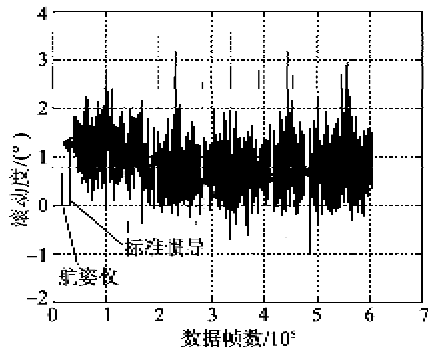


图6 滚动对比曲线

3.3 飞行试验

惯导先后进行了2次飞行搭载试验,性能正常,

达到了预期目标。其中图7~15分别为火箭弹在飞行过程中航向、俯仰、滚动、东向速度、北向速度、天向速度、纬度、经度及高度的一次飞行曲线。最终惯导系统经纬度与弹着点误差为13.9 m。

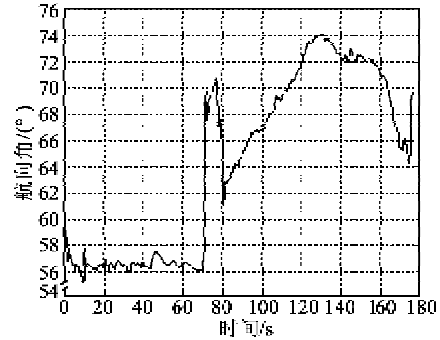


图7 方位角曲线

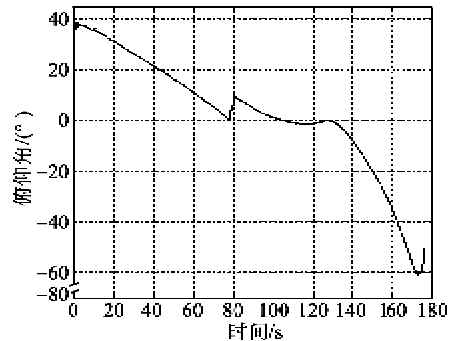


图8 俯仰角曲线

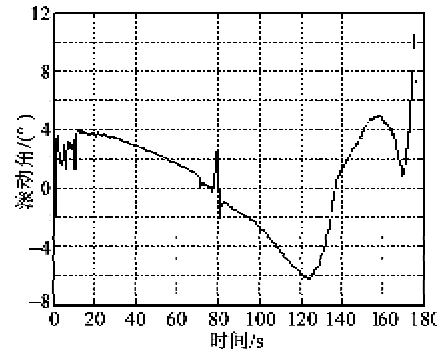


图9 滚动角曲线

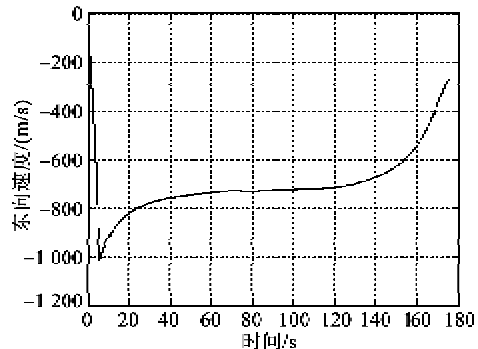


图10 东向速度曲线

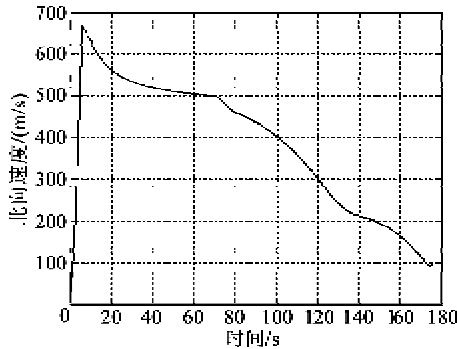


图 11 北向速度曲线

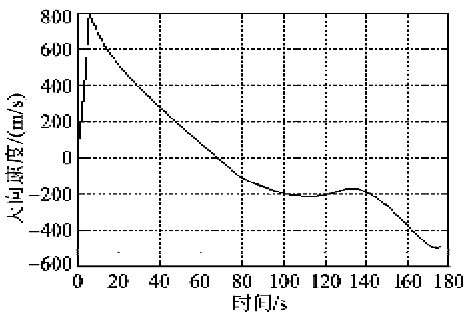


图 12 东向速度曲线

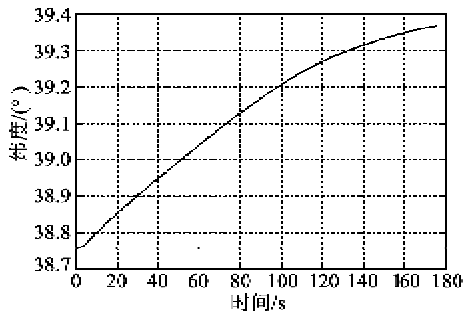


图 13 纬度曲线

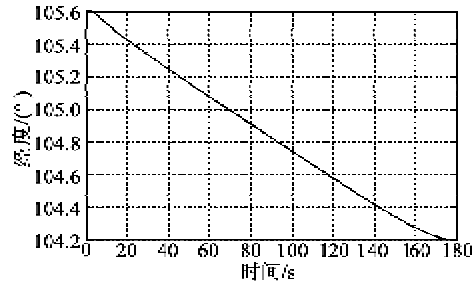


图 14 经度曲线

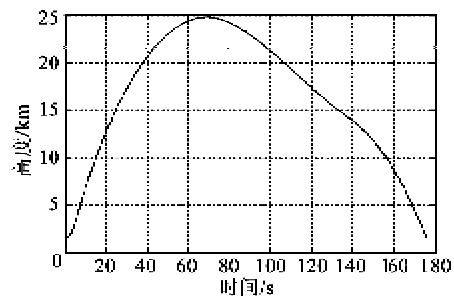


图 15 高度曲线

4 结束语

MEMS 陀螺惯导系统初步能满足增程火箭弹制导控制要求,随着北斗 2 代卫星导航系统逐步成熟,惯导系统将使用双系统卫星导航(GPS 和北斗 2)辅助信息,增加辅助信息冗余度。

参考文献:

[1] 秦永元,张洪钺,吕叔华. 卡尔曼滤波与组合导航原理[M]. 西安:西北工业大学出版社,1998.
 [2] 董绪荣,张守信,华仲春. GPS/SINS 组合导航定位及其应用[M]. 长沙:国防工业出版社,1998.
 [3] 干国强,邱志和. 导航与定位——现代战争的北斗星[M]. 北京:国防工业出版社,2000.

(上接第 702 页)

[3] 丁冬生. 六维加速度传感器的结构与标定研究[D]. 秦皇岛:燕山大学,2010.
 [4] 侯向红,王代华,袁刚. 一种快速开关响应式多通道电荷放大器[J]. 压电与声光,2008,30(3): 272-275.
 HOU Xianghong, WANG Daihua, YUAN Gang. A multi-channel charge amplifier with rapid on-off response[J]. Piezoelectrics & Acoustooptics, 2008, 30(3): 272-275.
 [5] 罗勇. 压电式六维力传感器结构仿真及信号处理电路设计[D]. 重庆:重庆大学,2008.
 [6] 李成刚,尤晶晶,吴洪涛,等. 基于 9-SPS 并联机构的压电式六维加速度传感器:中国, CN101504425 [P]. 2009-08-12.
 [7] 邢丽娟,杨世忠. 压电加速度测量系统的设计[J]. 压电与声光,2009,31(2):215-217.
 XING Lijuan, YANG Shizhong. Design for piezoelectric accelerometer measurement system[J]. Piezoelec-

trics & Acoustooptics, 2009,31(2):215-217.
 [8] 谢静. 新型电荷放大器设计[D]. 安徽:安徽大学,2008.
 [9] 周恒保,袁慎芳,邱雷. 基于 PXI 总线的多通道程控电荷放大器设计[J]. 压电与声光,2010,32(4):664-666.
 ZHOU Hengbao, YUAN Shenfang, QIU Lei. Design of multi-channel programmable charge amplifier based on PXI bus[J]. Piezoelectrics & Acoustooptics, 2010, 32(4):664-666.
 [10] 张建新,张合. 加速度传感器信号增益的软件实时控制[J]. 传感器技术学报,2011,24(5):700-704.
 [11] 林日乐,谢佳维,毛世平,等. 多路数据采集与分析系统的设计及应用[J]. 压电与声光, 2005,27(2):194-196.
 LIN Rile, XIE Jiawei, MAO Shiping, et al. Design of multichannel data acquisition and analyze system and application in the gyro test [J]. Piezoelectrics & Acoustooptics, 2005,27(2):194-196.