

引用格式: FANG Liang, WANG Weimin, WANG Qiang, et al. Microshutter Array Design of Field-of-view Gated Imaging Systems for All-time Star Sensor[J]. Acta Photonica Sinica, 2023, 52(4):0411001

方亮,汪为民,王强,等. 全天时星敏传感器视场选通成像系统的微开关阵列设计[J]. 光子学报, 2023, 52(4):0411001

全天时星敏传感器视场选通成像系统的 微开关阵列设计

方亮^{1,2,4}, 汪为民⁵, 王强^{1,3}, 程欣^{1,2}, 范真节^{1,2}, 张辉^{1,2,4},
赵汝进^{1,2,4}, 刘恩海^{1,2,4}

(1 中国科学院光电技术研究所, 成都 610209)

(2 中国科学院光电精密测量技术重点实验室, 成都 610209)

(3 微细加工光学技术国家重点实验室, 成都 610209)

(4 中国科学院大学, 北京 100049)

(5 重庆大学 新型微纳器件与系统技术国防重点学科实验室, 重庆 400044)

摘 要:针对全天时星敏传感器视场选通成像系统的应用需求,设计了一种基于静电驱动的单元尺寸为 4 mm、开口面积占空比为 90%、响应时间为 25 ms、单元数为 7×7 的微开关阵列。考虑到微开关阵列体硅加工工艺中材料的特性,首先确定电极宽度、支撑梁宽度和支撑梁厚度等参数,再根据微开关单元结构的数学模型对支撑梁数目及长度进行理论分析,优化设计了微开关阵列主要结构参数。利用电磁场仿真软件和有限元仿真软件对微开关单元的驱动特性进行仿真分析,结果表明,仿真计算的微开关单元驱动电压为 106.4 V 时可以开启微开关单元,与理论计算结果 114 V 基本吻合,验证了微开关阵列设计参数的可行性。此外,利用杂光分析软件对微开关阵列引入系统内的杂散光进行仿真分析,结果表明,微开关阵列的表面反射率对系统杂散光的影响较小,即使 80% 的表面反射率也不会明显增加视场选通成像系统的杂散光。该研究为视场选通成像系统的微开关阵列提供了一种有效的设计方案,推动了视场选通成像系统的实际应用。

关键词:全天时星敏传感器;视场选通;背景光抑制;静电驱动;微开关阵列;占空比;响应时间

中图分类号: TH74

文献标识码: A

doi: 10.3788/gzxb20235204.0411001

0 引言

星敏传感器是一种以恒星作为参考源的姿态测量传感器,具有精度高、抗干扰性强、可不依赖其他设备进行全自主姿态确定的优点,已在卫星平台上得到广泛应用^[1]。将星敏传感器由大气层外太空环境扩展到近地空间环境使用,可使舰船、飞机、高空气球等近地空间平台摆脱对卫星导航系统的依赖,具有广泛的应用前景^[2-4]。

相比于天基星敏传感器,近地空间星敏传感器面临着强烈天空背景光的干扰,为了能够在强天光背景条件下实现对暗弱恒星目标的探测,需要采用一定的方法抑制天空背景光,提高系统的探测信噪比。目前,常用的天空背景光抑制方法是通过红外光谱滤波,同时减小探测器单像素立体角来实现的^[5-7]。2006 年 8 月,美国 Northrop 公司研制的 LN-120G 天文/惯导导航系统在 RC-135 电子侦察机上完成了首次飞行试验。该系统采用小视场设计,视场内只探测单颗恒星目标,使用机械转台等伺服机构对视场内的单颗恒星进行跟踪,无法利用传统多星匹配的方式实现自主定姿^[8]。2008 年美国 Trex Enterprises 公司申请专利提出了一种自

基金项目:国家重点研究发展计划(No. 2019YFA0706001),中国科学院“西部之光”人才培养引进计划(No. YA19K008)

第一作者(通讯作者):方亮, fangl@ioe.ac.cn

收稿日期:2022-07-01;录用日期:2022-11-01

<http://www.photon.ac.cn>

动天文导航系统^[9]。该系统通过观测来自多颗恒星的K波段或H波段的近红外光来进行昼夜导航。采用三个相对大口径望远镜刚性地安装在载体平台上,采用三个短波红外相机实现同步测量。该方案虽然未采用机械转台等伺服机构,但由于采用多套小视场望远镜组合的方案,因此其体积重量较大,难以满足机载等平台的应用需求。

近年来,国内多家科研院所和高校也开展了全天时星敏感器技术相关研究工作^[10-15],但仍主要采用了大口径、小视场的光学系统,整个系统需要安装在二维转动/扫描平台上或采用多个望远镜实现同步测量。因此,这种传统的光学成像系统普遍存在系统庞大、可靠性差以及自主性差等缺点,在小型化平台应用场合存在诸多局限。

基于视场选通技术的光学成像系统^[16]采用大视场望远镜收集多颗恒星,利用微透镜与微开关阵列实现瞬时视场的快速选通,可同时获得较大视场和较强的天空背景光抑制能力,有望在白天亮背景下实现多星探测和星图匹配,具有体积小、重量轻、精度高等优点,非常适合近地空间全天时星敏感器的应用。然而,视场选通光学成像系统需要使用微开关阵列对选通视场进行快速切换,要求微开关阵列具有大单元尺寸、高占空比以及较高响应速度(响应时间为毫秒或几十毫秒量级)等特征。

目前,国内外仅有詹姆斯·韦伯太空望远镜(James Webb Space Telescope, JWST)近红外光谱仪研究团队对类似功能的微开关阵列开展了深入研究,并研制了基于微机电系统(Micro-electro-mechanical Systems, MEMS)静电驱动的微开关阵列。该微开关阵列的单元尺寸为 $100\ \mu\text{m}\times 200\ \mu\text{m}$,开口尺寸为 $87\ \mu\text{m}\times 186\ \mu\text{m}$,单元开关数目可达 365×171 个^[17]。相比较而言,视场选通光学成像系统中所需微开关的数目相对较少,但要求微开关单元的开口尺寸达到毫米量级。显然JWST近红外光谱仪中的微开关阵列无法满足视场选通光学成像系统的需要。为实现视场选通光学成像系统对瞬时小视场的快速切换功能,需要对微开关阵列这一关键核心器件开展深入研究。

1 微开关阵列的设计要求

图1为基于视场选通技术的全天时星敏感器成像系统光路示意。无穷远的恒星信号光由前端像方远心望远成像系统成像于一次像面;由微透镜阵列和微开关阵列对一次像面的视场进行细分和选通;再由后端共焦面成像系统对一次像面上被选通视场内的恒星像进行放大成像;最后由探测器接收被选通视场内经放大成像后的恒星像。通过微开关的快速切换,可以实现对全视场范围内恒星像的快速选通。由于系统每次观测时仅选通一个很小的瞬时视场,使得探测器单像素对应立体角较小,因此,具有较强的天光背景抑制能力。另一方面,由于前端望远镜可以提供一个较大的视场,因此,通过微开关阵列的快速切换,该系统同时

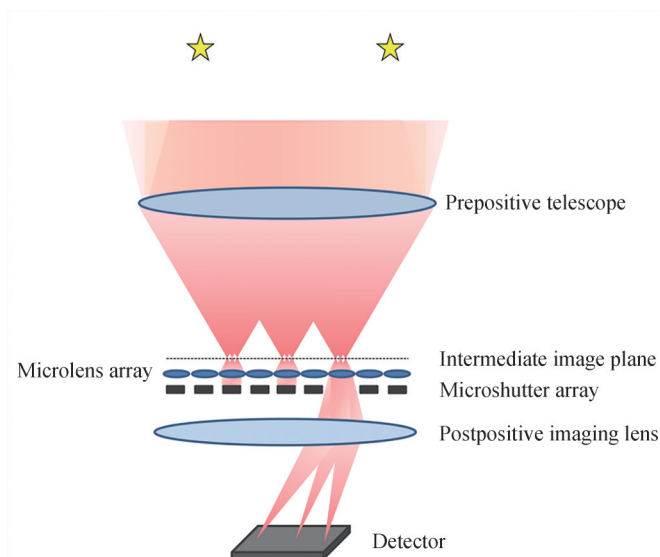


图1 基于视场选通技术的全天时星敏感器光学系统示意

Fig. 1 Schematic of all-day star sensor optical system based on field of view gating

具备大视场和强天空背景光抑制能力,有望在白天亮背景条件下实现多星探测和星图匹配,为实现匹配式全天时星敏传感器的高精度定姿定位提供一种有效的技术途径。

为验证基于视场选通技术的全天时星敏传感器光学系统的视场选通成像功能,综合考虑天空背景辐射、极限探测星等、探测概率等多种因素,初步设计了一个工作在短波红外波段的视场选通成像系统,其光路如图2。该系统的工作波段为 $1.3\sim 1.7\ \mu\text{m}$,有效口径为 $100\ \text{mm}$,视场为 $\Phi 5^\circ$,系统的总焦距为 $1.5\ \text{m}$,瞬时选通视场大小为 $\Phi 0.4^\circ$,探测器像素尺寸为 $20\ \mu\text{m}\times 20\ \mu\text{m}$,对应单像素视场为 $2.8''$,有效像素数目为 512×512 。考虑到前端望远镜视场较大,同轴反射式光学系统难以获得较好的像质,同时为了使光学系统更加紧凑,前端望远镜采用了折反射式光学结构;在一次像面后为两组平凸微透镜阵列和一组微开关阵列,用于对一次像面进行细分和选通,微透镜和微开关单元的尺寸均为 $4\ \text{mm}$,单元数均为 7×7 ;后端共焦面成像系统为复杂化的petzval结构,将配合各组微透镜单元将选通视场内的恒星成像至同一个探测器上。值得注意的是,视场选通光学成像系统中微透镜和微开关阵列的单元数将决定视场选通成像通道的数目,通道数越多,则能够观测的恒星数越多。通常来讲,星敏传感器对至少3颗星的观测即可实现星图匹配。根据文献[9]的报道,口径 $100\ \text{mm}$ 、单像素视场为 $3.3''$ 的光学成像系统配备低噪声相机,在海拔 $6\ \text{km}$ 高度处可以观测到H波段4等星,全天区H波段4等星的数目约 $16\ 500$ 颗。考虑到全天区约有 $41\ 253$ 平方度,当选通视场大小为 $\Phi 0.4^\circ$ 、成像通道数为 7×7 时,系统的有效视场约为 $7\times 7\times \pi\times 0.2^\circ$ 平方度 $=6.15$ 平方度,则能观测到恒星的平均数约为 $6.15/41\ 253\times 16\ 500$ 颗 $=2.5$ 颗恒星。若将系统应用于海拔 $10\ \text{km}$ 的机载平台,天空背景辐射将更小。同时,由于所设计系统的单像素视场更小,更有利于对天空背景的抑制,因此,系统将观测到更暗的星等,有能力在有效视场内平均观测到3颗以上的恒星。此外,增加前端望远镜的视场还可以增加系统的成像通道数,提高系统对多颗恒星的探测概率,满足全天时星敏传感器的需要。

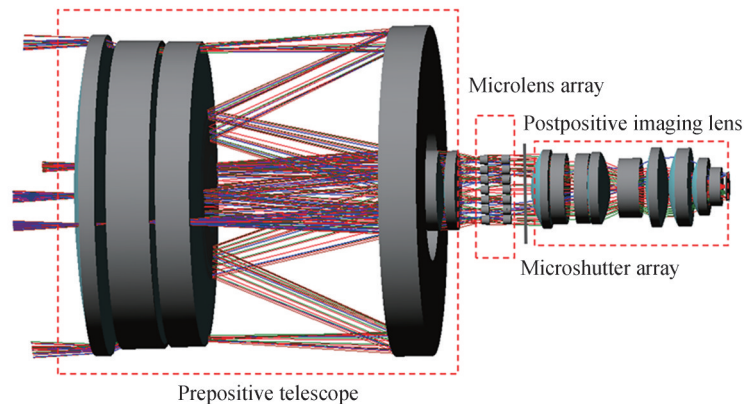


图2 视场选通成像系统设计光路图

Fig. 2 The designed optical path diagram of FOV gated optical imaging system

采用点列图对不同选通视场的成像质量进行评价。图3(a)、(b)分别为系统中心选通视场($-0.2^\circ\sim 0.2^\circ$)和边缘选通视场($2.1^\circ\sim 2.5^\circ$)内的点列图分布。从图3(a)中可以看出,中心选通视场内各子视场的点列图均方根直径最大值为 $27.55\ \mu\text{m}$,恒星像大部分光线落在艾里斑内,像斑质量较好。从图3(b)中可以看出,边缘选通视场内各子视场的点列斑均方根直径最大值为 $36.55\ \mu\text{m}$,恒星像大部分光线也落在艾里斑内,满足光学系统成像质量的要求。

微开关阵列置于微透镜阵列组后面,其中的微开关单元与微透镜单元的位置一一对应。每个微开关单元相当于一个孔径光阑,其单元尺寸为 $4\ \text{mm}$ 。每个微开关单元为获得更大的有效孔径,其开口尺寸应该尽量大,按面积占空比为 90% 计算,开口尺寸应不小于 $3.8\ \text{mm}\times 3.8\ \text{mm}$ 。另外,考虑到一次像面的大小以及微开关阵列实际应用中对其响应时间限制的要求,微开关阵列的主要设计指标要求如表1。

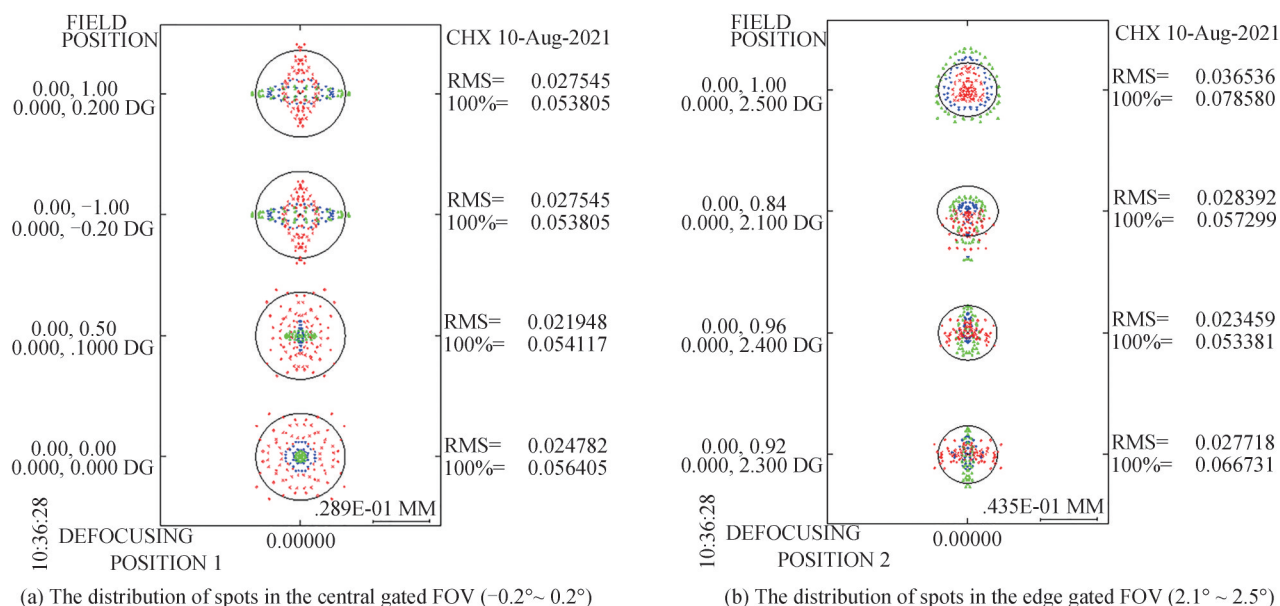


图3 系统中心选通视场和边缘选通视场内的点列斑分布
Fig. 3 Distribution of spots in the center gated FOV and the edge gated FOV of the system

表1 微开关阵列主要设计指标要求

Table 1 Design requirements of microshutter array

Parameter	Design specifications
Size of microshutter element	4 mm × 4 mm
Opening size of microshutter element	$\geq 3.8 \text{ mm} \times 3.8 \text{ mm}$
Number of microshutterelement	$\geq 7 \times 7$
Response time	$\leq 25 \text{ ms}$

2 微开关阵列的设计

针对微开关阵列大单元尺寸、高占空比和较高响应速度等要求,拟采用基于静电驱动的工作原理和基于体硅加工工艺的微开关单元设计。图4是微开关单元的结构及工作原理示意,考虑到微开关单元口径较大,设计中采用了两块矩形薄板作为挡光层,通过支撑梁与衬底相连,且与衬底之间还有一层绝缘层。值得注意的是,矩形薄板同时还作为上电极,可与衬底侧面的下电极配合形成静电场。在不加载电压的状态下,两块矩形薄板并拢,即为器件的关态,阻止光通过。当给矩形薄板和衬底施加直流电压,则电极之间的电势差将会使得矩形板向衬底倾斜 90° ,打开两块板之间的光通路,即为器件的开态。一旦撤去电压,则矩形板在支撑梁的弹性回复力作用下回复到初始位置,恢复器件的关态。通过加载和撤去驱动电压可以实现器件开态和关态的切换。

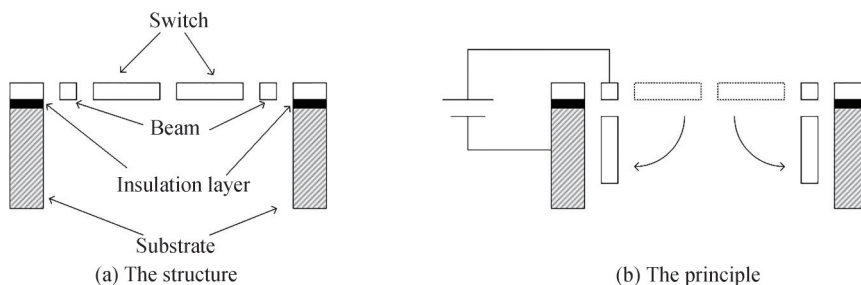


图4 微开关单元的结构及工作原理示意
Fig. 4 The structure and principle of a microshutter element

将开关单元在二维平面内组成阵列,通过单独控制阵列中各单元的电压,就可实现对某一通道的阻断和开通。图5是7×7单元微开关阵列的三维示意。

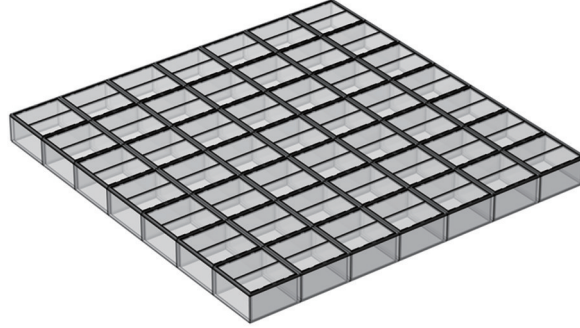


图5 微开关阵列的三维示意
Fig. 5 Three-dimensional schematic of the microshutter array

考虑到微开关阵列基于MEMS体硅SOI工艺加工,因此微开关材料选用单晶硅,相应的材料参数为:杨氏模量160 GPa、泊松比0.226、许用应力1 GPa、密度 $2.33 \times 10^3 \text{ kg/m}^3$ 。以此参数作为设计基础,对微开关单元的电极长度、支撑梁的宽度、厚度、长度及数目进行优化设计和仿真分析。

从图4可以看出,微开关单元的电极包括上电极和下电极。上电极的宽度为矩形薄板的宽度,即2 mm;而下电极宽度即为晶圆衬底的厚度,一般为400 μm 。电极的有效宽度由上下电极中较短的尺寸决定,因此微开关单元的电极宽度确定为400 μm 。支撑梁的设计会对性能指标如电压、应力、开关时间、抗冲击性能等产生影响。由于抗冲击性能需要考虑 x 、 y 、 z 三个轴的总体效果,因此可知梁的宽度和厚度相等是最优的。考虑到成本的因素,显然厚度越薄越好,而梁的最小宽度是由光刻工艺精度决定的,目前常规MEMS工艺光刻最小宽度为2 μm ,因此,选取梁的宽度和厚度均为2 μm 。由于支撑梁的厚度与矩形薄板的厚度一致,所以矩形薄板的厚度也为2 μm 。

基于对称性原理,梁的个数需取偶数,接下来分析当梁的个数分别为2、4、6时,不同梁长对驱动电压和响应时间的影响。

在所述微开关单元结构中,支撑梁的驱动电压可以表示为^[18]

$$V = \frac{2\theta}{3} \sqrt{\frac{2k\theta}{3\epsilon_0\epsilon_r l \ln \frac{d_2}{d_1}}} \quad (1)$$

式中, ϵ_0 和 ϵ_r 分别为真空介电常数以及空气的相对介电常数, θ 为转动的角度, l 是电极的长度,这里等于矩形薄板的长度,即3.8 mm。设计中,电极最近端距扭转轴的距离 d_1 取10 μm ,由于电极宽度为400 μm ,因此远端距扭转轴的距离为 $d_2=410 \mu\text{m}$ 。 k 为支撑梁的扭转弹性常数,表示为

$$k = \frac{GI_p}{nL} \quad (2)$$

式中, n 为支撑梁的数目, L 为支撑梁的长度, G 为剪切弹性模量,其表达式为

$$G = \frac{E}{2(1+\mu)} \quad (3)$$

式中, E 为杨氏模量, μ 为泊松比。 I_p 为抗扭刚度常数,表示为

$$I_p = \frac{wl^3}{16} \left[\frac{16}{3} - 3.36 \frac{t}{w} \left(1 - \frac{t^4}{12w^4} \right) \right] \quad (w \geq t) \quad (4)$$

式中, w 和 t 分别为支撑梁的宽度和厚度。

根据式(1)~(4)和上述参数的取值,可得到当梁的个数分别为2、4、6时,驱动电压与梁长度的关系如图6。

由图6可以看出,驱动电压随支撑梁的个数增加而增加,随支撑梁的长度增加而减小。为保证较小的驱

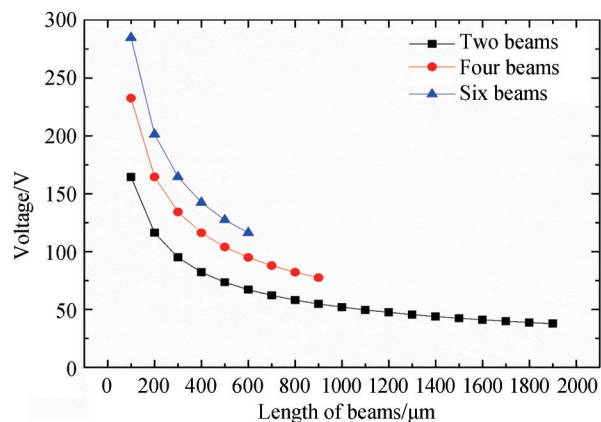


图6 当梁的个数分别为2、4、6时,驱动电压与梁长度的变化关系曲线

Fig. 6 The variation curve of driving voltage with cantilever beam length when the number of cantilever beams is 2, 4, and 6, respectively

驱动电压,支撑梁的数目应该取2个,且当梁的长度分别为200 μm、300 μm和400 μm时,所需的驱动电压分别为114 V、91 V和82 V。当梁的长度继续增加时,驱动电压将继续减小,但当梁的长度增加至1 mm以后,驱动电压将降至50 V左右,且不再明显减小。

另一方面,微开关单元的响应时间由式(5)决定,即

$$J\ddot{\theta} = -k\theta - c\dot{\theta} + \frac{\epsilon_0 \epsilon_r l V^2}{2\theta^2} \ln \frac{d_2}{d_1} \quad (5)$$

式中, V 为驱动电压, J 是微开关单元绕扭转轴旋转时的转动惯量,且有

$$J = \frac{1}{3} \rho l t D \left(\frac{t^2}{4} + D^2 + 3Dd + 3d^2 \right) \quad (6)$$

式中, ρ 为微开关的材料密度, D 为微开关扇面的宽度, d 是扭转轴到微开关近端的距离。

空气阻尼 c 表示为

$$c = \frac{k}{2\pi Q f} \quad (7)$$

式中, Q 是品质因子,其大小反映空气阻尼的大小, Q 越小则空气阻尼越大,在微米尺度下 Q 的保守取值约为10。 f 是微开关的扭转谐振频率,表示为

$$f = \frac{1}{2\pi} \sqrt{\frac{k}{J}} \quad (8)$$

通过求解微分方程式(5)可得到梁的转动角度与时间的关系,微开关单元的响应时间即为梁的转动角度 θ 从 0° 转到 90° 所需的时间。根据式(5)计算了支撑梁长分别为200 μm、300 μm和400 μm时微开关单元响应时间,如图7。

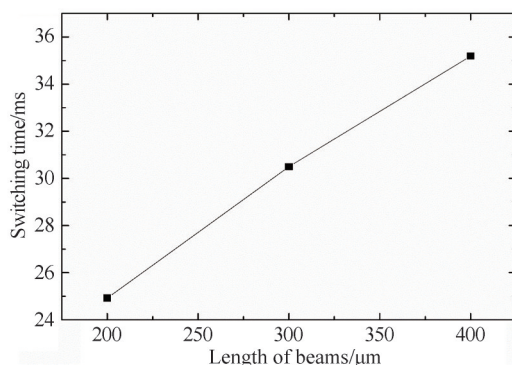


图7 支撑梁长分别为200 μm、300 μm和400 μm时微开关单元的响应时间

Fig. 7 Response time of a microshutter element when the length of cantilever beam is 200 μm, 300 μm and 400 μm, respectively

从图7可以看出,支撑梁越长,则响应时间越长,为满足25 ms的响应时间要求,支撑梁的梁长取200 μm 。

综合上述分析过程,微开关单元的设计参数如表2。

表2 微开关单元结构参数设计结果
Table 2 Design results of microshutter element parameters

Parameter	Design results
Electrode length	3.8 mm
Electrode width	400 μm
Size of microshutter element	4 mm
Opening size of microshutter element	3.8 mm
Light shield length	3.8 mm
Light shield width	1.9 mm
Light shield thickness	2 μm
Cantilever beam length	200 μm
Cantilever beam width	2 μm
Cantilever beam thickness	2 μm
Number of cantilever beams	2

3 微开关阵列的仿真分析

3.1 微开关单元驱动的仿真模拟

首先使用Ansoft Maxwell电磁场仿真软件对所设计的微开关矩形薄片在扭转过程中不同角度下的静电力矩进行了仿真计算。仿真中利用微开关单元的结构参数建立二维模型,进行二维静电场仿真,并将静电力对扭转轴的力矩求和,获得微开关挡光板的静电力矩,如表3。

表3 微开关挡光板所受的静电力矩仿真结果
Table 3 Simulation results of electrostatic torque on microshutter

Rotation angles/($^{\circ}$)	Electrostatic torque/($\text{N}\cdot\text{m}$)
5	3.70×10^{-14}
10	4.26×10^{-14}
15	4.72×10^{-14}
20	5.32×10^{-14}
25	6.03×10^{-14}
30	6.86×10^{-14}

扭转弹性系数用来描述微开关挡光板的弹性扭转性能,它由微开关的材料弹性参数(主要包括杨氏模量和泊松比)和结构参数(主要包括梁的形状、数量、长度、宽度和厚度等)共同决定的,只在几种非常简单的梁结构下有解析解,在绝大多数情况下没有解析式。本文利用Comsol Multiphysics有限元分析软件仿真得到所设计支撑梁的扭转弹性系数为 $1.494 \times 10^{-9} \text{ N}\cdot\text{m}$ 。

最后,根据静电力矩和弹性回复力矩的平衡,联合Comsol Multiphysics和Ansoft Maxwell软件进行数值仿真,得到了不同电压下微开关的扭转角度,如图8。从图8中可以看出,当驱动电压达到106.4 V时开关将扭转 90° ,实现开关的开态。该仿真结果与图6中梁的个数为2、梁的长度为200 μm 时所需驱动电压的理论计算结果114 V基本一致,验证了设计结果的正确性和方案的可行性。

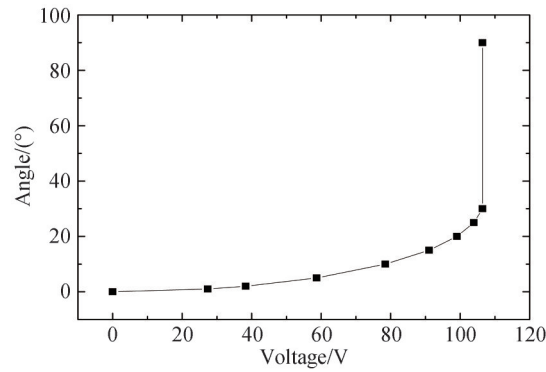


图8 仿真计算的不同驱动电压下微开关单元的扭转角度

Fig. 8 The torsional angle of microshutter element under different drive voltages

3.2 微开关阵列杂光分析的仿真模拟

由于微开关阵列工作时仅开启一个开关单元,入射至其他开关单元的光将会被反射或吸收,其中反射的光线将在光学系统内形成杂散光,进而影响探测器像面上天空背景光的分布。因此,根据光学设计的结构布局,利用高级杂散光分析软件(Advanced Systems Analysis Program, ASAP)对微开关阵列表面反射率对系统杂散光的影响进行仿真分析。图9为建立的含有微开关阵列的视场选通光学成像系统杂散光分析光机模型。其中,光学件表面粗糙度为2 nm,光学元件镜面残余反射率为0.3%,散射采用哈维模型,光学系统染黑结构件总积分散射值(Total Integrated Scattering, TIS)为0.13,径向分量为0.01,考虑光线散射两次。

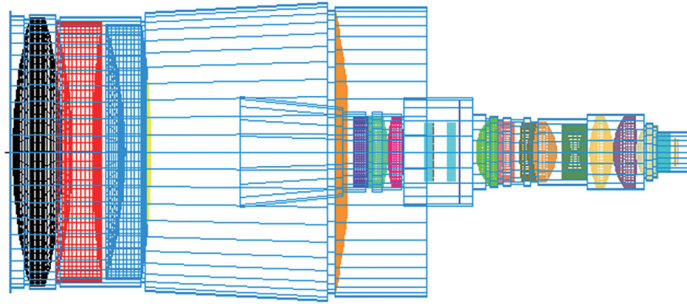


图9 视场选通光学成像系统杂散光分析光机模型

Fig. 9 Opto-mechanical model of miscellaneous light analysis for FOV gated optical imaging system

在仿真中将天空背景光设置为面光源,距离光学系统最前端镜片前表面顶点10 mm,面光源的半径设置为65 mm,在整个 2π 空间服从朗伯分布。通过Modtran软件对10 km海拔1.3~1.7 μm 波段内天空背景光进行估算,设置光源典型的辐亮度大小为 $0.036 \text{ W/m}^2 \cdot \text{sr}$,微开关阵列表面反射率分别为3%、50%和80%,通过对1 000万条光线进行追迹,得到视场选通光学成像系统杂散光分析光路图,如图10。

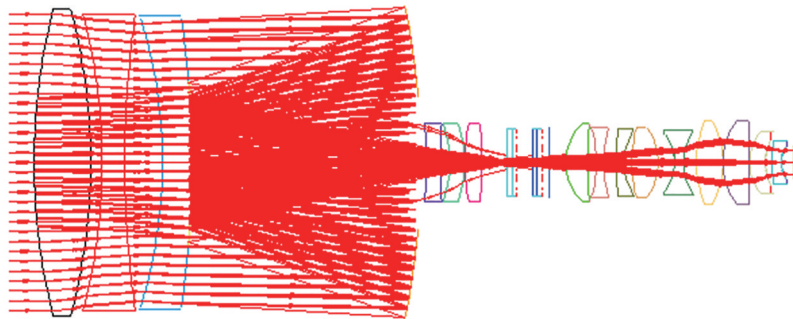


图10 视场选通光学成像系统杂散光分析光路图

Fig. 10 Optical pathway diagram of miscellaneous light analysis for FOV gated optical imaging system

图 11 是仿真计算的当微开关表面反射率不同时天空背景光在探测器像面照度的平均值。从图中可以看出,随着微开关阵列表面反射率从 3% 增大到 80%,天空背景光在探测器像面照度平均值逐渐由 $1.242 \times 10^{-10} \text{ W/mm}^2$ 增大到 $1.259 \times 10^{-10} \text{ W/mm}^2$,增幅仅 1.6%,这表明天空背景光引起的光子噪声起伏没有发生明显变化。因此,由微开关表面反射引起的系统内噪声对白天亮背景条件下恒星探测的影响几乎可以忽略不计。初步分析,这是因为尽管未开启的微开关单元反射的天空背景光在光学系统内形成杂散光,但开启的微开关单元并未向选通的成像通道内反射天空背景光,其他视场内的杂散光对被选通视场的杂散光分布影响较小。因此,在微开关阵列设计和加工过程中,无需对其表面反射率作特殊要求。

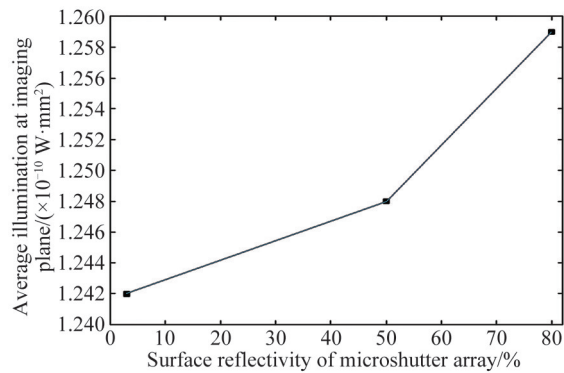


图 11 仿真计算的微开关阵列表面反射率分别为 3%、50% 和 80% 时探测器像面照度的平均值

Fig. 11 Average illumination at imaging plane when the surface reflectivity of microshutter array is 3%, 50% and 80%, respectively

4 结论

根据全天时星敏传感器视场选通成像系统的成像原理和成像特点,初步设计了一个成像通道为 7×7 的视场选通成像系统,该系统的瞬时选通视场为 0.4° ,各选通视场的成像通道均能实现近衍射极限成像。针对该成像系统,设计了一种基于静电驱动的单位尺寸为 4 mm、开口面积占空比为 90%、响应时间为 25 ms、单元数为 7×7 的微开关阵列。考虑到微开关单元口径较大,设计中采用了两块矩形薄板作为挡光层,这两块挡光层同时还作为上电极,配合衬底侧面的下电极,通过加载和撤去驱动电压实现微开关单元开态和关态的切换。从体硅加工工艺的材料特性出发,首先确定了微开关单元电极宽度、支撑梁宽度和支撑梁厚度等参数,再根据微开关单元结构的数学模型对支撑梁数目及长度进行了理论分析,优化设计了微开关阵列主要结构参数。利用 Comsol Multiphysics 和 Ansoft Maxwell 仿真分析软件对微开关单元的驱动特性进行了仿真分析,结果表明,仿真计算的微开关单元驱动电压为 106.4 V 时可以开启微开关单元,与理论计算结果 114 V 基本吻合,验证了微开关阵列设计参数的可行性。同时,利用 ASAP 杂光分析软件仿真计算了表面反射率分别为 3%、50% 和 80% 的微开关阵列对引入系统内杂散光分布的影响,结果表明,微开关单元的表面反射率对系统杂散光的影响较小,对白天亮背景条件下恒星探测的影响几乎可以忽略不计。因此,在微开关阵列设计和加工过程中,无需对其表面反射率作特殊要求。本研究为视场选通成像系统的微开关阵列提供了一种有效的设计方案,为视场选通成像系统中微开关阵列的实际加工提供了理论依据。

参考文献

- [1] ZHAO Yang, WEI Xinguo, LI Jian, et al. Star identification algorithm based on K-L transformation and star walk formation[J]. IEEE Sensors Journal, 2016, 16(13): 5202-5210.
- [2] LIU Bing, CHEN Feng, ZHANG Tongshuang, et al. Precise attitude determination of ship based on star sensor[C]. Applied Mechanics and Materials, 2013, 380-384: 995-1002.
- [3] ZHOU Yuying, SHEN Weimin, WU Feng, et al. Conceptual design of airborne daytime infrared star cameras[C]. SPIE, 2010, 7849: 78490V.
- [4] DIETZ K L, RAMSEY B D, ALEXANDER C D, et al. Daytime aspect camera for balloon altitudes [J]. Optical Engineering, 2002, 41(10): 2641-2651.
- [5] ALEXANDER C D, SWIFT W R, GHOSH K, et al. Design of a day/night star camera system[C]. SPIE, 1999, 3779: 47-54.
- [6] ZHANG Hui, ZHOU Xiangdong, WANG Xinmei, et al. A survey of technology status and development of all-day star

- sensor in near-earth space[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2020, 41(8): 13-25.
- 张辉, 周向东, 汪新梅, 等. 近地空间全天时星敏传感器技术现状及发展综述[J]. *航空学报*, 2020, 41(8): 13-25.
- [7] WANG Wenjie, WEI Xinguo, LI Jian, et al. Optical parameters optimization for all-Time star sensor[J]. *Sensors*, 2019, 19(13): 2960.
- [8] LEWIS S W, HOCKBRUCKNER M, REEVE J. Stellar inertial navigation growing with the times upgrading of the LN-20 integrated inertial navigation system [C]. *Proceedings of the 1991 National Technical Meeting of The Institute of Navigation*, 1991: 295-302.
- [9] BELENKII M, BRUNS D G, RYE V A, et al. Daytime stellar imager:USA, 7349804[P]. 2008-03-25.
- [10] FAN Qiaoyun, LI Xiaojuan. Selection of optical-system parameters for an all-day used star sensor [J]. *Acta Optica Sinica*, 2011, 31(11): 254-260.
- 樊巧云, 李小娟. 全天时星敏传感器光学系统设计参数选择[J]. *光学学报*, 2011, 31(11): 254-260.
- [11] REN Bingwen, JIN Guang, WANG Tiancong, et al. Parameter design and test of airborne all-day star sensor [J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2013, 42(4): 1003-1010.
- 任秉文, 金光, 王天聪, 等. 机载全天时星敏传感器参数设计及实验 [J]. *红外与激光工程*, 2013, 42(4): 1003-1010.
- [12] ZHONG Xing, JIA Jiqiang, JIN Guang, et al. Detecting performance and overall design of airborne daytime star sensor for navigation[J]. *Optics and Precision Engineering*, 2011, 19(12): 2900-2906.
- 钟兴, 贾继强, 金光, 等. 机载导航白天星敏传感器的探测性能及总体设计[J]. *光学精密工程*, 2011, 19(12): 2900-2906.
- [13] PAN Yue, WANG Hu, JING Nan, et al. Parameter selection and optical design of all-day star sensor [J]. *Photon Technology*, 2016, 45(1): 0122002.
- 潘越, 王虎, 荆楠, 等. 全天时星敏传感器光学系统参量选择与光学设计[J]. *光子学报*, 2016, 45(1): 0122002.
- [14] HE Lei, ZHANG Ping, LIU Xiaodong, et al. Application of light star sensor with small field in stellar measurement during daytime[J]. *Journal of Applied Optics*, 2014, 35(2): 226-229.
- 贺磊, 张平, 刘效东, 等. 小视场轻型星敏传感器在白天测星中的应用[J]. *应用光学*, 2014, 35(2): 226-229.
- [15] WANG Yang, ZHANG Liping, WANG Zhi, et al. Design on optical lens of aircraft-borne star tracker [J]. *Acta Photonica Sinica*, 2010, 39(1): 105-108.
- 王洋, 张立平, 王智, 等. 全天时机载星跟踪器镜头设计[J]. *光子学报*, 2010, 39(1): 105-108.
- [16] FANG Liang, LIU Enhai, ZHANG Hui, et al. Optical imaging system for an all-time star sensor based on field of view gated technology[J]. *Applied Optics*, 2022, 61(20): 5859-5868.
- [17] MARY J L, ARI-DAVID B, DEVIN E B, et al. James Webb space telescope microshutter arrays and beyond [J]. *Journal of Micro/Nanolithography, MEMS, and MOEMS*, 2017, 16(2): 025501.
- [18] CHEN Qinghua, WU Wengang, WANG Ziqian, et al. A 16×16 Micro mirror array for optical switches [J]. *Journal of Semiconductors*, 2008, 29(8): 1496-1503.

Microshutter Array Design of Field-of-view Gated Imaging Systems for All-time Star Sensor

FANG Liang^{1,2,4}, WANG Weimin⁵, WANG Qiang^{1,3}, CHENG Xin^{1,2}, FAN Zhenjie^{1,2},
ZHANG Hui^{1,2,4}, ZHAO Rujin^{1,2,4}, LIU Enhai^{1,2,4}

(1 *Institute of Optics and Electronics, Chinese Academy of Sciences, Chengdu 610209, China*)

(2 *Key Laboratory of Science and Technology on Space Optoelectronic Precision Measurement, Chinese Academy of Sciences, Chengdu 610209, China*)

(3 *State Key Laboratory of Optical Technologies on Nano-fabrication and Micro-engineering, Chinese Academy of Sciences, Chengdu 610209, China*)

(4 *University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100049, China*)

(5 *Defense Key Disciplines Laboratory of Novel Micro-nano Devices and System Technology, Chongqing University, Chongqing 400044, China*)

Abstract: Traditional all-time star sensors usually have a narrow Field of View (FOV) and adopt single star tracking mode. Because of only one target star in the FOV, the optical system should be installed on a two-dimensional rotation/scanning platform, or multiple telescopes are used to achieve synchronous measurement, which can lead to many shortcomings such as large volume, low reliability and poor

autonomy. The optical imaging system based on FOV gated technology can obtain the wide FOV and strong sky background radiation suppression ability at the same time by combining a large total FOV with a narrow gated FOV, which is expected to achieve multi-star detection and star pattern recognition in the daytime. It has the advantages of small volume, light weight and good autonomy. In the FOV gated optical imaging system, it is necessary to use a key device of microshutter array to quickly switch the gated FOV. Microshutter arrays need to have the characteristics of large element size, high duty cycle and high response speed. At present, there is no microshutter array that meets the requirements can be used. In this paper, a short-wave infrared band FOV gated imaging system principal prototype is designed. In this system, two sets of microlens arrays are used, the aperture of the microlens element is 4 mm, the FOV gated imaging channel number is 7×7 , and each imaging channel can obtain near diffraction limit imaging quality. The microshutter array is placed behind two sets of microlens arrays, and the size of the microshutter element is also 4 mm. The position of the microshutter element corresponds to that of the microlens element one by one. In order to meet the application requirements of the FOV gated imaging system, the main design parameters of the microshutter element are determined as follows. The area duty cycle is not less than 90%, the switching response time is not less than 25 ms, and the drive voltage is not more than 120 V. Based on the principle of electrostatic parallel plate capacitive drive and the MEMS bulk silicon process, two rectangular silicon thin plates are designed as light shields for microshutter elements. Furthermore, the light shields are also used as upper electrodes, and the lateral sides of silicon substrate are used as lower electrodes. By loading and removing the drive voltage, the switching of the open and closed states of a microshutter element can be realized. Considering the material characteristics, parameters such as electrode width, cantilever beam width and thickness are first determined. Then, according to the mathematical model of the microshutter element, the influence of different number and length of cantilever beam on the drive voltage and response time is analyzed. The calculation results show that the driving voltage increases with the number of cantilevers beams and decreases with its length. In order to minimize the driving voltage, the number of cantilevers beams should be 2, and the beam length should be greater than 200 μm . On the other hand, since the longer the cantilevers beam, the longer the response time of the microshutter element. In order to meet the 25 ms response time requirement, the beam length of the cantilevers beam is determined as 200 μm . The Ansoft Maxwell electromagnetic field simulation software is used to simulate the electrostatic moments of the microshutter at different torsion angles and then the Comsol Multiphysics finite element analysis software is used to calculate the torsional elastic coefficient of the cantilever beam. According to the balance conditions of the electrostatic moment and the elastic recovery moment, the variation of the torsion angle and the drive voltage is presented. The results show that the microshutter element can be opened when the drive voltage is 106.4 V, which is basically consistent with the theoretical calculation result of 114 V and demonstrates the feasibility of the design parameters of the microshutter array. In addition, since only one microshutter element is turned on under normal operating conditions, the light incident to the other unopened microshutter elements can be reflected or absorbed. The reflected light can form stray light within the optical system, which will affect the distribution of sky background radiation on the image surface of the detector. Therefore, according to the structural layout of the designed FOV gated imaging system, the effect of the surface reflectivity of the microshutter element on the stray light in the system is simulated and analyzed by using the advanced stray light analysis software ASAP. The results show that as the surface reflectivity of the microshutter element increases from 3% to 80%, the average illumination of the sky background radiation at the image plane on the surface of the detector increases very little, and the impact on stellar detection is almost negligible. Therefore, in the design of microshutter arrays, there is no special requirement for the reflectivity of the microshutter surface. This study provides a theoretical basis for the processing of microshutter array in FOV gated imaging system.

Key words: All-time star sensor; Field of view gated; Background radiation suppression; Electrostatic drive; Microshutter array; Duty ratio; Response time

OCIS Codes: 110.2970; 230.3990; 230.4000; 120.0280