

文章编号: 1000-7032(2008)02-0342-11

预失真半导体激光列阵技术

蔡 然¹, 荣 健¹, 曾 岚², 薛 蔡², 陈建国³, 蔡贵顺²,
胡诗杰⁴, 曹 捷⁵, 董吉辉⁶, 李晓峰¹, 胡 渝¹, 林为干¹

(1 电子科技大学 应用所, 四川 成都 610054 2 中国工程物理研究院 电子工程研究所, 四川 绵阳 621900

3 四川大学 电子信息学院, 四川 成都 610064; 4 中国科学院 光电研究所, 四川 成都 610209

5. 中国科学院 西安光学精密机械研究所, 陕西 西安 710119; 6. 中国科学院 上海光学精密机械研究所, 上海 201800)

摘要: 相干半导体激光列阵体积小、重量轻, 输出能量密度高, 非常适于用作对光源尺寸要求苛刻的航天激光光源。为避免随航天器在轨运行的半导体列阵经受变化梯度剧烈的恒星、行星、空间低温热沉的交替加热和冷却的影响, 以便能够正常工作, 采用潜望式结构设计, 将列阵置于舱内, 列阵向航天器外输出激光必须经由舱外输出反射镜完成。然而, 舱外输出反射镜受周围热环境影响和列阵输出激光束照射, 会产生随机热变形, 导致输出舱外的激光能量发散; 并且, 舱外输出反射镜面热变形导致镜面法向偏转, 使得输出光束产生较大的指向偏转误差, 这极大地降低了能够作用于目标之上的激光束的能量密度, 严重恶化输出舱外的光束质量。通过理论推导结合 ANSYS 有限元分析软件和相关实验, 在研究清楚相干半导体激光列阵作为航天激光光源的构造、其光场与周围热环境共同作用于舱外输出反射镜的规律与特点后, 给出了航天预失真半导体激光列阵激光光源技术, 通过回波法适时测量舱外输出反射镜引起的波前畸变, 处理器配合 D/A 和高压放大器, 驱动驱动器, 使舱内添加的反射镜预失真成形, 适时使列阵输出产生预失真波前畸变, 以抵消舱外输出反射镜的热变形对输出舱外的激光束的影响。相关系统运行实验结果显示, 此技术使半导体激光列阵能够适应宇航环境, 向舱外输出保障质量的激光束。

关键词: 相干半导体激光列阵; 航天激光光源; 宇航环境; 预失真; 光束质量

中图分类号: TN248

PACC: 3250F; 7860

文献标识码: A

1 引 言

在主动感测、光电对抗、超远距离无线光信息发送等方面, 以航天器为承载平台的航天激光光源不可或缺, 其功用独特而巨大, 且无法替代。为达到预定工程目的, 必须使尺寸有限的目标受到具有足够高能量的激光束的照射, 因此, 航天激光光源必须具备产生高能量密度激光束的能力; 同时, 航天器平台空间非常有限, 对有效载荷的要求特别苛刻, 从而, 必须将航天激光光源的尺寸限制在一定的范围内。半导体激光列阵量子效率高, 工作寿命可达数百万小时, 叠层列阵可提供超高功率激光输出, 并且体积小、重量轻, 通过采用耦合锁相技术而使其实现相干运行, 选择基超模振荡, 相应输出接近衍射极限^[1~8]。再者, 相应伺服装置,

例如准直设备, 仅公开报道的由北京卫星环境工程研究所研制的半导体激光准直仪就可将发散角压缩至 $0.05 \text{ mrad}^{[9]}$, 可见, 随着配套技术发展, 半导体激光器正变得越来越适合作为航天激光光源。然而, 在轨道上运行的航天器要长期经受恒星、行星、空间低温热沉的交替加热和冷却, 其变化梯度剧烈, 例如地球轨道卫星承受的温度变化幅度就达到 $\pm 200 \text{ }^\circ\text{C}$, 在如此恶劣的空间热环境中, 半导体激光列阵会受到极大损伤, 甚至根本无法工作。本文采用潜望式结构设计航天激光光源, 将半导体激光列阵置于舱内, 使其获得能够正常工作的常温环境, 其发出的激光束, 必须经由置于舱外的反射镜反射, 才能最终向外输出。即便如此, 舱外输出反射镜受周围热环境影响, 会发生热变形; 同时, 高能激光束作用于舱外输出反射镜,

收稿日期: 2007-08-25 修订日期: 2007-11-24

基金项目: 国家自然科学基金资助项目 (60572079)

作者简介: 蔡然 (1967-), 男, 四川绵阳人, 博士, 副高, 主要从事光电子技术的研究。

E-mail: rancaina@ sina.com, Tel: 13551287673

也可使其产生随机热变形。这种热变形会导致经其反射的输出激光束光强分布发生改变, 使输出光斑被展宽或收缩、输出光斑中心产生偏移等, 这极大地降低了能够作用于目标之上的输出激光束的能量密度。而且镜面热变形同时导致镜面法向偏转, 使得经其反射的光束产生较大的指向偏转误差, 因而, 能够照射目标的激光强度就更低, 航天激光源输出光束质量被严重恶化。目前有关高功率激光器窗口热变形领域的研究多见于气体、化学、固体激光器。对于相干堆叠列阵作为航天激光源, 其适宜的构造及相应输出手段、其作用于舱外输出反射镜并与周围热环境共同作用于舱外输出反射镜的规律与特点、其光束质量保障方面的研究, 未见详细技术报道。只有在研究清楚这些问题之后, 才能够将半导体激光列阵用之于航天器, 获得能够在宇航环境下正常工作、输出质量有保障的航天半导体激光列阵激光源。本文重点针对以近地卫星为载体的高功率航天激光源展开研究, 理论推导结合 ANSYS 有限元分析软件和相关实验, 在分析清楚影响星载相干半导体列阵发光质量和影响输出光束效能的相关空间因素基础上, 给出了实现于潜望结构的航天预失真半导体列阵激光源技术。相关系统运行实验结果显示, 此技术能够有效地补偿航天器舱外输出镜热变形, 保障航天激光源输出高质量的激光束。

2 航天激光源空间热环境分析

本文研究的航天激光源总体结构如图 1 所示, 其随航天器在约 200 km 以上高度的近地轨道上飞行时, 作用其上的空间外热流主要包括太阳

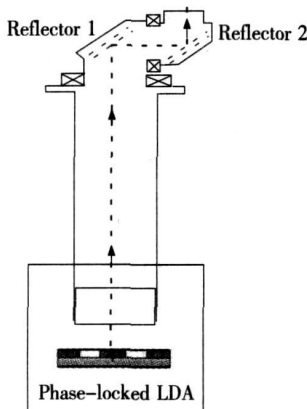


图 1 航天激光源示意图

Fig 1 Sketch map of the space-borne laser source

辐射热流 Q_1 、地球红外热流 Q_2 、地球反照外热流 Q_3 、空间背景加热 Q_4 以及卫星的内热源 Q_5 。在单位时间内, 空间外热流等于卫星对宇宙辐射的热量 Q_6 与其内能变化 Q_7 之和, 即有热平衡关系式 $Q_1 + Q_2 + Q_3 + Q_4 + Q_5 = Q_6 + Q_7$ 。以直径为 D (m) 的球形航天器为例, 记太阳常数为 S , α_s 为表面吸收率, 则

$$Q_1 = S\alpha_s \frac{\pi D^2}{4}$$

可见, 投射到航天器表面总的太阳辐射热流等于太阳常数乘以球体垂直于阳光方向的投影面积; 记地球半径为 R_E , 地球红外辐射密度 $E_0 = 220 \text{ W/m}^2$, 某时刻在轨运行航天器距离地球的高度为 h , 则

$$Q_2 = \alpha_s \frac{\pi D^2}{2} E_0 \left[1 - \frac{\sqrt{2R_E h + h^2}}{R_E + h} \right]$$

Q_3 与太阳和地球的相对位置、地球表面和大气层状况等一系列因素有关, 其对航天器接受的总热流贡献特别小, 可以忽略。记斯蒂芬-波耳兹曼常数为 δ 、空间背景温度为 T_0 (K), 球体内热源为 W (K), 球体表面的热辐射率为 ϵ_s 。航天器温度为 T_s (K), 体积为 V (m^3), 比热为 C , 密度为 ρ (kg/m^3), 时间为 τ , 则

$$Q_4 = \sigma T_0^4, \quad Q_5 = W, \quad Q_6 = \pi D^2 \epsilon_s \sigma T_s^4, \quad Q_7 = Vc\rho \frac{dT_s}{d\tau}$$

将各具体表达式代入热平衡关系式, 可得

$$S\alpha_s \frac{\pi D^2}{4} + \alpha_s \frac{\pi D^2}{2} E_0 \left[1 - \frac{\sqrt{2R_E h + h^2}}{R_E + h} \right] + \sigma T_0^4 + W = \pi D^2 \epsilon_s \sigma T_s^4 + Vc\rho \frac{dT_s}{d\tau}$$

在航天器处于正常运行状态下, 比较而言其内热源作用非常小, 且几乎被完全消散, 同时, 只有与空间背景有温差的加热量对热变形有实质贡献。以铝材制作航天器抛光表面为例, 相应参数为 $\alpha_s = 0.18$, $\epsilon_s = 0.06$, $S = 1353 \text{ W/m}^2$, 地球红外辐射密度 $E_0 = 220 \text{ W/m}^2$, $R_E = 6371 \text{ km}$, $h = 200 \text{ km}$, $\sigma = 5.67 \times 10^{-8} \text{ W} \cdot \text{m}^{-2} \cdot \text{K}^{-4}$ 。航天器飞行于日照区, 并处于热平衡后, 有 $dT_s/d\tau = 0$ 代入热平衡关系式可得 $T_s = 386 \text{ K}$; 航天器进入地球阴影区域后, 温度下降, 太阳辐射热流消失, 达到换热平衡后, 亦有 $dT_s/d\tau = 0$ 从而 $T_s = 257 \text{ K}$, 比较它在光照区的 386 K 的平衡温度, 两者相差达到 $129 \text{ }^\circ\text{C}$, 温差显著。

受变化的空间热环境的影响,置于舱外的两片薄圆柱反射镜将产生热形变。根据热弹性力学理论,其主要包含材料受热而产生的轴向线膨胀;温度变化产生的热应力引起的形变;边界固定后不能自由膨胀而引起的和材料的泊松比有关的挠曲形变^[10]。线膨胀轴向形变可以根据温度场得出,后两个因素引起的轴向形变与反射镜的夹持方式有关,就航天激光源舱外输出反射镜要求的均匀夹持而言,在宇航条件下,压圈径向固定的圆域受力的均匀性和抵抗外力作用影响的稳定性,以及在承受外力强度的能力上,明显优于压板轴向固定,这对受力环境复杂多变的宇航应用至关重要。此外,应用 ANSYS 有限元分析软件计算在近地卫星轨道热环境下,镜面直径 100 mm,镜体厚度 5 mm 的 SC 反射镜热变形引起的镜面法向角度偏转,可知在 $T_s = -120\text{ }^\circ\text{C}$ 时,采用压圈法为 $18.65\text{ }\mu\text{rad}$ 采用压板法为 $58.266\text{ }\mu\text{rad}$ 可见,压圈法较优,因此本文研究的舱外输出反射镜采用压圈固定。采用压圈法方式固定的反射镜示意图 2,其线膨胀轴向形变可以根据温度场得出,记外腔镜厚度为 L ,线性热膨胀系数为 α ,则线膨胀轴向形变等于 $\alpha \int_0^L (T_s - T_0) dz$ 。对于热应力引起的形变和挠曲形变,因为圆盘很薄,且所有载荷都是轴对称的,所以可以看作一个平面应力问题。在柱坐标系下弹性体的变形对称于 z 轴,则应力分量,应变分量和位移分量也对称于 z 轴而与 θ 无关,记径向应变为 ε_r ,环向应变为 ε_θ ,膨胀系数为 α ,泊松比为 μ ,弹性模量为 E ,则根据热弹性力学基本方程^[11]可以得到径向热应力和环向热应力为

$$\begin{cases} \sigma_r = \frac{E}{1-\mu^2} [\varepsilon_r + \mu\varepsilon_\theta - (1+\mu)\alpha T] \\ \sigma_\theta = \frac{E}{1-\mu^2} [\varepsilon_\theta + \mu\varepsilon_r - (1+\mu)\alpha T] \end{cases}$$

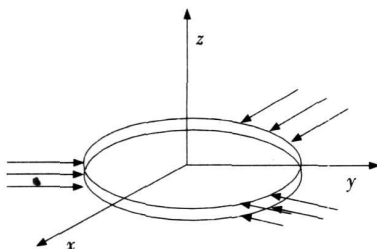


图 2 航天激光源舱外输出反射镜

Fig 2 The reflecting mirror of outgoing of the space-borne laser source

记径向位移为 u , 则 $\varepsilon = \frac{du}{dr}$, $\varepsilon_\theta = \frac{u}{r}$, 代入上式可得

$$\begin{cases} \sigma_r = \frac{E}{1-\mu^2} \left[\frac{du}{dr} + \mu \frac{u}{r} - (1+\mu)\alpha T \right], \\ \sigma_\theta = \frac{E}{1-\mu^2} \left[\frac{u}{r} + \mu \frac{du}{dr} - (1+\mu)\alpha T \right] \end{cases}$$

将其代入将温度外力等效平衡方程

$$\frac{d\sigma_r}{dr} + \frac{\sigma_r - \sigma_\theta}{r} = 0$$

并两次积分,可得

$$u = (1+\mu)\alpha \frac{1}{r_0} \int_0^r r dr + \frac{c_1}{2} r + \frac{c_2}{r}$$

再将其回代,从而

$$\begin{cases} \sigma_r = -\alpha E \frac{1}{r^2} \int_0^r r dr + \frac{E}{1-\mu^2} \cdot \left[\frac{c_1(1+\mu)}{2} - c_2(1-\mu) \frac{1}{r^2} \right] \\ \sigma_\theta = \alpha E \frac{1}{r^2} \int_0^r r dr - \alpha E T + \frac{E}{1-\mu^2} \cdot \left[\frac{c_1(1+\mu)}{2} + c_2(1-\mu) \frac{1}{r^2} \right] \end{cases}$$

积分常数 c_1, c_2 由边界条件确定。以反射镜体被钨钢压圈固定为例,记镜体半径为 b ,镜体半径加上钢圈体厚度为 c ,镜体的径向应力为 σ_{1b} ,钢圈的径向应力为 σ_{2b} ,镜体与钢圈之间的作用力为 q_c ,则有边界条件 $\sigma_{1b} = q_c, \sigma_{2b} = -q_c$;由初始条件可知: $r = 0$ 时 $(u_1)_{r=0} = 0$; $r = b$ 时 $\sigma_{1b} = q_c$ 从而,

$$c_1 = \alpha T (1-\mu) + \frac{2q_c(1-\mu)}{E}, \quad c_2 = 0$$

将 c_1, c_2 回代,可得 $\sigma_r = q_c, \sigma_\theta = q_c$,在平面应力问题中,虽有 $\sigma_z = 0$ 但 $\varepsilon_z \neq 0$ 且 ε_z 不独立,根据物理方程,有

$$\varepsilon_z = -\frac{\mu}{E} (\sigma_r + \sigma_\theta)$$

由其引起的形变为

$$-\frac{2\mu q_c z}{E}$$

故而,总的镜体轴向形变为

$$\alpha T z - \frac{2\mu q_c z}{E}$$

式中 q_c 可根据径向位移连续性条件得出。记镜体参数:弹性模量为 E_1 ,膨胀系数为 α_1 ,泊松比为

μ_1 ; 钢圈参数: 弹性模量为 E_2 , 膨胀系数为 α_2 , 泊松比为 μ_2 , 因 $(\mu_1)_{r=b} = (\mu_2)_{r=b}$ 故

$$q_c = \frac{E_1 E_2 b T (\alpha_1 - \alpha_2) (c^2 - b^2)}{E_1 b (b^2 + c^2) + b (c^2 - b^2) [E_1 \mu_2 - E_2 (1 - \mu_1)]}$$

可见, 对一定材料制作的反射镜, 由热环境引起的镜体形变与温度变化成正比。

图 3 所示为 SFS-61 卫星运行轨道及星体温度分布示意图。该卫星近地点和远地点分别距地球 586 km 和 592 km, 轨道倾角 28.47° , 运行周期 96.46 min 为圆形轨道。地球高度 80 km 以外大气密度非常小, 太阳辐射系数 E_0 为常数, 卫星体温度急剧变化的时间约为 1.2 min 在地球阴影中的时间约为 8.2 min 在地球阴影边缘处的大气辐射密度为 $E = 0.64E_0$ 。使舱外输出反射镜变形的温度, 最高约为 80° , 在地球阴影分界面上约为 80° , 在刚进入地球阴影的时候约为 -80° , 最低约为 -120° , 越靠近地球阴影, 温度越低, 温度下降越快。在近地卫星轨道热环境下, 对于边缘受到移动约束的舱外输出反射镜而言, 其反光面将随温升而凸, 随温降而凹。利用 ANSYS 有限元分析研究表明: 采用压圈法固定, 直径 100 mm, 镜体厚度 5 mm 的 SiC 反射镜最大变形量达 $0.14E-2$ mm, 镜体热变形导致镜面法向角度偏转达数十微弧度, 显然, 经此发生热变形的反射镜传输的激光束将产生波前畸变, 严重影响航天激光源的输出质量; 并且, 在航天激光源系统设计中, 随着应用对功率要求的增加, 必须增加列阵堆栈的光发单元总数, 增大光发单元占用面积, 从而使得所需舱外输出反射镜面积加大, 这使得在同样热环境中的镜体变形加大。例如直径 200 mm, 厚度 15 mm 的 SiC 舱外输出反射镜, 在 -30°C 和 -120°C 工况下, 其镜面法向角度的偏转可达 $100 \mu\text{rad}$ 量级。若配合释放应力措施, 镜面法向角度的偏差可大

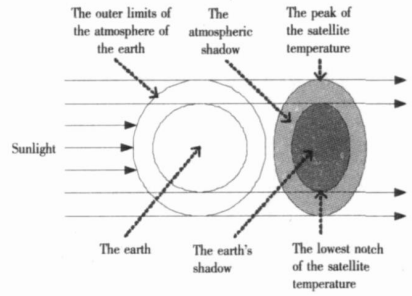


图 3 卫星轨道及星体温度分布示意图

Fig 3 The diagrammatic sketch of satellite trajectory and satellite temperature distribution

为减小, 但是镜体膨胀或收缩, 仍然都会严重地影响光束质量和传输特性。此外, 镜体材料不均匀、镜体周边固定松紧不均匀等原因会使得结果更加恶化, 极大地影响了航天激光源输出质量。为得到符合工程需求的航天激光源输出, 必须从材料, 结构布局, 质量保障措施等方面综合考虑, 解决问题。

鉴于碳化硅的密度适中、刚度大, 以其制作的反射镜不易变形; 同时, 其硬度大且脆, 致密的碳化硅表面粗糙度可以控制得很好; 并且其热剪率高、热膨胀系数低, 具有良好的热物理性能, 是优秀的激光反射镜材料^[12-13], 而且也成为主要的空间反射镜片材料^[14-18], 故而, 本文选用碳化硅材料设计制作舱外输出反射镜。图 4~5 所示为释放部分应力后, 直径 100 mm, 厚度 5 mm, 采用 SiC 材料的舱外输出反射镜镜体变形典型截图。图 4 为温度 120°C 时的轴向变形, 其最大值为 $0.613 \mu\text{m}$; 图 5 为温度 -120°C 时的轴向变形, 其最大值为 $-0.671 \mu\text{m}$ 。

另一方面, 输出激光束也会导致反射镜体的温度变化 T_L , 使镜体产生热变形, T_L 可利用格林函数^[11-15]得出:

$$T_L = T_0 + (\alpha/\kappa) \int_{-a}^a \int_{-b}^b \int_0^L \sum_{m=1}^{\infty} \sum_{n=1}^{\infty} \sum_{p=1}^{\infty} \frac{\exp[-\alpha(\beta_m^2 + \gamma_n^2 + \eta_p^2)](t - \tau)]}{N(\beta_m)N(\gamma_n)N(\eta_p)} X(\beta_m, x) \cdot$$

$$Y(\gamma_n, y)Z(\eta_p, z)X(\beta_m, u)Y(\gamma_n, v)Z(\eta_p, w)P_s \mu \exp(-\mu z) du dv d\tau$$

式中 P_s 为外腔镜处等效光功率密度, r_0 为反射镜面半径, α 为导温系数, κ 为导热系数, μ 为吸收系数, $X(\beta_m, x)$, $Y(\gamma_n, y)$, $Z(\eta_p, z)$ 为特征函数, $N(\beta_m)$, $N(\gamma_n)$, $N(\eta_p)$ 为范数, β_m , γ_n , η_p 为相应特征函数的特征值。 T_L 引起的镜体轴向变形为

$$\alpha T_L z -$$

$$2\mu \left\{ \frac{E_1 E_2 b T_L (\alpha_1 - \alpha_2) (c^2 - b^2)}{E_1 b (b^2 + c^2) + b (c^2 - b^2) [E_1 \mu_2 - E_2 (1 - \mu_1)]} \right\} z$$

E

同时, 激光阵列振荡于基超模时, 各发光单元的初始相位相同, 对于含 $2M$ 个发光单元, 空间周期为 d 的阵列的初始光场为

$$E(x, 0) = \sum_{m=-M}^M A_m \exp\left(\frac{i2\pi m x}{d}\right)$$

宽度为 s 的列阵单元发出的光为高斯分布^[1], 故而

$$A_m = \frac{1}{d} \int_0^s \exp\left[-\frac{(x-s/2)^2}{(s/2)^2}\right] \exp\left[-i2\pi \frac{m}{d} x\right] dx$$

自由空间中菲涅耳衍射的相干传递函数 $H(m, z)$ 为

$$H(m, z) = \exp(ikz) \exp(-i\pi \lambda m^2 / d^2)$$

从而, 距离列阵 z 处的光场为

$$E(x, z) = E(x, 0)H(m, z)$$



图 4 温度 120 °C 时反射镜体的轴向变形

Fig 4 The axial deformation of the reflecting mirror body at 120 °C.

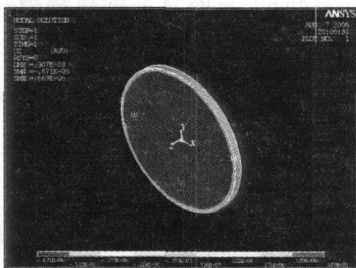


图 5 温度 -120 °C 时反射镜体的轴向变形

Fig 5 The axial deformation of the reflecting mirror body at -120 °C.

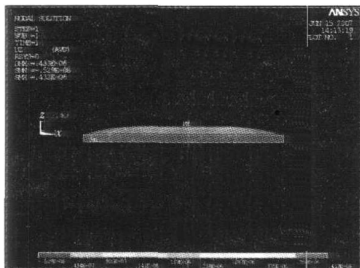


图 6 SC 反射镜经 600 W CW 相干半导体列阵照射后的轴向变形

Fig 6 The axial deformation of the reflecting mirror body illuminated with 600W CW phase-locked laser diode array

这个光电场表征了作用于反射镜表面的激光能量分布, 表明了相干堆叠列阵光场作用于舱外输出反射镜的趋势, 显然, 列阵输出光场使得舱外输出反射镜表面各处的形变具有了不一致的细微结构, 使得变形反射面带来的波前畸变结构变得复杂起来, 并且随着输出功率的增加而愈发严重。由图 6 可见, 反射镜经 600 W CW 相干半导体列阵照射后, 其轴向变形最大值为 0.433 μm。

关于受随时间变化的空间热环境影响, 舱外输出反射镜发生热变形对激光输出产生的影响, 以航天器处于日照区为例, 在地卫星轨道热环境舱外温度 120 °C, 600 W CW 半导体堆叠列阵照射航天激光源输出 SC 反射镜时, 镜面热变形带来的包含 86.5% 能量的光束半径展宽程度如图 12 所示, 可见, 镜面热变形导致光束能量严重分散。

若舱外输出反射镜面直径为 d , 热变形后的镜面中心增高为 m , 反射面变形后的等效曲率半径为 r 。激光束与其输出路径上第一个舱外输出反射镜的交点为 $A(x_A, y_A)$, 两舱外输出反射镜间距为 L , 激光束与其输出路径上第二个舱外输出反射镜的交点为 $B(x_B, y_B)$, 则由简单的追迹分析可知, 输出激光束中任意一条光线输出航天器后, 当其传输至位置 (x, y) 时, 由于舱外输出反射镜面热变形, 此光线偏离航天激光源瞄准目标的理想传输路线的偏移量为

$$\delta = \frac{y - y_B}{k_4} + x_B - (x_A - L)$$

式中
$$k_4 = \frac{2k_3 + K_2 k_3^2 - k_2}{1 + 2k_2 k_3 - k_3^2},$$

而
$$k_2 = \frac{k_1 + \tan\left[\frac{\pi}{2} - \arctan(-k_1)\right]}{1 - k_1 \tan\left[\frac{\pi}{2} - \arctan(-k_1)\right]},$$

且
$$k_1 = \frac{\sqrt{2 - \left[x_0 - L - \frac{\sqrt{2}(r-m)}{2}\right]^2}}{\left[x_0 - L - \frac{\sqrt{2}(r-m)}{2}\right]}$$

可见, 列阵在同一时刻输出的光束, 在经镜体发生热变形的舱外输出反射镜反射后, 到达输出口时, 与经镜体未发生热变形的舱外输出反射镜反射后, 到达输出口时, 各光线相互间的作用有所不同, 相位分布有所不同, 光强分布有所不同。反

射镜体热变形使得航天激光源出射光斑被展宽, 出射光斑能量密度下降, 出射光斑中心偏离目标, 因此, 必须采取针对性措施以抑制其对航天激光源带来的影响, 保障高质量的激光输出。

在轨道上运行的航天器温度随其所处坐标点的不同, 以不同幅度温升或温降, 在舱外输出反射镜的镜体径向和轴向周边受限且均不能自由释放热应力的高真空空间环境中, 镜体随温升而膨胀, 随温降而收缩, 并且镜体热变形状况随温度变化幅度大小不同而不同, 从而, 在轨热环境随时间向前推移而变化, 舱外输出反射镜变形形状况随时间向前推移而变化, 对航天激光源输出的影响随时间向前推移而变化, 因此, 保障输出激光束质量的预失真技术必须是自适应的。

3 航天半导体激光列阵预失真技术

真空环境中, 由于航天激光源的舱外输出反射镜热形变, 使经其反射的激光束产生波前畸变, 恶化了光束质量。该波前畸变反映了舱外输出反射镜热变形, 若在舱内添加合适的反射镜后, 通过探测当前舱外输出反射镜变形带给列阵输出的波前畸变, 并以其为驱动根据, 在激光束传输至舱外输出反射镜前, 通过控制激励, 使舱内添加的反射镜产生与舱外输出反射镜热变形相反的变形, 即预失真变形。这样可使列阵输出激光束经其反射后, 产生与经舱外输出反射镜反射后产生的波前畸变相反的波前畸变, 即预失真波前畸变。二者的作用相互抵消, 避免了最终输出航天器的激光束因舱外输出反射镜热变形而发生畸变, 因而抑制了镜面热变形对列阵输出激光质量的影响。

因为航天激光源的舱外输出反射镜形变是不规则的, 因此, 就必须如图 7 中的方格所示, 将输出激光束截面划分为足够小的微区域, 并通过探测各微区域波前斜率, 得知由舱外输出反射镜变形引起的波前畸变。然而, 舱外输出反射镜所在物理位置决定了无法以直接分光采集输出激光的方式获取畸变信息, 因此, 本文专门研发了独特的探测畸变方式——回波法及其实现器件和系统。通过测量 He-Ne 激光经舱外输出反射镜和输出口反射回波的波前畸变, 计算反射镜变形量和相应补偿量, 并以此为根据控制驱动器驱动舱内添加反射镜, 作预失真变形。舱内添加反射镜为图 8 中的 TM、DM 1、DM 2 相应驱动单元如图 7 (b)、

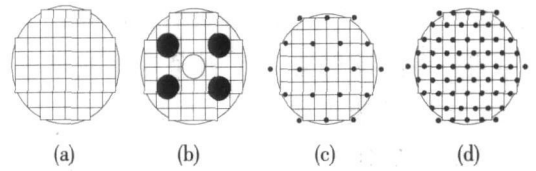


图 7 预失真航天半导体列阵微区域与驱动器位置示意图 (a) 对应列阵微区域划分; (b) 对应预失真倾斜镜; (c) 对应预失真变形镜 1; (d) 对应预失真变形镜 2

Fig 7 The schematic plan of the space-borne LDA micro domains and the actuators for predistortion (a) micro domains (b) mirror TM; (c) mirror DM 1; (d) mirror DM 2

(c)、(d) 圆点所示。

航天激光源在各个时刻可能服务于不同的对象, 各对象的工程需求可能不同, 因而其功率需求可能不同。即使对同一对象的工程需求而言, 随着激光源与目标距离改变等, 激光发射功率也必须随之而作适应性的改变, 否则, 不仅会造成航天器上极其宝贵而有限的功率的浪费, 甚至可能会造成损伤。因热变形随激光发射功率、随航天器当前运行所至的太空环境的不同而不同, 故而, 航天激光源及其预失真系统必须有较大的动态范围。同时, 航天器的功率非常有限和宝贵, 系统设计中, 预失真子系统必须在保障航天激光源能满足其服务的工程需求的前提下, 耗能经济, 因而, 航天激光源的预失真子系统应采用多级预失真信号拾取和处理。根据所探测到的相差状况, 由某单级 (预失真倾斜镜 (TM)、或预失真变形镜 1 (DM 1)、或预失真变形镜 2 (DM 2)) 提供足够预失真量, 以克服当前太空热环境对航天激光源所输出激光质量的影响。某单级工作时, 而其他两级就静默, 以节约资源; 同时, 在需要时, 可解耦联动补偿高能量激光束发射和极端恶劣的宇航环境带给航天激光源的影响。

基于此, 一方面, 设计航天预失真半导体列阵激光源如图 8 所示, 由锁定在基超模振荡的半导体列阵发出的激光束, 穿透反射镜 3 后, 经 TM、DM 1、DM 2 反射后, 再透过分光镜, 经反射镜 1 和反射镜 2 反射, 最后穿过激光输出口发送出航天器, 射向目标。同时, 由 He-Ne 激光器发出的激光, 经匹配扩束镜扩束和分光镜反射, 投射到反射镜 1 的反射面上, 再被反射到反射镜 2 的反射面

上。接着,由激光输出口逆向反射,经反射镜 2 和反射镜 1 反射至分光镜,透射后,经 DM 2、DM 1、TM 反射,再经反射镜 3 反射至变焦光学器件。经其调节后,透镜阵列的每一个微透镜聚焦自身入射光束于 CCD 上一个固定的像素阵列,相应光斑质心为 (x_c, y_c) ,通过计算可得出:

$$x_c = \frac{\sum_{i,j} x_{ij} I_{ij}}{\sum_{i,j} I_{ij}}, \quad y_c = \frac{\sum_{i,j} y_{ij} I_{ij}}{\sum_{i,j} I_{ij}}$$

式中 M 是此像素阵列式中的行数, N 是此像素阵列式中的列数, x_{ij} 是此像素阵列中像素 (i, j) 的 x 坐标, y_{ij} 是像素 (i, j) 的 y 坐标, I_{ij} 对应像素 (i, j) 的输出光强值。如果在反射镜 1 和反射镜 2 未发生变形时,一个光斑质心为 (x_{ck0}, y_{ck0}) ,那么,发生变形后,相应光斑质心要发生一定偏移而变为 (x_{ck1}, y_{ck1}) ,如果此微透镜的焦距为 f ,则相应光斑波前斜率为

$$g_{xk} = (x_{ck1} - x_{ck0}) / f$$

$$g_{yk} = (y_{ck1} - y_{ck0}) / f$$

对微透镜总数为 Ω 的微透镜阵列而言,各子孔径对应波前斜率

$$g_x = [g_{x1}, g_{x2}, g_{x3}, \dots, g_{x\Omega}]$$

$$g_y = [g_{y1}, g_{y2}, g_{y3}, \dots, g_{y\Omega}]$$

波前斜率反映了反射镜 1 和反射镜 2 等光路所经过的器件的变形带来的波前畸变,表征了相应变形量。在进行预失真闭环操作时,由变焦光学器件、透镜阵列、CCD 等,配合处理器,根据适时动态

测量出的畸变波前斜率 G ,通过 $V = R^+ \cdot G$ 求出驱动各个驱动器动作的控制电压。由处理器对其作进一步处理,并通过数模转换传递给高压放大器,驱动完成预失真的各个驱动器,使得完成与其对应区域内发生热变形器件的热变形相的变形,抵消器件热变形带给输出激光束的影响,保障输出质量。

对 TM、DM 1、DM 2 的 R^+ 的求取,均在航天激光光源制造阶段完成。在系统开环时,对其所属的各驱动器分别一一施加单位控制电压,并分别测量相应的波前斜率,从而得到控制电压与波前斜率矩阵 g 间的关系式 $g = R \cdot V$ 。 R 的广义逆矩阵就是 R^+ ,在轨运行时,测得波前斜率后,可直接调用。

在预失真倾斜镜与预失真变形镜配合操作时,前者的控制电压按波前斜率计算,

$$G_x = \frac{1}{\Omega} \sum_{k=1}^{\Omega} g_{xk}, \quad G_y = \frac{1}{\Omega} \sum_{k=1}^{\Omega} g_{yk}$$

而后者控制电压按波前斜率计算,

$$\Delta g_x = [g_{x1} - G_x, g_{x2} - G_x, g_{x3} - G_x, \dots, g_{x\Omega} - G_x]$$

$$\Delta g_y = [g_{y1} - G_y, g_{y2} - G_y, g_{y3} - G_y, \dots, g_{y\Omega} - G_y]$$

当波前斜率为 G ,需要 DM 1 与 DM 2 解耦联动操作时,如二者的 R 分别为 R_1 和 R_2 。由于二者各自满足一定的限定条件,例如 DM 2 满足限定条件 R_m , 则其扩展 R_2 为

$$R_2^* = \begin{bmatrix} R_2 \\ R_m \end{bmatrix}$$

对其求广义逆 R_2^{*+} , 则 DM 2 的控制电压

$$v_2 = R_2^{*+} \begin{bmatrix} G \\ 0 \end{bmatrix}$$

此后,留给 DM 1 的波前斜率为 $G - R_2 v_2$, 相应控制电压为

$$v_2 = R_1^+ G_1$$

在近地卫星为载体的航天激光光源实际运行中,当发送功率在一定范围内时,由环境温度,输出照射造成的输出反射镜热变形所导致波前畸变中,离焦占大部分,一级行程足够的 DM 即可消解舱外输出反射镜体畸变带给航天激光光源输出的影响。当航天激光输出功率非常高时,输出反射镜所处环境温度恶劣时,必须在探知波前畸变的基础上,由多级解耦联合补偿,消解热变形带来的影响。

4 系统运行结果与分析

用于实验的模拟宇航环境航天激光光源系统包

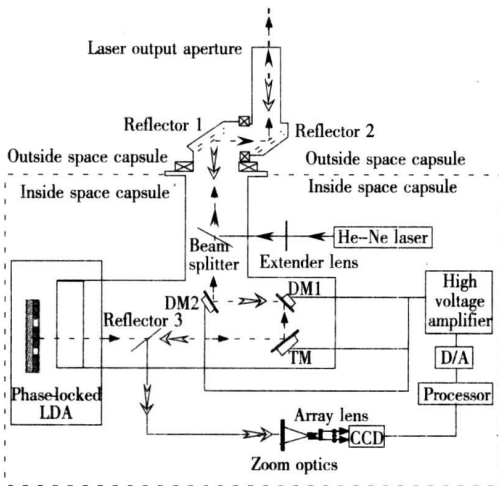


图 8 航天预失真半导体列阵激光光源示意图

Fig 8 Sketch map of the space-borne LDA predistortion laser source

含模拟舱内与模拟舱外两部分, 热隔离系统将二者相互绝热隔离, 并且将二者与外界隔离开。实验中, 模拟舱外通过可控加热装置和可控冷却装置, 模拟近地卫星在轨热环境; 模拟舱内通过恒温装置保持 20 °C 环境温度。对航天预失真半导体激光光源而言, 除了反射镜 1、反射镜 2 和激光输出口在模拟舱外, 其余子系统均置于模拟舱内。

He-Ne 激光器中心波长为 632.8 nm, 其光束发散角小于 0.1 mrad, 变焦光学器件的通光孔径为 100 mm, 子孔径数为 52。其所用的面阵 CCD 探测器测量帧频为 838 Hz。全套驱动器共计有 TM 驱动器 4 个, DM2 驱动器 19 个, DM2 驱动器 61 个, 其能够精确控制的最大的变形量为 6 μ。采用通用 DSP, 并为其专门编程后, 对感测的信息进行处理; 预失真补偿热变形能力如图 9, 对比图 10 所示可见, 效果良好。

针对在近地卫星轨道热环境和 600 W CW 半导体堆叠阵列照射带给航天激光光源输出 SC 反射镜变形的数量级, 采用如图 11 所示一级 19 单元 DM 补偿, 以相应运行测试结果为基础, 并以占输

出总能量 86.5% 为范围, 以舱外输出反射镜发生热变形后舱外输出光束宽度与未受热变形影响的

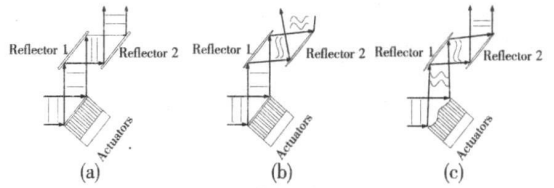


图 11 预失真补偿热变形示意图, (a) 无热变形时的激光输出; (b) 发生热变形但未补偿时的激光输出; (c) 为预失真补偿热变形后的激光输出

Fig 11 Sketch map of the predistortion technology for compensating heat distortion (a) the laser output without distortion (b) the laser output without compensation after heat distortion (c) the laser output with compensation after heat distortion

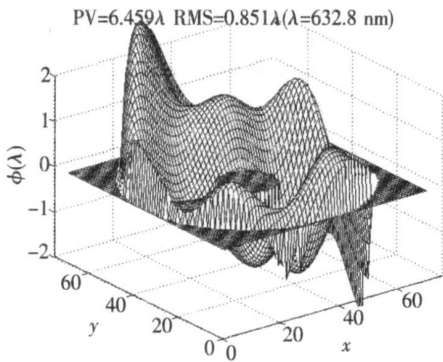


图 9 预失真补偿前输出波前

Fig 9 The wavefront before predistortion compensation

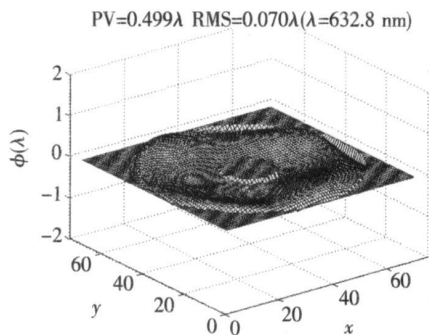


图 10 预失真补偿后输出波前

Fig 10 The wavefront after predistortion compensation

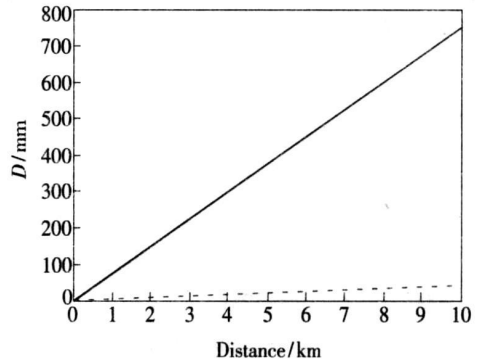


图 12 舱外温度 120 °C 时, 86.5% 能量束宽差值, 实线对应采用预失真补偿措施前, 圆点线对应采用预失真补偿措施后

Fig 12 D-value of beamwidth involving 86.5% energy at 120 °C, solid line indicates the uncompensated result, dotted line indicates the compensated result

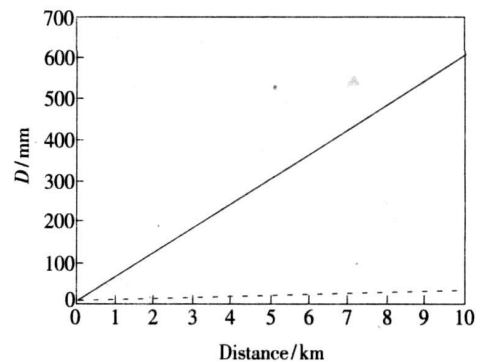


图 13 舱外温度 80 °C 时, 86.5% 能量束宽差值, 实线对应采用预失真补偿措施前, 圆点线对应采用预失真补偿措施后

Fig 13 D-value of beamwidth involving 86.5% energy at 80 °C, solid line indicates the uncompensated result, dotted line indicates the compensated result

输出光束宽度的差值为纵轴,即以 86.5% 能量束宽差值为纵轴,以天基激光源输出激光束传输距离为横轴,在舱外温度 120 °C 时,所得结果如图 12 所示;在舱外温度 80 °C 时,所得结果如图 13 所示。由图可见,镜体热变形使激光束能量严重分散,并随传播距离的增加呈近似线性地增长,发散很快;但在采用预失真补偿措施后,光能量得到有效聚敛,输出质量得到有效改善。

5 结 论

首次针对以航天器为承载平台的半导体列阵,展开航天激光源技术研究,进行了航天激光源空间热环境分析,给出了航天预失真半导体列阵

激光源技术。为使半导体列阵能在恶劣的空间热环境中正常工作,必须将其置于舱内,其输出通过舱外输出反射镜完成,然而,舱外输出反射镜受周围热环境影响,同时,受高能激光束的作用,产生随机热变形,导致输出能量发散,并且,镜面热变形同时导致镜面法向偏转,使得经其反射的光束产生较大的指向偏转误差,这大大降低了能够作用于目标之上的输出激光束的能量密度,严重恶化航天激光源输出光束质量,采用实现于潜望结构的预失真半导体列阵激光源技术后,相关运行实验证明,航天激光源能够适应宇航环境,输出质量能够得到有效保障。

参 考 文 献:

- [1] Apollonov V V, Derzhavin S I, Kislov V I, *et al*. Spatial phase locking of linear arrays of 4 and 12 wide-aperture semiconductor laser diodes in an external cavity [J]. *Quantum Electron*, 1998, **28**(3): 257-263.
- [2] Gao X, Zheng Y, Kan H, *et al*. Effective suppression of beam divergence for a high-power laser diode bar by an external cavity technique [J]. *Opt Lett*, 2004, **29**(4): 361-363.
- [3] Ramalis M V. Narrowing of high power diode laser arrays using reflection feedback from an etalon [J]. *Appl Phys Lett*, 2000, **77**(8): 1080-1081.
- [4] Chen Jianguo, Chen Habaq, Yang Hua, *et al*. General discussion on mode selectivity imposed by external cavity used to phase lock broad stripe diode arrays [J]. *J. Opt Commun.*, 2006, **27**(3): 163-167.
- [5] Hassaoui I, Michel N, Lecomte M, *et al*. In-phase coherent coupling of tapered lasers in an external Talbot cavity [J]. *SPE*, 2007, 64850E.
- [6] Apollonov V V, Derzhavin S I, Filonenko V A, *et al*. High power laser diode array phase-locking [J]. *SPIE*, 2000, **3889**: 134-146.
- [7] Apollonov V V, Derzhavin S I, Kislov V I, *et al*. Phase-locking of the 2d structures [J]. *Opt Express*, 1999, **4**(1): 19-26.
- [8] Apollonov V V, Derzhavin S I, Kislov V I, *et al*. Phase locking of eight wide-aperture semiconductor laser diodes in one-dimensional and two-dimensional configuration in an external Talbot cavity [J]. *Quantum Electron*, 1998, **28**(4): 344-346.
- [9] Fan Ning, Yang Linhua, Shi Ruiliang. Design of semiconductor laser collimator [J]. *Spacecraft Environment Engineering*, 2006, **23**(1): 51-55.
- [10] Takeuti Y, Zama S, Noda N. Thermal stresses problems in industry I: On thermoelastic distortion in machine metals [J]. *Thermal Stress*, 1978, **1**(2): 199-210.
- [11] Yang Xucan, Jin Jiansan. *Mechanics of Elasticity* [M]. Beijing: Higher Education Press, 1987.
- [12] Geyl R, Cayrel M. Low CTE glass SiC and beryllium for lightweight mirror substrates [C]. *SPIE*, Jena, Germany, 2005.
- [13] Tanaka C T, Webb K. Chemical vapour composite silicon carbide for space telescopes [C]. *SPIE Orlando, FL, USA*, 2006.
- [14] Murakami H. Japanese infrared survey mission IRIS (ASTRO-F) [J]. *SPIE*, 1998, **3356**: 471-477.
- [15] Lubarsky S K, Himelitch Y P. Lightweighted mirrors for space telescopes [J]. *SPIE*, 1994, **2199**: 938-944.
- [16] Petrovsky G T, Tokstoy M N, Lubarsky S V, *et al*. A 2.7-meter-diameter silicon carbide primary mirror for the SOFIA

telescope [J]. *SPIE*, 1994, **2199** 263-270.

- [17] Castel D, Calvel B, Lamy P, *et al*. The monolithic SiC telescope of the OSRIS narrow angle camera for the cometary mission ROSETTA [J]. *SPIE*, 1999, **3785** 56-65.
- [18] Shih C J, Ezis A. Application of hot-pressed silicon carbide to large high-precision optical structures [J]. *SPIE*, 1995, **2543** 24-37.

The Study of the Space-borne Phase-locked Laser Diode Array Technology with Predistortion

CAI Ran¹, RONG Jian¹, ZENG Lan², XUE Cai², CHEN Jian-guo³, CAI Gu-shun²,
HU Sh-jie⁴, CAO Jie⁵, DONG Ji-hui⁶, LIXiao-feng¹, HU Yu¹, LIN Wei-gan¹

(1. *Institute of Applied Physics, University of Electronic Science and Technology of China, Chengdu 610054, China;*

2. *Institute of Electronic Engineering, China Academy of Engineering Physics, Mianyang 621900, China;*

3. *Department of Optoelectronics, Sichuan University, Chengdu 610064, China;*

4. *Institute of Optics and Electronics, Chinese Academy of Sciences, Chengdu 610209, China;*

5. *Xi'an Institute of Optics and Precision Mechanics, Chinese Academy of Sciences, Xi'an 710119, China;*

6. *Shanghai Institute of Optics and Fine Mechanics, Chinese Academy of Sciences, Shanghai 201800, China)*

Abstract In active remote sensing electrooptical countermeasures, wireless optical remote transmitting and so on, the space-borne laser source carried by a space vehicle is indispensable, the function is unique, powerful and irreplaceable. For accomplishing the intended result in astronomical engineering or in aeronautical engineering, it is necessary to make the intended aim, whose size is finite, be irradiated by laser beam emitting from a right space-borne laser source, and the energy density of the laser beam that irradiates the aim must be enough high. Phase-locked laser diode array is small in size and light in weight, it is quite fit for performing the function of high power space-borne laser whose size must be exigent proper. Meanwhile, in space, the space thermal environment will be influenced by star, planet and space heat sink, a space vehicle is heated and cooled by turns, the change in temperature is violent. To avoid being damaged in space, in this paper, a phase-locked laser diode array who acts as the space-borne laser source in a space vehicle is placed inside the space capsule, only is reflected by the extravehicular reflecting mirrors, the laser beam that emits from the phase-locked laser diode array can pass through the outgoing mirror of the space-borne laser source, and then can transmit into space, the structure of the whole space-borne laser source is periscopic, even so, induced by the varied surrounding space thermal environment, and aggravated by the laser beam that the extravehicular reflecting mirrors reflect, the extravehicular reflecting mirrors will deform stochastically, so the output energy of the space-borne laser source is diverged. At the same time, the normal line of each reflecting mirror surface turns due to the reflecting mirror thermal distortion, so corresponding transferred laser beam has a large deflect, therefore the energy density of the laser beam that can be transmitted to the intended aim and then can treat the aim to be detracted greatly. The performance of the space-borne phase-locked laser diode array will suffer seriously. By way of theoretical derivation, finite element analysis and pertinent experiment, this paper presents clear ideas on the configuration of the space-borne laser source whose emitter is just a phase-locked laser diode array, on characteristics of the space thermal environment that can impact the extravehicular reflecting mirrors, on the optoelectrical field distribution of the phase-locked laser diode array who irradiates the extravehicular reflecting mirrors. Then it makes the laws that govern the action of the deformation of the extravehicular reflecting mirror clear. After that, the novel predistortion technology is presented. To perform the pro-

posed technology in the proposed periscopic space-borne laser source, firstly the wavefront error induced by the deformation of the extravehicular reflecting mirrors is sensed by the special sensing probe by means of the special echo wave method, after processed by the special processor, the controlled quantity for compensating the outgrowth of the deformation of the extravehicular reflecting mirrors can be obtained with suitable D/A, high voltage amplifier, the actuating mechanism makes the additive reflecting mirror inside the capsule shape correctly in time, so with right predistortion, after it to be done by the additive reflecting mirror, the laser beam that will be reflected by the extravehicular reflecting mirrors won't be deteriorated by the deformation of the extravehicular reflecting mirror, the experiment demonstrates that the proposed technology makes a space-borne laser diode array adapts to the space thermal environment, guarantees the quality of its output laser beam, this is significant for that laser diode array should be employed in space.

Key words phase-locked laser diode array; space-borne laser source; space flight environment; predistortion; beam quality

Received date 2007-08-25

欢迎订阅《光机电信息》(月刊)

《光机电信息》是一份为工程师、研究者、科学家和技术专家提供国内外有关激光和现代应用光学领域综合消息的月刊。它从技术和商业两方面报道和分析上述领域的最新研究进展和发展趋势,其特点是信息量大且传播速度快。

《光机电信息》以全方位的视角瞄准国际前沿,紧盯国内外激光和现代应用光学领域发展的热点和焦点,每期以专题形式发布。主要报道激光技术与应用、现代应用光学及先进加工制造技术等诸多读者感兴趣的领域。

《光机电信息》是国内致力于光电子领域的工程师、管理人员、科学家、研究者和技术专家的必读之物。《光机电信息》每月都会向其所服务的产业提供以下栏目:各种专题报道、市场纵横、科技简讯、产品放送、信息速递等。

《光机电信息》是一份每月发行量达 1000 余份的资深杂志,这意味着每年有数 10 万人次的顶级工程师和研究人员阅读《光机电信息》。您的广告会被所有《光机电信息》的读者看到。请抓住机遇,扩大贵公司在中国市场的知名度。

欲投放广告于《光机电信息》请按下列地址联系

联系人: 高晓萍

传 真: (0431) 85682346

电 话: (0431) 86176853

地 址: 长春市东南湖大路 16 号

邮 编: 130033

E-mail: xxfw@ciomp.ac.cn