



УДК 681.756.9; 621.47; 531.551; 535.313.2

УТОЧНЕННАЯ МОДЕЛЬ ОПТИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ КОСМИЧЕСКИХ МИНИ-АППАРАТОВ С ЛАЗЕРНОЙ ТЯГОЙ

М.С. Егоров^а, Ю.А. Резунков^а

^а ОАО «НИИ оптико-электронного приборостроения», Сосновый Бор, 188540, Российская Федерация
Адрес для переписки: laserinfo@newmail.ru

Информация о статье

Поступила в редакцию 10.06.15, принята к печати 25.06.15

doi:10.17586/2226-1494-2015-15-5-825-830

Язык статьи – русский

Ссылка для цитирования: Егоров М.С., Резунков Ю.А. Уточненная модель оптической системы космических мини-аппаратов с лазерной тягой // Научно-технический вестник информационных технологий, механики и оптики. 2015. Т. 15. № 5. С. 825–830.

Аннотация

Представлены результаты моделирования бортовой оптической системы космического мини-аппарата с лазерной реактивной тягой. Система позволяет принимать лазерную энергию независимо от взаимного направления оси приемного телескопа и направления движения мини-аппарата. Бортовая оптическая система построена с использованием таких элементов, как оптические шарниры и турели. В состав системы входит оптический переключатель – специальная система, обеспечивающая оптическую связь между приемным телескопом и лазерными реактивными двигателями. Моделирование и оптический расчет системы проведены с использованием специализированного программного обеспечения ZEMAX (Radiant Ltd). Цель расчетов состояла в определении размеров оптических элементов системы, требований к точности их изготовления и взаимной установки для обеспечения эффективной доставки энергии в лазерный реактивный двигатель. Расчеты выполнены с учетом ограничений по массе, габаритам и лучевой прочности оптических элементов, а также требований к характеристикам лазерного пучка на входной апертуре лазерного двигателя. Современные технологии изготовления облегченных космических зеркал из ситалла СО-115М позволяют изготовить зеркало с коэффициентом облегчения 0,72, а лучевая прочность оптических покрытий зеркал обеспечивается выше 5 Дж/см² для излучения с длиной волны 1,064 мкм при длительности импульса 10–20 нс. При согласованном диаметре передающего телескопа 1 м оптимальный диаметр приемного зеркала бортовой оптической системы составил 0,5 м. При этом обеспечивается прием не менее 84% лазерной энергии. Основные потери излучения возникают из-за неточной установки зеркал приемного телескопа и технологических ошибок изготовления зеркал в виде отклонения формы поверхности зеркал от параболической. Показано, что требования к точности взаимной установки зеркал телескопа и точность их изготовления являются достаточно высокими, но выполнимыми с учетом применения современных материалов и технологий. Разработанная бортовая оптическая система может использоваться как на космических аппаратах с лазерной тягой, так и в перспективной технологии беспроводной передачи энергии с использованием лазеров.

Ключевые слова

бортовая оптическая система, турель, оптический шарнир, оптический переключатель, мини-аппарат, лазерная тяга.

REFINED MODEL OF THE OPTICAL SYSTEM FOR SPACE MINI-VEHICLES WITH LASER PROPULSION

M.S. Egorov^a, Yu.A. Rezunkov^a

^а PLC “Scientific research Institute for Optoelectronic Instrument Engineering”, Sosnovy Bor, 188540, Russian Federation
Corresponding author: laserinfo@newmail.ru

Article info

Received 10.06.15, accepted 25.06.15

doi:10.17586/2226-1494-2015-15-5-825-830

Article in Russian

For citation: Egorov M.S., Rezunkov Yu.A. Refined model of the optical system for space mini-vehicles with laser propulsion. *Scientific and Technical Journal of Information Technologies, Mechanics and Optics*, 2015, vol. 15, no. 5, pp. 825–830.

Abstract

Simulation results for on-board optical system of a space mini-vehicle with laser propulsion are presented. This system gives the possibility for receiving theremote laser radiation power independently of a system telescope mutual orientation to the vehicle orbiting direction. The on-board optical system is designed with the use of such optical elements as optical hinges and turrets. The system incorporates the optical switch that is a special optical system adapting optically both receiving telescope and laser propulsion engines. Modeling and numerical simulation of the system have been performed with the use of ZEMAX software (Radiant Ltd). The object matter of calculations lied in size definition of system optical elements, requirements to accuracy of their manufacturing and reciprocal adjusting to achieve an efficient radiation energy delivery to

laser propulsion engine. Calculations have been performed with account to the limitations on the mini-vehicle mass, its overall dimensions, and radiation threshold density of the optical elements utilized. The requirements to the laser beam quality at the entrance aperture of laser propulsion engine have been considered too. State-of-the-art optical technologies make it possible to manufacture space reflectors made of CO-115M glassceramics with weight-reducing coefficient of 0.72 and the radiation threshold of 5 J/cm² for the radiation with a 1.064 microns wavelength at 10-20 ns pulse duration. The optimal diameter of a receiving telescope primary mirror has been 0.5 m when a coordinated transmitting telescope diameter is equal to 1 m. This provides the reception of at least 84% of laser energy. The main losses of radiation energy are caused by improper installation of receiving telescope mirrors and by in-process errors arising at manufacturing the telescope mirrors with a parabolic surface. It is shown that requirements to the in-process admissible errors for the on-board optical system elements and to their mutual adjustment accuracy are enhanced, but they are feasible at the same time. The proposed on-board optical system are usable both for space mini-vehicle with laser propulsion and for wireless technology of energy delivery through space with the use of lasers.

Keywords

on-board optical system, turret, optical hinge, optical switch, mini-vehicle, laser propulsion.

Введение

Важной особенностью космических мини-аппаратов (мини-КА) и в целом космических аппаратов (КА) малого класса является жесткое ограничение на энергопитание бортовой аппаратуры, в состав которой входит электрореактивная двигательная установка [1]. В зависимости от функционального назначения аппарата для ее питания могут потребоваться солнечные батареи большой мощности. Но с ростом мощности батарей неизбежно растут их масса, размеры и момент инерции аппарата. Из-за вынужденного уменьшения мощности батареи существует ограничение на общий запас маневренности КА малого класса.

Особенностью мини-КА с лазерной тягой является то, что для его функционирования используются удаленный лазерный источник энергии и специальная бортовая оптическая система (БОС). Использование концепции тяги [2, 3], создаваемой направленной энергией, для управления мини-КА позволяет повысить массу полезной нагрузки на аппарате, увеличить запас рабочего вещества, обеспечить продолжительный ресурс нахождения аппарата на орбите.

При использовании удаленного лазера БОС должна обеспечивать прием и преобразование лазерного пучка для эффективной работы двигательной установки. Ранее авторами были предложены принципы построения такой БОС [4].

В настоящей работе с помощью программного обеспечения ZEMAX 14 (Radiant, Ltd) [5] выполнен анализ требований к качеству оптических элементов и точности взаимной установки элементов БОС мини-КА, необходимые для обоснования возможности ее создания.

Бортовая оптическая система

На рис. 1 изображена схема БОС мини-КА [4], обеспечивающая прием и преобразование лазерного пучка, доставку лазерной энергии к лазерному реактивному двигателю [6].

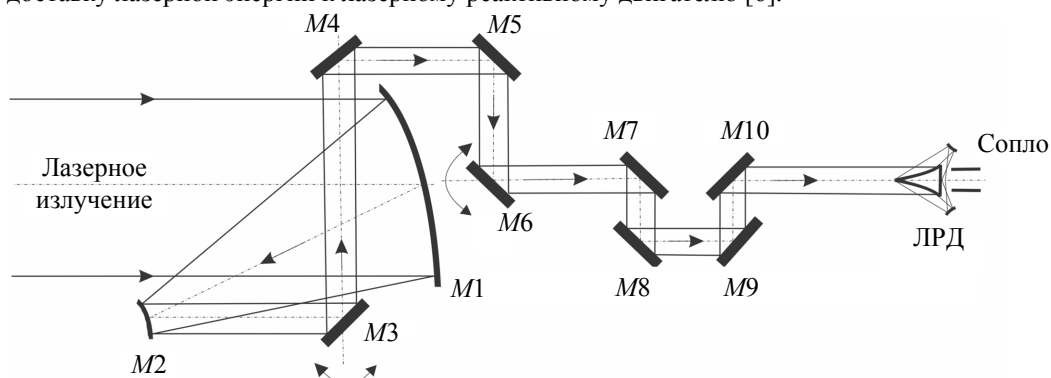


Рис. 1. Схема оптического канала бортовой оптической системы мини-КА:
M1 – M10 – зеркала; ЛРД – лазерный реактивный двигатель

Независимость направления оси приемного телескопа (зеркала M1, M2) от направления движения мини-КА обеспечивается тем, что используется турельная система на основе оптических шарниров (зеркала M3–M6) [7], благодаря которой выполняется прием лазерного излучения в широком диапазоне углов: на 170° вокруг оси, проходящей через зеркала M3–M4, и с сектором обзора по азимуту в 120° вокруг оси, проходящей через зеркала M6–M7. Для установки оптической оси приемного телескопа в направлении на лазерный источник используются исполнительные поворотные устройства.

В зависимости от выполняемого маневра аппарата используется специальная оптическая система – оптический переключатель (зеркала M7–M10), которая осуществляет оптическую связь между приемной

оптической системой (зеркала $M1$ – $M6$) мини-КА и соответствующими лазерными реактивными двигателями (ЛРД). Подробная схема оптического переключателя и его работа описаны в [4].

Силовые приводы поворотных устройств приемного телескопа и оптического переключателя могут быть построены, например, с использованием шаговых двигателей. Концентратор лазерного пучка является неотделимым элементом оптической системы мини-КА, в функции которого входит формирование требуемого пространственного профиля интенсивности в области взаимодействия излучения с рабочим веществом (топливом) в реактивном сопле ЛРД на протяжении длительного времени функционирования аппарата. В качестве концентратора лазерного пучка используется оптическая система аэрокосмического лазерного реактивного двигателя (АКЛРД), разработанного авторами ранее [6]. Применение асферической оптики в качестве оптических поверхностей концентратора позволяет исключить влияние некоторых аберраций (например, сферической аберрации) на характеристики лазерного излучения. Для функционирования лазерного двигателя необходимо выполнение одного из условий, заключающегося в том, что входной лазерный пучок должен иметь плоский или близкий к нему волновой фронт. Это условие накладывает требования на точность сборки, юстировки и качества оптических поверхностей всего оптического канала БОС (рис. 1) до входной апертуры ЛРД.

Методика определения габаритных размеров оптики БОС

Приемный телескоп, составленный из зеркал $M1$ и $M2$, относится к внеосевым афокальным системам кассегреневского типа (внеосевая афокальная система Мерсенна [8]), в котором зеркала имеют параболическую оптическую поверхность, а фокусы совпадают. На выходе такого телескопа формируется параллельный пучок излучения.

Предполагается, что мини-КА в процессе маневрирования может удаляться от лазерного источника на расстояние до 200–300 км. Из-за того, что лазерное излучение имеет конечную расходимость, необходимо согласовать диаметр D_0 передающего зеркала с диаметром D приемного зеркала телескопа мини-КА. Ограничение сверху на диаметр D приемного зеркала накладываемыми ограничениями по массе и габаритам зеркала с учетом современного уровня изготовления облегченных зеркал. Например, коэффициент облегчения для зеркал из ситалла СО-115М равен 0,72 [9]. Ограничение снизу на диаметр D приемного зеркала зависит от характера распределения интенсивности излучения в плоскости приемного телескопа и количества принимаемой лазерной энергии. Диаметр $D_в$ лазерного пучка на выходе приемного телескопа (после зеркала $M2$) определяется в рассматриваемом случае уменьшением телескопической системы, а также уровнем лучевой прочности поверхностей оптических элементов. Современный уровень технологий производства отражающих покрытий позволяет обеспечить их лучевую прочность не менее 5 Дж/см² в импульсе длительностью 10–20 нс (пиковая плотность мощности 500 МВт/см²) для излучения с длиной волны 1,064 мкм и коэффициентом отражения 0,995–0,998% [10].

Для мини-КА предполагается использовать промежуточные оптические элементы с минимальными апертурами. При этом они должны обеспечить передачу лазерной энергии без нарушений лучевой прочности этих оптических элементов.

По оценкам [11], в случае коррекции орбиты мини-КА массой 100 кг, находящегося на низких орбитах, потребуется излучение суммарной средней мощностью 13–20 кВт (в зависимости от начальной орбиты КА до выполнения коррекции и величины изменения высоты его орбиты). При этом на один двигатель приходится 6 кВт средней мощности (120 Дж в импульсе на частоте 50 Гц). Следовательно, световой диаметр апертуры зеркал $M2$ – $M10$ БОС должен быть не менее 0,055 м.

Требования к характеристикам лазерного пучка на входной апертуре АКЛРД определены в [12], в частности:

- допустимый наклон оси лазерного пучка на входной апертуре АКЛРД относительно оптической оси АКЛРД – не более 10 мрад;
- допустимое отклонение волнового фронта от плоскости на краю входной апертуры АКЛРД радиусом 50 мм – не более $7,36\lambda$ (λ – длина волны лазерного излучения, равная 1,064 мкм).

Результаты оптического расчета и оценки требований к оптическим элементам БОС

Для определения диаметра приемного зеркала с учетом указанных выше ограничений с целью приема 84% энергии излучения выполнены расчеты с использованием следующих соотношений [13, 14]:

$$D \cdot D_0 = 4\lambda L_d, \quad (1)$$

$$\eta_{эфф} = 1 - J_0^2 \left(\frac{\pi}{2} \cdot \frac{D \cdot D_0}{\lambda} \right) - J_1^2 \left(\frac{\pi}{2} \cdot \frac{D \cdot D_0}{\lambda} \right), \quad (2)$$

где L_d – расстояние до границы начала увеличения размера пучка из-за дифракции; $\eta_{эфф}$ – эффективная доля полной энергии лазерного излучения, перехватываемой приемным зеркалом диаметром D бортовой оптической системы мини-КА; J_0 и J_1 – функции Бесселя нулевого и первого порядка соответственно.

Формула (1) связывает диаметры приемной и передающей оптики (D не менее D_0), при которых на расстояниях меньше L_d энергия излучения принимается полностью, а на расстояниях больше L_d – частично. Результаты расчетов изображены на рис. 2, где ось абсцисс имеет логарифмический масштаб.

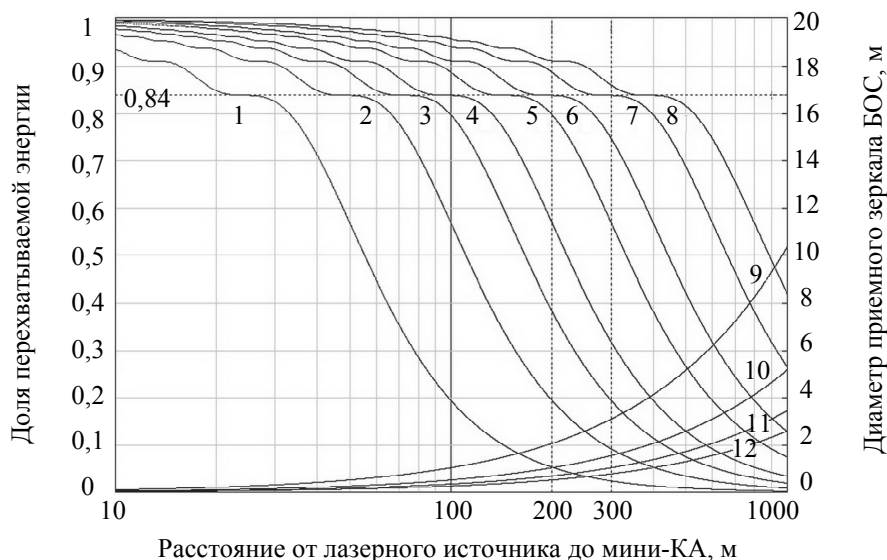


Рис. 2. Зависимости диаметра приемного зеркала бортовой оптической системы (кривые 9–12) и доли энергии, принимаемой этим зеркалом (кривые 1–8), от расстояния между лазерным источником и мини-аппаратом, а также диаметра излучающей и приемной апертур для излучения с длиной волны 1,064 мкм

На рис. 2 кривые 1–4 соответствуют доле энергии, принимаемой приемным зеркалом БОС (D равен 0,25 м, 0,5 м, 0,75 м, 1 м соответственно), при $D_0 = 0,25$ м, при этом зависимость диаметра приемного зеркала от расстояния между лазерным источником и мини-КА представлена кривой 9. Кривые 2, 4–6 соответствуют доле принимаемой энергии при $D_0 = 0,5$ м, а диаметр приемного зеркала в этом случае определяется кривой 10. Кривые 4, 6–8 построены при $D_0 = 1$ м. Видно, что на расстояниях 200–300 км от лазерного источника доля принимаемой энергии много меньше 84% при $D < 1$ м. При $D = 1$ м (кривая 8) систему можно считать приемлемой по энергии, но диаметр приемного зеркала (около 1 м) является достаточно большим для мини-КА.

Наиболее подходящим вариантом для передачи энергии на расстояние 200 км являются значения $D_0 = 1$ м, $D = 0,5$ м (кривые 6 и 12 на рис. 2); на расстояние 300 км $D_0 = 1$ м, $D = 0,75$ м (кривые 7 и 12 на рис. 2). Следует отметить, что современные мобильные системы мощных лазеров имеют апертуру передающего зеркала около 1 м [15].

С учетом ограничения по лучевой прочности покрытий минимальный диаметр лазерного пучка на выходе приемного телескопа (зеркала $M1$ и $M2$) при энергии излучения 120 Дж должен быть не менее 0,055 м. Обычно по лучевой прочности устанавливается двукратный запас, тогда световой диаметр зеркал должен быть не менее 0,110 м, что близко по величине к входной апертуре АКЛРД [6]. Коэффициент уменьшения телескопа M :

$$M = \frac{D}{D_B} = \frac{F_{M1}}{F_{M2}} = 4,5,$$

где F – фокусное расстояние зеркал $M1$ и $M2$ телескопа.

Световой диаметр $d_{св}$ промежуточных наклонных плоских зеркал $M3$ – $M10$ (рис. 1) равен

$$d_{св} = \frac{D_B}{\cos(45^\circ)} = 0,155 \text{ м.}$$

В табл. 1 приведены геометрические характеристики варианта бортовой оптической схемы, используемые для расчетов в программе ZEMAX. В табл. 2 приведены основные оптические характеристики афокального приемного телескопа БОС.

Оценка требований к качеству оптических элементов БОС и точности их взаимной установки проводилась с учетом указанных выше требований к характеристикам лазерного излучения на входной апертуре АКЛРД и следующих условий:

- излучение от лазерного источника направляется на приемный телескоп БОС с точностью не хуже 10^{-4} рад (стандартная точность систем наведения лазерного пучка) [16];
- излучение от лазерного источника распространяется в изотропном пространстве без потерь излучения.

В табл. 3 приведены результаты оценки допустимых отклонений от идеальной схемы формы поверхности оптических элементов БОС и точности их установки. Линейные величины приведены в

долях длины волны (1,064 мкм). Максимальная величина каждого отклонения определялась исходя из условия допустимой потери энергии 10% на входной плоскости ЛРД. Рассматривались следующие отклонения от идеальной схемы:

- изменение осевого расстояния Δz между зеркалами $M1$ и $M2$ телескопа;
- децентрировка (ошибка соосности) Δy осей зеркал $M1$ и $M2$ телескопа;
- производственная ошибка Δe , связанная с изменением эксцентриситета образующих поверхности зеркал $M1$ и $M2$ телескопа (отклонение от параболичности);
- наклон $\Delta \alpha$ осей зеркал $M1$ и $M2$ телескопа.

Зеркало	Радиус кривизны, м	Диаметр апертуры, м	Смещение апертуры, м	Коническая константа, e^2	Расстояние, м
$M1$	-1,50	0,50	0,50	-1	-0,63
$M2$	-0,24	0,12	0,078	-1	0,35
$M3$	Бесконечность	0,20	0,42	0	-0,50
$M4$	Бесконечность	0,20	0,30	0	0,20
$M5$	Бесконечность	0,20	0,21	0	-0,50
$M6$	Бесконечность	0,20	0,15	0	0,50
$M7$	Бесконечность	0,20	0,10	0	-0,30
$M8$	Бесконечность	0,20	0,075	0	0,30
$M9$	Бесконечность	0,20	0,05	0	-0,20
$M10$	Бесконечность	0,20	0,04	0	0,50

Таблица 1. Геометрические характеристики варианта БОС

Относительное отверстие зеркала $M1$, D_{M1}/F_{M1}	1:1,5
Диаметр апертуры зеркала $M1$, м	0,5
Относительное отверстие зеркала $M2$, D_{M2}/F_{M2}	1:1
Увеличение телескопа, град	6,25
Поле зрения телескопа, град	$\pm 0,1$

Таблица 2. Оптические характеристики афокального приемного телескопа БОС

Отклонение	Δz	Δy	Δe_{M1}	Δe_{M2}	$\Delta \alpha$
Величина	943λ	92λ	$4 \cdot 10^{-5}$	$6 \cdot 10^{-4}$	0,01 рад

Таблица 3. Допустимые отклонения от идеальной схемы элементов БОС

Как видно из табл. 3, предъявляются повышенные требования к точности изготовления и взаимной установки зеркал приемного телескопа БОС. Плоские зеркала достаточно изготовить в соответствии со стандартной технологией. Конечное зеркало $M10$ БОС ограничивает допустимый наклон лазерного пучка и имеет максимальную апертуру с учетом допустимых ограничений по массе и габаритам БОС. В рассматриваемой БОС для уменьшения массы промежуточной оптики и уменьшения диаметра зеркал необходимо обеспечить юстировку промежуточных плоских зеркал с точностью не хуже 0,3 мкрад.

Заключение

В работе представлена БОС приема и преобразования лазерного излучения для мини-аппарата с лазерной реактивной тягой. Показано, что оптимальный диаметр приемной оптики БОС для приема не менее 84% лазерной энергии равен 0,5 м при согласованном диаметре передающего телескопа 1 м. Из-за ошибок, возникающих в результате производства оптических элементов, а также ошибок их взаимной юстировки возрастают потери лазерной энергии, необходимой для создания реактивной тяги. В работе показано, что основной вклад в потери энергии вносят оптические элементы приемного телескопа БОС. В результате моделирования с помощью программы ZEMAX показано, что требования к точности взаимной установки зеркал телескопа и точность их изготовления являются хотя и повышенными, но выполнимыми. Разработанная БОС может использоваться в технологии беспроводной передачи энергии.

References

1. Kulkov V.M., Obukhov V.A., Yegorov Yu.G., Belik A.A., Krainov A.M. Comparative evaluation of the effectiveness of the application of perspective types of electric propulsion thrusters in the small spacecraft. *Vestnik of SSAU*, 2012, no. 3–1(34), pp. 187–193. (In Russian)
2. Kantrowitz A. Propulsion to orbit by ground-based lasers. *Astronautics and Aeronautics*, 1972, vol. 10, no. 5, pp. 74–76.
3. Bunkin F.V., Prokhorov A.M. Use of a laser energy source in producing a reactive thrust. *Soviet Physics Uspekhi*, 1976, vol. 19, pp. 561–573. doi: 10.1070/PU1976v019n07ABEH005273

4. Egorov M.S., Rezunkov Yu.A., Nosatenko P.Ya. Optical system of a minispacecraft with laser reactive thrust. *Journal of Optical Technology (A Translation of Opticheskii Zhurnal)*, 2014, vol. 81, no. 9, pp. 526–530. doi: 10.1364/JOT.81.000526
5. *ZEMAX 13 SP4 Optical Design Program*. User's Manual. Radiant Zemax LLC, 2015, 859 p.
6. Ageichik A.A., Egorov M.S., Rezunkov Ju.A., Safronov A.L., Stepanov V.V. *Aerospace Laser Jet Engine*. Patent RF, no. 2266420, 2005.
7. Sivtsov G.P. *Prostranstvennyye Opticheskie Sistemy* [Spatial Optical System]. Novosibirsk, SGGa Publ., 2011, 331 p.
8. Gaivoronskii S.V., Zverev V.A. Versions of a mirror-objective composite based on an optical system of Gregory and Cassegrain objectives. *Journal of Optical Technology (A Translation of Opticheskii Zhurnal)*, 2012, vol. 79, no. 2, pp. 84–87.
9. Savitskii A.M., Sokolov I.M. Questions of constructing lightened primary mirrors of space telescopes. *Journal of Optical Technology (A Translation of Opticheskii Zhurnal)*, 2009, vol. 76, no. 10, pp. 666–669.
10. Ershov A.V., Mashin A.I. *Mnogosloynye Opticheskie Pokrytiya. Proektirovanie, Materialy, Osobennosti Tekhnologii Polucheniya Metodom Elektronoluchevogo Ispareniya* [Multilayer Optical Coatings. Design, Materials, Technology of Electron Beam Evaporation Method], Nizhnii Novgorod, NNSU Publ., 2006, 99 p.
11. Egorov M.S., Rezunkov Yu.A., Repina E.V., Safronov A.L. Laser corrective propulsion plant for spacecraft. *Journal of Optical Technology (A Translation of Opticheskii Zhurnal)*, 2010, vol. 77, no. 3, pp. 8–15.
12. Ageichik A.A., Egorov M.S., Rezunov Yu.A. The effect of aberrations on the focusing of laser radiation in a composite optical concentrator. *Journal of Optical Technology (A Translation of Opticheskii Zhurnal)*, 2007, vol. 74, no. 8, pp. 563–568.
13. Romanov N.A., Rodionov A.Yu., Sherstobitov V.E., Semenov V.E. Optical problems of laser radiation transport in the LOTV concept. *Proc. 2nd Int. Symposium on Beamed Energy Propulsion*. Sendai, Japan, 2004, vol. 702, pp. 310–321. doi: 10.1063/1.1721010
14. Kare J.T. Vehicle and system concepts for laser orbital maneuvering and interplanetary propulsion. *Proc. 1st Int. Symposium on Beamed Energy Propulsion*. Huntsville, Alabama, USA, 2003, vol. 664, pp. 662–673. doi: 10.1063/1.1582151
15. Billman K.W., Horwitz B.A., Shattuck P.L. Airborne laser system common path/common mode design approach. *Proceedings of SPIE - The International Society for Optical Engineering*, 1999, vol. 3706, pp. 196–203. doi: 10.1117/12.356958
16. Gryaznov N.A., Kondratiev A.S., Lopota A.V., Sosnov E.N. Automation algorithms for space optical communication line. *Robotics and Technical Cybernetics*, 2014, no. 2(3), pp. 45–49. (In Russian)

- | | |
|------------------------------------|--|
| Егоров Максим Сергеевич | – старший научный сотрудник, ОАО «НИИ оптико-электронного приборостроения», Сосновый Бор, 188540, Российская Федерация, laserinfo@newmail.ru |
| Резунков Юрий Александрович | – доктор технических наук, начальник лаборатории, ОАО «НИИ оптико-электронного приборостроения», Сосновый Бор, 188540, Российская Федерация, yuri@sbor.net |
| Maxim S. Egorov | – Senior scientific researcher, PLC “Scientific research Institute for Optoelectronic Instrument Engineering”, Sosnovy Bor, 188540, Russian Federation, laserinfo@newmail.ru |
| Yuri A. Rezunkov | – D.Sc., Laboratory head, PLC “Scientific research Institute for Optoelectronic Instrument Engineering”, Sosnovy Bor, 188540, Russian Federation, yuri@sbor.net |