

МЕТОДИКА РАСЧЕТА ЭНЕРГЕТИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ПОДСИСТЕМ МОБИЛЬНЫХ МНОГОФУНКЦИОНАЛЬНЫХ ЛАЗЕРНЫХ ЭНЕРГЕТИЧЕСКИХ УСТАНОВОК НА ОСНОВЕ ВОЛОКОННЫХ ЛАЗЕРОВ

Авдеев А.В.^{1*}, Каторгин Б.И.^{2**}, Метельников А.А.^{1***}

¹ Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет),
МАИ, Волоколамское шоссе, 4, Москва, 125993, Россия

² НПО «Энергомаш им. академика В.П. Глушко»,
ул. Бурденко, 1, Химки, 141400, Россия

* e-mail: alex021894@mail.ru

** e-mail: bikator@mail.ru

*** e-mail: Metelnikov91@gmail.com

Статья поступила в редакцию 12.03.2019

Предметом исследования являются энергетические характеристики подсистем генерации, преобразования и передачи энергии, а также отвода тепла многофункциональных лазерных энергоустановок (МЛЭУ) на основе волоконных лазеров. В статье предложена методика расчета характеристик МЛЭУ. Приведены результаты апробации разработанной методики для расчета параметров МЛЭУ, решающей задачу борьбы с фрагментами космического мусора (ФКМ). Представленные методики могут быть использованы для комплексной оценки параметров подсистем МЛЭУ и разработки рекомендаций по ее применению.

Ключевые слова: космический мусор, многофункциональная лазерная энергоустановка, волоконный лазер.

Введение

Для решения ряда перспективных задач [1–12] современные космические аппараты (КА) с МЛЭУ должны одновременно решать задачи генерации, преобразования, передачи энергии (лазерного излучения) и отвода тепла. Кроме этого, должны быть решены задачи коррекции орбиты КА и его маневрирования. В современных проектах данные задачи рассмотрены частично, а иногда и на уровне экспертных оценок [1–7]. Поэто-

му для реализации системного подхода на этапе проектирования требуется создать методику разработки МЛЭУ, рассматривающую решение всех вышеперечисленных задач в комплексе.

На основании приведенных задач можно выделить следующие подсистемы КА с МЛЭУ (табл. 1).

Принципиальная схема МЛЭУ приведена на рис. 1. Не рассматриваемые в работе связи отмечены пунктирной линией.

Таблица 1

Подсистемы МЛЭУ

Подсистема	Задача системы
Электропитания (далее система электропитания – СЭП)	Генерировать требуемое количество электроэнергии
Лазерная (далее лазерная система – ЛС)	Создание требуемой плотности энергии лазерного излучения E на объекте, находящемся на расстоянии L , и удержание лазерного пятна на объекте в течение времени t
Управления движением (далее система коррекции и маневрирования – СКМ)	Коррекция орбиты КА и маневрирование
Обеспечения теплового режима (далее система обеспечения теплового режима – СОТР)	Обеспечение температурных режимов подсистем КА с МЛЭУ

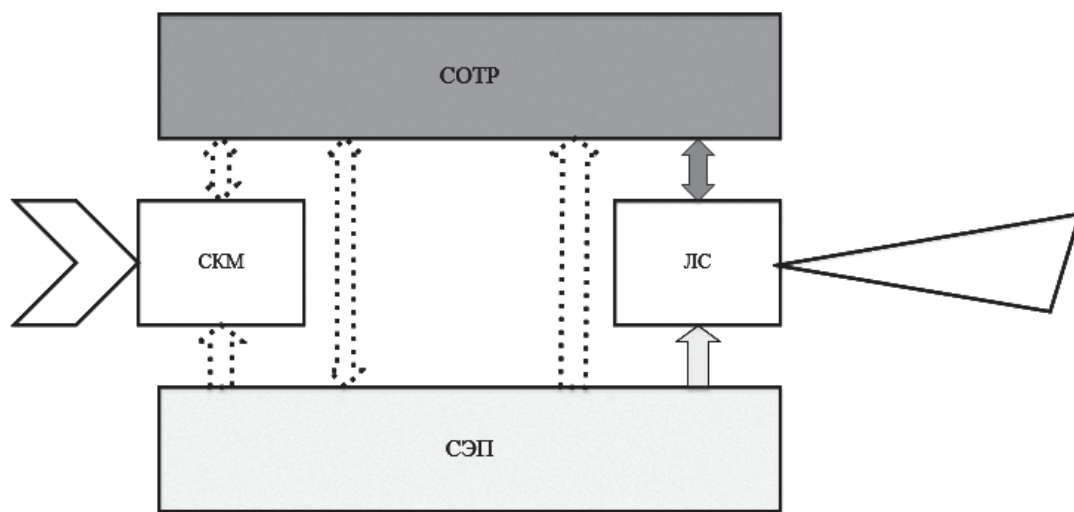


Рис. 1. Принципиальная схема МЛЭУ

В данной работе предложена методика определения параметров подсистем ЛС, СЭП и СОРТ КА с МЛЭУ. Разработанная методика применена для анализа параметров подсистем КА с МЛЭУ на основе волоконных лазеров, решающей задачу очистки околоземного пространства от ФКМ.

Для разработки методики анализа параметров ЛС и согласования их с СОРТ и СЭП требуется:

1) разработать методику определения требований к режиму работы ЛС, соответствующему решаемой задаче (заданному способу функционирования):

$$F_{\text{сп}}(X_{\text{задача}}) = Y_{\text{режим}},$$

где $X_{\text{задача}}$ – вектор параметров, соответствующий рассматриваемой задаче; $Y_{\text{режим}}$ – вектор параметров, характеризующий режим работы ЛС;

2) разработать методику расчета параметров ЛС исходя из параметров режима работы:

$$F_{\text{ЛС}}(Y_{\text{режим}}) = X_{\text{ЛС}},$$

где $X_{\text{ЛС}}$ – параметры ЛС, требуемые для реализации работы ЛС в режиме с параметрами $Y_{\text{режим}}$;

3) разработать методику определения требований к основным параметрам СЭП и СОРТ для ЛС с параметрами $X_{\text{ЛС}}$:

$$F_{\text{СОРТ}}(X_{\text{ЛС}}) = X_{\text{СОРТ}},$$

$$F_{\text{СЭП}}(X_{\text{ЛС}}) = X_{\text{СЭП}},$$

где $X_{\text{СОРТ}}$ и $X_{\text{СЭП}}$ – параметры систем СОРТ.

Методика определения режима работы ЛС для очистки околоземного пространства в составе КА с МЛЭУ

Считаем, что для очистки околоземного пространства необходимо понизить орбиту ФКМ $H^{\text{ФКМ}}$ на величину $\Delta h^{\text{ФКМ}}$. Тогда, согласно [1], требуемое значение характеристической скорости для изменения орбиты ФКМ составит:

$$\Delta v^{\text{ФКМ}} = \sqrt{\frac{2\mu r_2}{r_1(r_1 + r_2)}} - \sqrt{\frac{\mu}{r_1}}. \quad (1)$$

Здесь μ – гравитационный параметр Земли ($\mu = 3,986 \cdot 10^5 \text{ км}^3/\text{с}^2$);

$$r_1 = H^{\text{ФКМ}} + R_3;$$

$$r_2 = H^{\text{ФКМ}} + \Delta h^{\text{ФКМ}} + R_3,$$

где R_3 – экваториальный радиус Земли, $R_3 = 6378,14 \text{ км}$.

Для случая ФКМ, имеющего орбиту $H^{\text{ФКМ}} = 1000 \text{ км}$, изменение орбиты $\Delta h^{\text{ФКМ}}$ лежит в диапазоне [50; 900] км. Тогда полученные по формуле (1) значения $\Delta v^{\text{ФКМ}}$ должны лежать в диапазоне [12,5; 242,7] м/с.

Для выбора длительности импульса воспользуемся соотношением [2]:

$$\tau_{\text{ЛС}} = \left(\frac{J^{\text{ФКМ}}}{4,79 \cdot 10^8} \right)^2, \quad (2)$$

где $J^{ФКМ}$ – плотность энергии, создаваемая на ФКМ, Дж/м²; $\tau_{ЛС}$ – длительность импульса, с.

Зависимость (2) справедлива для длительностей импульса более 10 пс.

Тогда зависимость между плотностями мощности $P^{ФКМ}$ и энергии $J^{ФКМ}$ имеет вид:

$$P^{ФКМ} = J^{ФКМ} / \tau_{ЛС} = \frac{(4,79 \cdot 10^8)^2}{J^{ФКМ}}$$

Согласно [3] создаваемая на ФКМ плотность мощности $P^{ФКМ}$ должна лежать в диапазоне [10¹¹; 10¹⁴] Вт/м². На рис. 2 приведена зависимость оптимальных значений времени импульса $\tau_{ЛС}$ и плотности энергии $J^{ФКМ}$ от плотности мощности $P^{ФКМ}$.

Изменение скорости за один импульс определяется согласно выражению [3]:

$$\Delta V_{имп} = C_m J^{ФКМ} S / m,$$

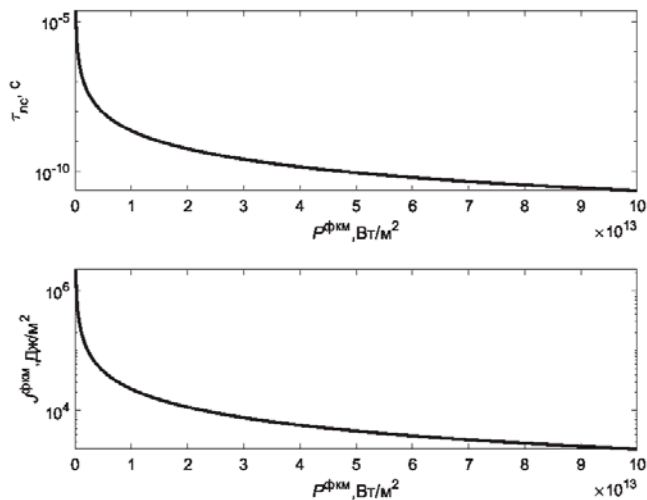


Рис. 2. Зависимость оптимальных значений времени импульса $\tau_{ЛС}$ и плотности энергии $J^{ФКМ}$ от плотности мощности $P^{ФКМ}$

где S – площадь фокального пятна, если она меньше площади поперечного сечения ФКМ, в противном случае S – характерная площадь ФКМ, м²; m – масса ФКМ, кг; $J^{ФКМ}$ – плотность энергии на ФКМ, Дж/м²; $\tau_{ЛС}$ – длительность импульса, с.

Результаты расчёта изменения скорости за один импульс $\Delta V_{имп}$ приведены на рис. 3.

Рассмотрим очистку рассматриваемой орбиты от ФКМ, принадлежащих к 4-7 группам по классификации [13]. Характерные значения площади S и массы m ФКМ рассматриваемых групп приведены в табл. 2.

Выберем диапазон изменения скорости за один импульс $\Delta V_{имп} = [0,1; 1,6]$ м/с, что соответствует плотности энергии на ФКМ $J^{ФКМ} = [2,5 \cdot 10^4; 2,5 \cdot 10^5]$ Дж/м² и длительностям импульса $\tau_{ЛС} [2,7 \cdot 10^{-9}; 2,7 \cdot 10^{-7}]$ с.

Для придания требуемого изменения скорости $\Delta V^{ФКМ}$ потребуется следующее количество импульсов:

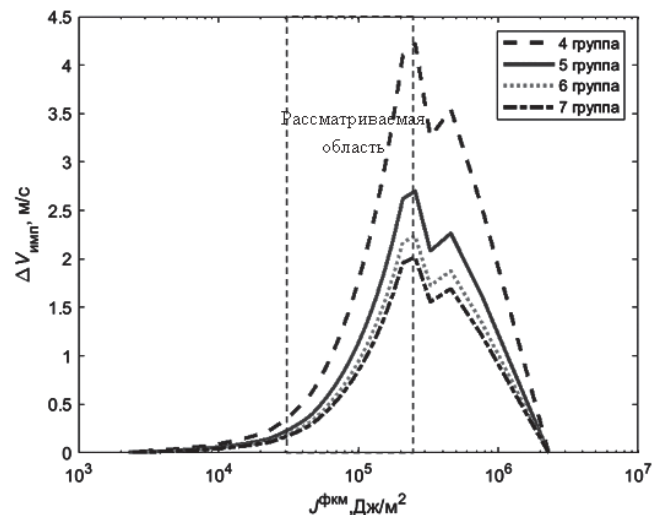


Рис. 3. Зависимость изменения скорости ФКМ за один импульс от плотности энергии и группы КМ

Таблица 2

Характерные значения площади S и массы m ФКМ рассматриваемых групп

Группа ФКМ [14]	Группа КМ [13]	S^* , м	M , кг	Примечание [14]
Среднеразмерный	4	0,0175	0,0018	Столкновение приводит к структурным повреждениям частей КА
	5	0,0375	0,01	
	6	0,0750	0,064	
Крупноразмерный	7	0,1500	0,363	Столкновение ведет к полному уничтожению КА или его подсистем

* Среднее значение характерного размера.

$$N_{\text{имп}} = \frac{\Delta v^{\text{ФКМ}}}{\Delta V_{\text{имп}}}$$

Оценим минимальное и максимальное значения $N_{\text{имп}}$ для диапазонов значений $\Delta v^{\text{ФКМ}}$ [12,5; 242,7] м/с и $\Delta V_{\text{имп}} = [0,1; 1,6]$ м/с (табл. 3).

Таблица 3

Число импульсов воздействия для изменения высоты орбиты и скорости

$\Delta h^{\text{ФКМ}}$, км	$\Delta v^{\text{ФКМ}}$, м/с	$N_{\text{имп}}$
50	12,5	[7,8; 125]
900	242,7	[151,6; 2425]

Из табл. 3 видно, что $N_{\text{имп}}$ изменяется в диапазоне [7,8; 2425].

Оценим характерное время воздействия МЛЭУ на ФКМ. Считаем, что КА и ФКМ движутся навстречу друг друга со скоростями $V_{\text{КА}}$ и $V_{\text{ФКМ}}$. Обозначим дальность воздействия $R_y^{\text{ФКМ}}$, участок траектории ФКМ, на котором осуществляется воздействие $R_{\text{возд}}^{\text{ФКМ}}$, разницу между высотами орбит ФКМ и КА $\Delta H_{\text{орб}}$, направление на ФКМ α_y .

Расчетная схема приведена на рис. 4.

Из рисунка видно, что

$$R^{\text{ФКМ}} = 2 \cdot R_y^{\text{ФКМ}} \cdot \sin(\alpha_y),$$

где

$$\alpha_y = \arccos\left(\frac{\Delta H_{\text{орб}}}{R_y^{\text{ФКМ}}}\right).$$

Тогда время воздействия составит:

$$t_{\text{возд}}^{\text{ФКМ}} = \frac{R^{\text{ФКМ}}}{V_{\text{отн}}}, \tag{3}$$



Рис. 4. Расчетная схема воздействия

где $V_{\text{отн}}$ – относительная скорость сближения КА и ФКМ.

Согласно [13] $V_{\text{отн}}$ лежит в диапазоне [10,8; 12] км/с. Тогда требуемый период $T_{\text{ЛС}}$ и частота следования импульсов $f_{\text{ЛС}}$ ЛС МЛЭУ составят:

$$T_{\text{ЛС}} = t_{\text{возд}}^{\text{ФКМ}} / N_{\text{имп}} > t_{\text{имп}},$$

$$f_{\text{ЛС}} = 1/T_{\text{ЛС}},$$

где $t_{\text{имп}}$ – длительность импульса.

Считаем, что разница между орбитами КА и ФКМ $\Delta H_{\text{орб}}$ лежит в диапазоне [0; 150] км, дальность воздействия – в диапазоне [10; 150] км. Значения времени воздействия $t_{\text{возд}}^{\text{ФКМ}}$, полученные согласно (3), приведены на рис. 5.

Из рис. 5 видно, что время воздействия $t_{\text{возд}}^{\text{ФКМ}}$ лежит в диапазоне [2; 28] с. Тогда для $\Delta h^{\text{ФКМ}} = 50$ и 900 км потребуется частота следования импульсов $f_{\text{ЛС}}$ (табл. 4).

Далее примем, что значение частоты работы лазера $f_{\text{ЛС}}$ лежит в диапазоне [1; 1250] Гц.

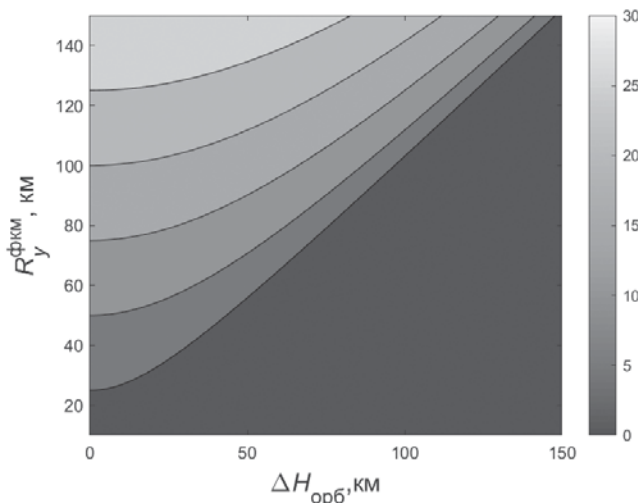


Рис. 5. Время воздействия на ФКМ

Таблица 4

Требуемая для снижения высоты орбиты ФКМ частота следования импульсов

$\Delta h^{\text{ФКМ}}$, км	$T_{\text{ЛС}}$, с	$f_{\text{ЛС}}$, Гц
50	[0,016; 3,584]	[62,5; 0,279]
900	[0,8·10 ⁻³ ; 0,185]	[5,411; 1250]

Методика расчета параметров ЛС на основе волоконных лазеров для заданного режима работы в составе КА с МЛЭУ

Определим параметры ЛС на основе волоконных лазеров, требуемые для обеспечения $J_{\text{ФКМ}} = [2,5 \cdot 10^4; 2,5 \cdot 10^5]$ Дж/м² на дальности $R_y^{\text{ФКМ}} = [10; 150]$ км.

Тогда для известной дальности и необходимой плотности энергии размеры телескопа находятся из выражения:

$$\frac{E_{\text{ЛС}} \cdot D_{\text{ЛС}}^2}{(1,22)^2 \cdot \lambda_{\text{ЛС}}^2 \cdot M^2} = \pi \cdot E_{\text{ФКМ}} \cdot (R_y^{\text{ФКМ}})^2, \quad (4)$$

где $D_{\text{ЛС}}$ — диаметр выходного зеркала формирующего телескопа ЛС, м; $\lambda_{\text{ЛС}}$ — длина волны генерируемого ЛС излучения, м; M^2 — оптическое качество генерируемого лазерного излучения.

Считаем, что $D_{\text{ЛС}} = [0,5; 3]$ м [1], $M^2 = 1$. Для простоты расчета примем длину волны $\lambda_{\text{ЛС}} = 1$ мкм. На рис. 6 представлена полученная по формуле (4) зависимость требуемой энергии в импульсе $E_{\text{ЛС}}$ от дальности и $D_{\text{Фос}}$ для обеспечения плотности энергии $J_{\text{ФКМ}}$.

Ограничение на пороговую мощность в импульсе для одного канала (волокна) из кремния (Si) может быть получена из соотношения [15]:

$$P_{\text{макс}} = \frac{\lambda^2}{2\pi n_0 n_2},$$

где λ — длина волны лазерного излучения, мкм; n_0, n_2 — коэффициенты преломления и нелинейный коэффициент преломления второго порядка.

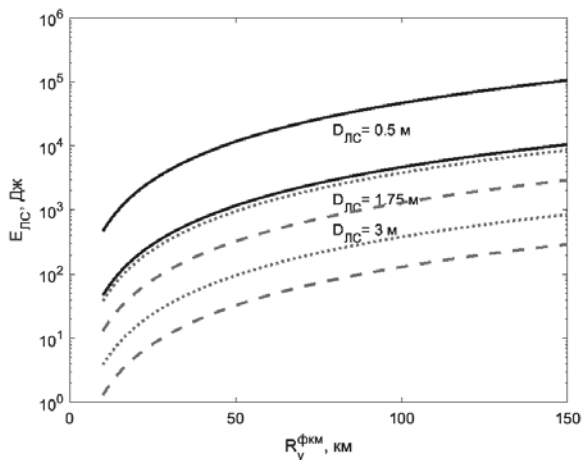


Рис. 6. Зависимость требуемой энергии в импульсе $E_{\text{ЛС}}$ от дальности и трех значений $D_{\text{ЛС}}$ для обеспечения плотности энергии $J_{\text{ФКМ}}$ на ФКМ

Нелинейный коэффициент преломления второго порядка для импульсов с длительностью более 1 нс составляет $n_2 \sim 2,6 \cdot 10^{-20}$ м²/Вт, для более коротких импульсов $n_2 \sim 2,2 \cdot 10^{-20}$ м²/Вт. Для волокон из кремния коэффициент преломления $n_0 \sim 1,45$ [16]. Тогда $P_{\text{макс}}(\lambda_{\text{вых}}) = 4,2 \cdot 10^6$ Вт.

Для длительности импульса более 50 пс пороговое значение энергии в импульсе для волокна составит [2]:

$$E_{\text{макс}} = 480 \sqrt{\tau_{\text{имп}}} A_{\text{эфф}}, \text{ Дж},$$

где $A_{\text{эфф}}$ — эффективная площадь лазерной моды, см².

Согласно [16] характерное значение $A_{\text{эфф}}$ составляет 1000 мкм². Результаты расчёта пороговой лучевой прочности $E_{\text{макс}}$ для длительности импульса $\tau_{\text{ЛС}}$, лежащей в диапазоне $[2,7 \cdot 10^{-9}; 2,7 \cdot 10^{-7}]$ с, приведены на рис. 7.

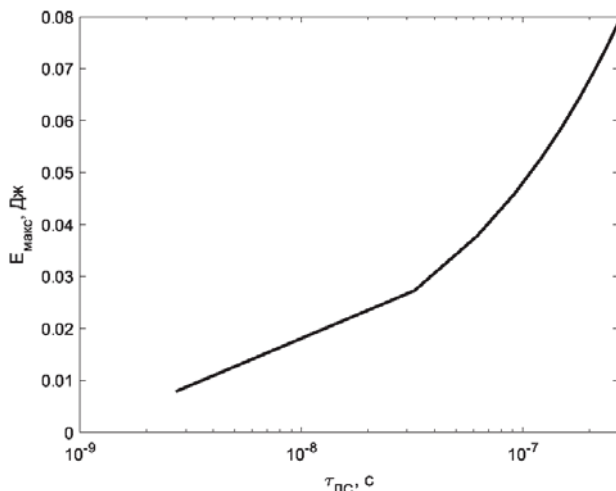


Рис. 7. Зависимость лучевой прочности волокна от длительности импульса

Из рис. 7 видно, что пороговое значение энергии в импульсе для одного волокна не позволяет достичь требуемую энергию в импульсе $E_{\text{ЛС}}$ (см. рис. 6). Для достижения требуемых значений энергии в работах [1, 17, 18] предложено использовать МЛЭУ с волоконными лазерами с технологией когерентного сложения пучков.

Ключевой особенностью технологии является то, что для обеспечения больших энергий в импульсе используются N_k волоконных лазеров (каналов), синхронизированных по фазе. Оценим число каналов (волокон), которое должна иметь ЛС для обеспечения требуемых значений $E_{\text{ЛС}}$:

$$N_k = E_{\text{ЛС}} / E_{\text{макс}}$$

Результаты расчета числа каналов N_k и полученные по данным рис. 6 диапазоны выходной энергии в импульсе $E_{ЛС}$ для ЛС с различными размерами выходной апертуры $D_{ЛС}$ приведены в табл. 5.

Таблица 5

Число каналов и диапазон требуемой энергии в импульсе для трех значений выходной апертуры ЛС

$D_{ЛС}, м$	0,5	1,75	3
$E_{ЛС}, Дж$	[46,8; 1,05·10 ⁵]	[3,8; 8,6·10 ³]	[1,3; 2,9·10 ³]
N_k	[592; 1,3·10 ⁷]	[48; 1,1·10 ⁵]	[16; 3,7·10 ⁵]

Оценим КПД ЛС на основе волоконных лазеров с технологией когерентного сложения [13, 14]:

$$\eta_{ЛС} = \eta_{СГ} \cdot \eta_{СН} \cdot \eta_{СКС}; \quad (5)$$

$$\eta_{СГ} = \frac{dP_{ВЫХ}}{dP_{НАК}} \approx \left(\frac{\lambda_{НАК}}{\lambda_{ВЫХ}} \right) \cdot \eta_a \cdot \eta_m \cdot \eta_{ac}; \quad (6)$$

$$\eta_{СН} = \eta_{ЛН} \cdot \eta_{ОПТ}, \quad (7)$$

где $\eta_{СКС}$ – КПД системы когерентного сложения ($\eta_{СКС} \approx 0,7$ [1, 13]); $\eta_{СН}$ – КПД СН; $\eta_{ЛН}$ – КПД лазера (диодный лазер) накачки ($\eta_{ЛН} = [0,5; 0,7]$ [19]); $\eta_{ОПТ}$ – КПД формирующей оптической системы накачки ($\eta_{ОПТ} = [0,8; 0,9]$ [19]); $\lambda_{НАК}$ – длина волны накачки, м; $\lambda_{ВЫХ}$ – длина волны лазерного излучения, м; η_a – эффективность поглощения лазерного излучения накачки ($\eta_a \approx 1$ [15]); η_m – эффективность передачи излучения накачки лазерной моде; η_{ac} – КПД активной среды лазера. Подставим значения $\eta_{ЛН}$ и $\eta_{ОПТ}$ в (7): $\eta_{СН} = [0,5; 0,7] \cdot [0,8; 0,9] = [0,4; 0,63]$.

Эффективность передачи излучения накачки лазерной моде зависит от интенсивности накачки I и интенсивности насыщения $I_{НАС}$. В данной работе рассмотрим случай, когда $I \gg I_{НАС}$. Тогда $\eta_m = 1$ [20].

КПД активной среды лазера [20]:

$$\eta_{ac} = \frac{T\sqrt{1-L}}{T\sqrt{1-L} + L\sqrt{1-T}},$$

где T – потери на выходе из лазера; L – потери в активной среде лазера.

Примем $L+T \ll 1$ [20]. Тогда $\eta_{ac} \approx 0,99$.

Оценим $\eta_{ЛС}$ для волокна из Si с добавкой Yb³⁺ (табл. 6).

Таблица 6

Значения КПД ЛС

Добавка	$\lambda_{НАК}, мкм$	$\lambda_{ВЫХ}, мкм$	$\left(\frac{\lambda_{НАК}}{\lambda_{ВЫХ}} \right)$	η_a	η_m	η_{ac}	$\eta_{СГ}$	$\eta_{ЛС}$
Yb ³⁺	0,9–0,98	1,03–1,12	0,8036–0,9515	1	1	0,99	0,7956–0,942	0,31; 0,59

Методика определения требований к параметрам СЭП и СОТР

Основным проектным параметром СЭП является количество электроэнергии, которая необходима для обеспечения работы МЛЭУ. Считаем, что при решении задачи очистки околоземного пространства основным потребителем электроэнергии является ЛС. Тогда:

$$N_{СЭП} = \frac{E_{ФКМ}}{t_{ВОЗД} \cdot \eta_{ЛС}}, \quad (8)$$

где $E_{ФКМ}$ – энергия воздействия на ФКМ для изменения его орбиты,

$$E_{ФКМ} = E_{ЛС} \cdot N_{ИМП}, \text{ Дж.}$$

Основной проектный параметр СОТР – это тепловая энергия, которую необходимо отвести для обеспечения работы МЛЭУ. Тогда по аналогии с СЭП:

$$N_{СОТР} = N_{СЭП} \cdot (1 - \eta_{ЛС}). \quad (9)$$

Полученные согласно (8) и (9) величины генерируемой СЭП энергии $N_{СЭП}$ и отводимого СОТР тепла $N_{СОТР}$ приведены в табл. 7.

Описание разработанной методики оценки параметров МЛЭУ

Приведем описание разработанной в статье методики в общем виде. Методика состоит из трех шагов:

1) задание целевой функции и параметров для определения режима МЛЭУ. Так, для задачи очистки околоземного пространства:

$$F_{СЦ}(X_{задача}) = Y_{режим};$$

Таблица 7

Требования к генерируемой энергии и отводимому теплу для обеспечения энергии импульса $E_{ЛС}$

$D_{ЛС}, м$	$E_{ФКМ}, Дж$	$N_{СЭП}, кВт$	$N_{СОТР}, кВт$
0,5	[364,7; 2,6·10 ⁸]	[31,35; 5,7·10 ⁸]	[18,3; 4,5·10 ⁸]
1,75	[29,8; 2,1·10 ⁷]	[2,6; 4,6·10 ⁷]	[1,5; 3,6·10 ⁷]
3	[10,1; 7,1·10 ⁶]	[0,87; 1,6·10 ⁷]	[0,5; 1,24·10 ⁷]

$$X_{задача} =$$

$$= (H^{ФКМ}, \Delta h^{ФКМ}, \Delta V_{имп}, R_y^{ФКМ}, \Delta H_{орб}, V_{отн})^T;$$

$$Y_{режим} = (\tau_{ЛС}, J^{ФКМ}, f_{ЛС}, t_{возд})^T;$$

2) определение параметров ЛС для заданного режима работы $Y_{режим}$:

$$F_{ЛС}(Y_{режим}) = X_{ЛС};$$

$$X_{ЛС} = (D_{ЛС}, M^2, \lambda_{ЛС}, E_{ЛС}, \tau_{ЛС}, P_{макс}, E_{макс})^T;$$

3) определение требований к параметрам СЭП и СОТР для ЛС с параметрами $X_{ЛС}$ и работающей в режиме $Y_{режим}$:

$$F_{СОТР}(X_{ЛС}) = N_{СОТР}; F_{СЭП}(X_{ЛС}) = N_{СЭП}.$$

Выводы

Предложена методика для комплексной оценки параметров подсистем МЛЭУ на основе волоконных лазеров с технологией когерентного сложения пучков. Приведены результаты апробации данной методики для МЛЭУ космического базирования, решающей задачу борьбы с ФКМ.

Расчет проводился для характерной задачи $X_{задача}$, сформулированной на основании анализа, проведенного в [1–5, 8]. В результате получены требования к режиму работы МЛЭУ $Y_{режим}$: плотность энергии на ФКМ [2,5·10⁴; 2,5·10⁵] Дж/м²; время импульса [2,7·10⁻⁹; 2,7·10⁻⁷] с; прогнозируемое время воздействия на ФКМ $t_{возд}$ [2; 28] с; частота следования лазерных импульсов [1; 1250] Гц.

Для обеспечения дальности работы [10; 150] км и размера выходной апертуры ЛС [0,5; 3] м получены требования к энергии лазерного импульса [3; 10⁵] Дж, генерируемой СЭП энергии $N_{СЭП} = [0,87; 5,7 \cdot 10^8]$ Вт и отводимому СОТР тепловой энергии $N_{СОТР} = [0,5; 4,5 \cdot 10^8]$ Вт.

Полученные в результате применения методики данные позволяют проводить анализ параметров МЛЭУ для выбора типа СЭП, СОТР и расчета их параметров, требуемых для обеспечения требу-

емого режима работы МЛЭУ. Кроме этого, методика позволяет определить ограничения, накладываемые подсистемами СЭП и СОТР на энергию импульса ЛС, а следовательно, и эффективность работы МЛЭУ.

Разработанная методика может быть использована как часть методического аппарата для комплексной оценки и выбора параметров подсистем, а также разработки рекомендаций по применению МЛЭУ на основе волоконных лазеров.

Работа выполнена при финансовой поддержке Министерства науки и высшего образования Российской Федерации в рамках базовой части государственного задания, проект №13.9211.2017/8.9.

Библиографический список

1. *Soulard R., Quinn M., Tajima T., Mourou G.* ICAN: A novel laser architecture for space debris removal // *Acta Astronautica*. 2014. Vol. 105. Issue 1, pp. 192–200. DOI: 10.1016/j.actaastro.2014.09.004
2. *Campbell J.W.* Using Lasers In Space: Laser Orbital Debris Removal and Asteroid Deflection. – Alabama: Air University, Center for Strategy and Technology, 2000. — 31 p.
3. *Авдеев А.В., Башкин А.С., Каторгин Б.И., Парфеньев М.В.* Анализ возможности очистки околоземного пространства от опасных фрагментов космического мусора с помощью космической лазерной установки на основе автономного непрерывного химического HF-лазера // *Квантовая электроника*. 2011. Т. 41. № 41(7). С. 669–674.
4. *Авдеев А.В., Метельников А.А.* Бортовая лазерная силовая установка для борьбы с космическим мусором // *Труды МАИ*. 2016. № 89. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=72840>
5. *Авдеев А.В.* К вопросу борьбы с космическим мусором с помощью лазерной космической установки на основе HF-НХЛ // *Труды МАИ*. 2012. № 61. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=35496>
6. *Ашурбейли И.Р., Лаговьер А.И., Игнатъев А.Б., Назаренко А.В.* Возможности использования авиационной лазерной системы для борьбы с космическим мусором и поддержания орбит космического аппарата // *Труды МАИ*. 2011. № 43. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=24856>
7. *Авдеев А.В.* Требования к параметрам космической лазерной установки на основе HF-НХЛ для очистки околоземного пространства от опасных фрагментов космического мусора // *Труды МАИ*. 2011. № 45. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=25331>
8. *Гридин В.Н., Квасников Л.А., Саввин В.Л., Смахтин А.П., Чуян Р.К.* Беспроводная энергетика как основа создания глобальных энергетических систем // *Вестник Московского авиационного института*. 2009. Т. 16. № 5. С. 87–91.

9. Олейников И.И., Павлов В.П. Оценка вклада радиолокационных станций и оптико-электронных систем в автоматизированную систему предупреждения опасных ситуаций в околоземном космическом пространстве // Вестник Московского авиационного института. 2014. Т. 21. № 2. С. 41-48.
10. Вишняков В.М., Лебедев В.П. Использование лазерной целевой аппаратуры на борту космических аппаратов, предназначенных для полетов к астероидам // Вестник Московского авиационного института. 2014. Т. 21. № 5. С. 62-72.
11. Bennett H.E., Rather D.G., Montgomery E.E. Free-electron laser power beaming to satellites at China Lake, California // Proceedings of SPIE — The International Society for Optical Engineering. 1994. Vol. 2121, pp. 182–202. DOI: 10.1117/12.176663
12. Lampel M.C., Curtin M.S., Burke R.J., Cover R.A., Rakowsky G., Bennett G.T. Power beaming with FEL lasers // Proceedings of SPIE — The International Society for Optical Engineering. 1993. Vol. 1871, pp. 328–334. DOI: 10.1117/12.145226
13. ГОСТ Р 25645.167-2005. Космическая среда (естественная и искусственная). Модель пространственно-временного распределения плотности потоков техногенного вещества в космическом пространстве. — М.: Стандартинформ, 2005. — 45 с.
14. Вениаминов С.С., Червонов А.М. Космический мусор — угроза человечеству. — 2-е изд., испр. и доп. — М.: ИКИ РАН, 2013. — 207 с.
15. Injeyan H., Goodno G. High Power Laser Handbook. — 1st Edition. — New York: McGraw-Hill Professional, 2011. — 624 p.
16. Dawson J.W., Messerly M.J., Beach R.J., Shverdin M.Y., Stappaerts E.A., Sridharan A.K., Pax P.H., Heebner J.E., Siders C.W., Barty C.P.J. Analysis of the scalability of diffraction-limited fiber lasers and amplifiers to high average power // Optics Express. 2008. Vol. 16. Issue 17, pp. 13240-13266. DOI: 10.1364/OE.16.013240
17. Antier M., Bourderionnet J., Larat C., Lallier E., Lenormand E., Primot J., Brignon A. kHz Closed Loop Interferometric Technique for Coherent Fiber Beam Combining // IEEE Journal of Selected Topics in Quantum Electronics. 2014. Vol. 20. Issue 5. DOI: 10.1109/JSTQE.2014.2302444
18. Mourou G., Brocklesby W., Tajima T., Limpert J. The future is fibre accelerators // Nature Photonics. 2013. Vol. 7. Issue 4, pp. 258-261. DOI: 10.1038/nphoton.2013.75
19. Звелто О. Принципы лазеров; Пер. с англ.— 3-е изд., перераб. и доп. — М.: Мир, 1990. — 560 с.
20. Clarkson A. High Power Fibre Lasers and Amplifiers. — United Kingdom: Optoelectronics Research Centre. University of Southampton, 2007. — 134 p.

ENERGY CHARACTERISTICS COMPUTING TECHNIQUE FOR MOBILE MULTIFUNCTIONAL LASER POWER PLANTS BASED ON FIBER LASERS

Avdeev A.V.^{1*}, Katorgin B.I.^{2**}, Metel'nikov A.A.^{1***}

¹ Moscow Aviation Institute (National Research University),
MAI, 4, Volokolamskoe shosse, Moscow, 125993, Russia

² NPO "Energomash named after academician V.P. Glushko",
1, Burdenko str., Khimki, 141400, Russia

* e-mail: alex021894@mail.ru

** e-mail: bikator@mail.ru

*** e-mail: Metelnikov91@gmail.com

Abstract

Multifunctional Laser Power Plant (MLPP) should simultaneously solve the tasks of energy generation (Power Supply System (PSS)), radiation conversion and transmission (Laser System (LS)), and heat removal (Thermal Mode Supporting System (TMSS)). Meanwhile, the above said tasks are duly elaborated in modern projects. Thus, it is necessary to develop the MLPP design methodology, which accounts for the above listed subsystems interaction.

The article presents the developed technique for parameters analysis of the LS, TMSS and PSS subsystems of a multifunctional laser power plant, and results of its approbation while solving the task of space debris removal.

Computing was performed for the initial data X_{task} based on the analysis presented in [1–5, 8]:

1) acting on the Space Debris Fragment (SDF) with the orbit of $H^{\text{SDF}} = 1000$ km by the Δh_{SDF} value required to its descent to [50; 900] km;

2) the FSD velocity change per one pulse ΔV_{pulse} of [0,1; 1,6] m/s;

3) the impact distances range of R_y^{SDF} [10; 150] km;

4) the height difference of the SDF and spacecraft (SC) orbits of H_{orb} [0; 150] km;

5) relative FSD and SC closing-in velocity of V_{rel} [10,8; 12] km/s.

The following requirements to the MLPP operation mode (Y_{mode}) were obtained for the initial data presented above: the energy density of $[2,5 \cdot 10^4; 2,5 \cdot 10^5]$ J/m² at the SDF; pulse duration of $[2,7 \cdot 10^{-9}; 2,7 \cdot 10^{-7}]$ s; FSD exposure time of $[2; 28]$ s; pulse frequency of $[1; 1250]$ Hz.

The requirements to the sub-systems performance for this mode are as follows:

1. LS (X_{LS}): the output aperture dimensions of $[0,5; 3]$ m; M^2 and λ_{LS} are assumed equal to 1 for calculations simplification; efficiency is $[0,31; 0,59]$; the laser pulse energy of $[3 \cdot 10^5]$ J; the threshold pulse power for one channel of $4,2 \cdot 10^6$ W; the beam strength of fiber of $[0,01; 0,08]$ J.

2. Requirement to the PSS generated energy is $N_{\text{PSS}} = [0,87; 5,7 \cdot 10^8]$ W.

3. The energy removed by TMSS is $N_{\text{TMSS}} = [0,5; 4,5 \cdot 10^8]$ W.

As a result, the inference can be made that the data obtained while the technique application allow perform the MLPP parameters analysis for selecting the types of PSS, TMSS and their parameters, necessary for the MLPP required operation mode. Besides, this technique allows determining the limitations imposed by the PSS and TMSS subsystems on the LS pulse energy. The presented technique may be employed for the integrated assessment of the subsystems parameters and recommendations development of the MLPP application.

Keywords: space debris, multifunctional laser power plant, fiber laser.

References

- Soulard R., Quinn M., Tajima T., Mourou G. ICAN: A novel laser architecture for space debris removal. *Acta Astronautica*, 2014, vol. 105, issue 1, pp. 192–200. DOI: 10.1016/j.actaastro.2014.09.004
- Campbell J.W. *Using Lasers In Space: Laser Orbital Debris Removal and Asteroid Deflection*. Alabama, Air University, Center for Strategy and Technology, 2000, 31 p.
- Avdeev A.V., Bashkin A.S., Katorgin B.I., Parfen'ev M.V. About possibilities of clearing near-Earth space from dangerous debris by a spaceborne laser system with an autonomous cw chemical HF laser. *Quantum Electronics*, 2011, vol. 41, no. 7, pp. 669–674.
- Avdeev A.V., Metel'nikov A.A. *Trudy MAI*, 2016, no. 89. URL: <http://trudymai.ru/eng/published.php?ID=72840>
- Avdeev A.V. *Trudy MAI*, 2012, no. 61. URL: <http://trudymai.ru/eng/published.php?ID=35496>
- Ashurbeili I.R., Lagovier A.I., Ignat'ev A.B., Nazarenko A.V. *Trudy MAI*, 2011, no. 43. URL: <http://trudymai.ru/eng/published.php?ID=24856>
- Avdeev A.V. *Trudy MAI*, 2011, no. 45. URL: <http://trudymai.ru/eng/published.php?ID=25331>
- Gridin V.N., Kvasnikov L.A., Sawin V.L., Smakhtin A.P., Chuyan R.K. Wireless power engineering as a basis for development of global power networks. *Aerospace MAI Journal*, 2009, vol. 16, no. 5, pp. 87–91.
- Oleynikov I.I., Pavlov V.P. Estimation of domestic radar station and optical-electronic systems contribution into automatic system designed for preventing dangerous situations in outer space. *Aerospace MAI Journal*, 2014, vol. 21, no. 2, pp. 41–48.
- Vishnyakov V.M., Lebedenko V.P. Use of laser target equipment on board of missions to asteroids. *Aerospace MAI Journal*, 2014, vol. 21, no. 5, pp. 62–72.
- Bennett H.E., Rather D.G., Montgomery E.E. Free-electron laser power beaming to satellites at China Lake, California. *Proceedings of SPIE - The International Society for Optical Engineering*, 1994, vol. 2121, pp. 182–202. DOI: 10.1117/12.176663
- Lampel M.C., Curtin M.S., Burke R.J., Cover R.A., Rakowsky G., Bennett G.T. Power beaming with FEL lasers. *Proceedings of SPIE - The International Society for Optical Engineering*, 1993, vol. 1871, pp. 328–334. DOI: 10.1117/12.145226
- Kosmicheskaya sreda (estestvennaya i iskusstvennaya). Model' prostranstvenno-vremennogo raspredeleniya plotnosti potokov tekhnogennogo veshchestva v kosmicheskom prostranstve. GOST R 25645.167-2005* (Space environment (natural and artificial). Space-time density distribution model of technogenic substance in space. State Standard R 25645.167-2005), Moscow, Standartinform, 2005, 45 p.
- Veniaminov S.S., Chervonov A.M. *Kosmicheskii musor – ugroza chelovechestvu* (Space debris is a threat to humanity), Moscow, IKI RAN, 2013, 207 p.
- Injeyan H., Goodno G. *High Power Laser Handbook*. 1st Edition. New York, McGraw-Hill Professional, 2011, 624 p.
- Dawson J.W., Messerly M.J., Beach R.J., Shverdin M.Y., Stappaerts E.A., Sridharan A.K., Pax P.H., Heebner J.E., Siders C.W., Barty C.P.J. Analysis of the scalability of diffraction-limited fiber lasers and amplifiers to high average power. *Optics Express*, 2008, vol. 16, issue 17, pp. 13240–13266. DOI: 10.1364/OE.16.013240
- Antier M., Bourderionnet J., Larat C., Lallier E., Lenormand E., Primot J., Brignon A. kHz Closed Loop Interferometric Technique for Coherent Fiber Beam Combining. *IEEE Journal of Selected Topics in Quantum Electronics*, 2014, vol. 20, issue 5. DOI: 10.1109/JSTQE.2014.2302444
- Mourou G., Brocklesby W., Tajima T., Limpert J. The future is fibre accelerators. *Nature Photonics*, 2013, vol. 7, issue 4, pp. 258–261. DOI: 10.1038/nphoton.2013.75
- Svelto O. *Principles of Lasers*, 5th Edition. Springer Science + Business Media, 2010, 625 p.
- Clarkson A. *High Power Fibre Lasers and Amplifiers*. United Kingdom, Optoelectronics Research Centre. University of Southampton, 2007, 134 p.