

УДК 544.531:574

Компоновка многоцелевой лазерной космической установки на основе HF(DF)-НХЛ на борту космического аппарата

Авдеев А.В.^{1*}, Башкин А.С.^{1}, Каторгин Б.И.^{1***}, Парфеньев М.В.^{2****},
Семенов С.Н.¹**

¹*Московский Авиационный Институт (национальный исследовательский университет), МАИ, Волоколамское шоссе, 4, Москва, А-80, ГСП-3, 125993, Россия*

²*Научно-производственное объединение « Энергомаш» им. академика В.П.Глушко,*

ул. Бурденко, 1 Химки, Московская область, 141400, Россия

**e-mail: alex021894@mail.ru*

***e-mail: 39bashkin@mail.ru*

****e-mail: bikator@mail.ru*

*****e-mail: parfeniev@mail.ru.*

Аннотация

Разработана общая компоновочная схема космического аппарата (КА). Показано, что КА с многоцелевой космической лазерной установкой (МКЛУ) на борту общей массой ~19700 кг может быть размещен под “стандартным” обтекателем ракеты-носителя “Протон-М”, что позволяет вывести его на заданную орбиту ИСЗ. При этом общая продолжительность работы МКЛУ составит 30 минут при необходимом времени воздействия на ФКМ ~ 1 с в режиме импульсно-периодического излучения на молекулах HF с энергией в импульсе 0,8 Дж и 180 минут в режиме излучения на молекулах DF с энергией

в импульсе на нужных колебательно-вращательных переходах ~ 5 мДж. При необходимости МКЛУ может быть дозаправлена с помощью грузового корабля с запасом компонентов лазерного топлива. В этом случае общая продолжительность работы МКЛУ в режиме излучения возрастет в ~ 2,5 раза.

Ключевые слова: космическая лазерная установка, автономный непрерывный химический HF-лазер, фрагменты космического мусора, мониторинг приземной атмосферы, компоновка, ракета-носитель

1. Введение

В ранее опубликованных нами работах рассматривалась МКЛУ на основе крупноразмерного автономного непрерывного химического HF-лазера (HF-НХЛ). В [1-3] была обоснована возможность очистки околоземного космического пространства от фрагментов космического мусора (ФКМ) с помощью МКЛУ, и определены требования к ее характеристикам: мощности и расходимости лазерного излучения, длительности импульсов при работе установки в импульсно-периодическом режиме, частоте повторения импульсов и продолжительности воздействия на ФКМ для увода их с орбиты защищаемых КА. В [4] была исследована возможность применения МКЛУ в качестве источника зондирующего излучения для анализа содержания углеводородов (СН₄, С₂Н₆, С₃Н₈) в атмосфере и определены требования к её излучению.

Далее в [5] была предложена оптическая схема формирования импульсно-периодического силового излучения в МКЛУ. Обосновано применение в ней

системы задающий генератор – усилитель мощности, обеспечивающей получение импульсов лазерного излучения с требуемыми параметрами для очистки околоземного пространства от опасных ФКМ с размером от 1 см до 10 см. Оптической схемы формирующей и информационно-прицельной систем для обнаружения и сопровождения ФКМ и наведения на них силового лазерного излучения были рассмотрены в работе [5].

Из вышеизложенного становится более понятна цель настоящей работы, основной задачей которой является разработка общей компоновочной схемы размещения МКЛУ в целом с требуемыми параметрами на КА.

2. Основные параметры КА, используемого для размещения на нем МКЛУ

Основные параметры КА для размещения на его борту МКЛУ во многом определяются решаемыми установкой задачами, в качестве которых для определенности выбраны исследование атмосферы Земли методом лазерного зондирования на предмет содержания углеводородов [4] и очистка околоземного пространства от фрагментов космического мусора [6, 7].

Для решения задач зондирования атмосферы вблизи поверхности Земли желательно обеспечить базирование КА на невысокой круговой орбите с целью минимизации требуемой мощности излучения лазера и получения информации в одинаковом масштабе со всей зондируемой поверхности для упрощения ее дальнейшей обработки.

Очистка околоземного пространства от ФКМ актуальна для наиболее

используемых для космических полетов орбит, которые, собственно, и являются наиболее "замусоренными".

"Суммарный объем" решаемых с помощью МКЛУ технических задач на орбите непосредственно зависит от запаса "компонентов лазерного топлива" НХЛ на борту КА, что в свою очередь определяется возможностью используемого ракетносителя по выводу полезного груза на орбиту базирования.

Для определенности в настоящей работе с целью решения вышеперечисленных задач предполагается вывод КА с МКЛУ на борту с космодрома Байконур с помощью отечественной ракеты-носителя тяжелого класса "Протон-М" на круговую орбиту высотой ~350 км с наклоном $51,6^\circ$. Ракета-носитель Протон-М способна вывести на указанную орбиту полезную нагрузку массой 19,7т [8]. При этом желательно, чтобы габариты КА в "стартовом положении" позволяли разместить его под стандартным обтекателем ракеты-носителя $\varnothing 4,15\text{м} \times 15,5\text{м}$, хотя, при необходимости, может быть установлен и увеличенный обтекатель $\varnothing 5,1\text{м} \times 19,6\text{м}$ [8].

В качестве массогабаритных и частично конструктивных прототипов КА можно рассматривать пилотируемые долговременные орбитальные станции (ДОС) серии "Салют" [9], выводившиеся на орбиты высотой (180...280) км с наклоном $i=51,6^\circ$ и беспилотные спутники радиолокационной разведки серии "Алмаз" [10], выводившиеся на орбиты высотой (260...350) км с наклоном $i=72^\circ$ ракетами-носителями "Протон" в 1977...1991 г.г.

В случае возникновения необходимости дозаправки КА с МКЛУ на борту компонентами топлива и (или) существенного изменения его рабочей орбиты на КА должен быть предусмотрен узел стыковки с транспортными кораблями, аналогичный имеющимся на станциях "Салют". В качестве прототипа для этой цели можно рассматривать пилотируемый "Транспортный корабль снабжения" (ТКС) конструкции "КБ Челомея", который может выполнять функции "буксира", "заправщика" и имеет возвращаемый на Землю аппарат [11]. ТКС при стартовой массе (15...20) т, диаметре 4,1м и длине (на орбите) 13,2м имеет объем внутренних отсеков ~50 м³.

Структурно КА с МКЛУ на борту (рисунок 1) состоит из целевого и функционально-служебного модулей.

Целевой модуль размещается в негерметичном отсеке КА и включает в себя собственно МКЛУ без "электроники" системы управления: систему генерации излучения, состоящую из генераторов активной среды и оптической системы НХЛ; систем хранения и подачи компонентов лазерного топлива; формирующую оптическую систему и систему лазерной локации.

Функционально-служебный модуль построен по традиционной для КА технологии и включает в себя негерметичный *отсек двигательной установки* с системой хранения и подачи ракетного топлива к двигателям системы ориентирования и корректировки орбиты, при необходимости *узел стыковки* с транспортным кораблем снабжения для дозаправки МКЛУ и (или) изменения рабочей орбиты КА и герметичный *приборно-агрегатный отсек*, в котором

поддерживаются параметры атмосферы, близкие к нормальным наземным условиям для обеспечения надежной работы электронной аппаратуры (так как атмосфера в электронной аппаратуре является диэлектриком и теплоносителем системы ее охлаждения). Приборно-агрегатный отсек включает в себя системы электропитания, обеспечения теплового режима в отсеке, управления МКЛУ и КА и систему связи с центром управления полетом.



Рисунок 1 – Структурная схема КА с МКЛУ на борту.

3. Оценка массогабаритных характеристик собственных систем КА

Относительная полезная нагрузка КА (относительная масса целевого оборудования) существенно зависит от назначения и состава КА. Например, многоразовый космический корабль "Буран" [12] при стартовой массе 100т

имеет грузовой отсек вместимостью 30т (полезная нагрузка 30%) с возможностью возврата на Землю 20т груза. Не возвращаемый транспортный КК "Прогресс", имеющий герметичный и негерметичный грузовые отсеки, при общей массе до 7,5т имеет массу полезной нагрузки до 3,2т (43%). КА "Ямал-200", созданного на базе универсальной космической платформы разработки РКК "Энергия" [13] с негерметичным отсеком целевого оборудования при выводе на низкие и средние орбиты при общей массе до 2140 кг имеет массу полезной нагрузки до 1320 кг (62%).

Для определенности в рассматриваемом нами случае выполним оценку массы собственных систем не возвращаемого КА общей массой 19,7т с негерметичным отсеком целевого оборудования при сроке активного существования (САС) на низких или средних орбитах ИСЗ 180 суток (~0,5 года). Оценку выполним по методике "относительных массовых показателей" по рекомендациям [14, 15], где этот вопрос рассмотрен на примерах КА для мониторинга поверхности Земли ("Ресурс-Ф2, "Кубань"), спутников связи и телевидения.

КА включает в себя следующие системы.

1. Конструкция КА включает в себя корпус, раму, систему отделения от ракеты-носителя. Для не возвращаемых КА масса конструкции составляет ~12% массы КА и для нашего случая $m_{\text{корп}}=0,12m_{\text{КА}}=0,12\cdot 19700 \text{ кг}=2364 \text{ кг}$.

2. Корректирующая двигательная установка для коррекции орбиты и ориентации КА на основе жидкостных реактивных двигателей (ЖРД)

$$m_{ДУ}=0,022m_{КА}=0,022\cdot 19700 \text{ кг}=434 \text{ кг.}$$

3. Заправка топливом корректирующей двигательной установки на основе ЖРД в режиме непрерывной орбитальной ориентации составляет 3,6 кг/сутки для КА массой (5...8)т. В нашем случае (САС 180 суток, $m_{КА}=19,7\text{т}$) $m_{топл}=3,6\cdot 180\cdot 3=1944 \text{ кг.}$

Масса следующих систем определяется, в основном, их функциональным назначением, мало зависит от общей массы КА и принята близкой к массе этих систем для КА мониторинга фотографической поверхности Земли с орбит высотой (200...400) км (Ресурс-Ф2, Кубань) [16] с массой КА ~6500 кг.

1. Система измерений, управления движением и бортовая ЭВМ $m_{САУ}=0,046\cdot 6500 \text{ кг}=299 \text{ кг.}$

2. Бортовая кабельная сеть и антенно-фидерные устройства $m_{БКСиАФУ}=0,07\cdot 6500 \text{ кг}=455 \text{ кг.}$

3. Система обеспечения теплового режима $m_{СТР}=0,012\cdot 6500 \text{ кг}=78 \text{ кг.}$

4. Система электропитания (СЭП) на основе солнечных батарей (СБ) и химических аккумуляторов мощностью $W=2 \text{ кВт}$ имеет массу СБ $m_{СБ}=108 \text{ кг}$ ($E_{уд}=130 \text{ Вт/м}^2$, $m_{уд}=7 \text{ кг/м}^2$); массу аккумуляторов при емкости $E=1 \text{ кВт}\cdot\text{час}$ и сроке активного существования $T_{САС}=0,5 \text{ года}$ $m_{ак}=20E(1+3T_{САС}^{0,5})=63 \text{ кг}$; массу системы контроля СЭП $m_{контр}=30(W+1)^{0,5}=52 \text{ кг}$; всего 223 кг.

5. Система трансляции команд и распределения питания преобразует слаботочные команды САУ в сильноточные $m_{СТК}=0,015\cdot 6500 \text{ кг}=98\text{кг.}$

6. Система заправки газом отсеков и исполнительных органов

$$m_T = 0,016 \cdot 6500 \text{ кг} = 104 \text{ кг.}$$

При этом суммарная масса собственных систем КА составит **~6000 кг** и масса полезной нагрузки КА $m_{\text{пн}} = 19700 \text{ кг} - 6000 \text{ кг} = \mathbf{13700 \text{ кг}}$, что составляет **~70%** от общей массы КА.

подавляющая часть собственных систем КА размещается в функционально-служебном модуле (ФСМ), габаритные размеры которого оценим следующим образом. Масса модуля, включающая в себя массу собственных систем КА без корпуса целевого модуля, составляет **~4400 кг**. Плотность размещения оборудования в модуле примем аналогичной значению соответствующего модуля транспортно-грузового корабля "Прогресс", длина которого составляет **~3м**, габаритный диаметр **~2,7м** при массе **2800 кг**. Величину габаритного диаметра ФСМ нашего КА примем равной **3,7м** (при диаметре стандартного обтекателя РН "Протон" **4,15м**), тогда при плотности размещения оборудования **~160 кг/м³** и принятом габаритном диаметре **~3,7м** габаритная длина ФСМ составит **~2,6м**.

4. Оценка массогабаритных характеристик МКЛУ

Оценку массогабаритных характеристик систем МКЛУ выполним следующим образом. Сначала оценим массогабаритные характеристики систем генерации излучения, подачи компонентов "лазерного" топлива, формирующей оптической системы и системы лазерной локации. Затем с учетом полученных в разделе 3 характеристик собственных систем КА определим оставшиеся

ресурсы КА по массе и габаритам для размещения системы хранения компонентов "лазерного" топлива. Эти ресурсы определяют размерность системы хранения, а, следовательно, и продолжительность работы МКЛУ в режиме излучения от заправленной системы хранения. Если лимитирующим ресурсом по размещению МКЛУ на борту КА окажется габаритный размер, то для увеличения расчетной продолжительности работы МКЛУ в режиме излучения можно рассматривать вариант размещения КА на РН "Протон" с увеличенным обтекателем $\varnothing 5,1\text{м} \times 19,6\text{м}$ (раздел 2).

4.1. Система генерации излучения

Газодинамический тракт. Схема системы генерации излучения (СГИ) совместно с системой подачи компонентов лазерного топлива показана на рисунке 2. На генераторе активной среды с плоской сопловой решеткой ГАС1 собран задающий генератор импульсно-периодического излучения с последовательно включенным (по оптической схеме) предварительным усилителем мощности излучения (ПУМ). Нейтрализация реактивной тяги при работе ГАС1 обеспечивается выхлопным трактом ВТ, содержащим сверхзвуковой лопаточный диффузор и два симметричных взаимно противоположно направленных выхлопных патрубка для отвода выхлопного потока ГАС за пределы КА.

Работа ГАС1 может осуществляться как в режиме DF-НХЛ для лазерного зондирования атмосферы Земли на предмет содержания углеводородов, так и в режиме HF-НХЛ с целью очистки околоземного пространства от фрагментов

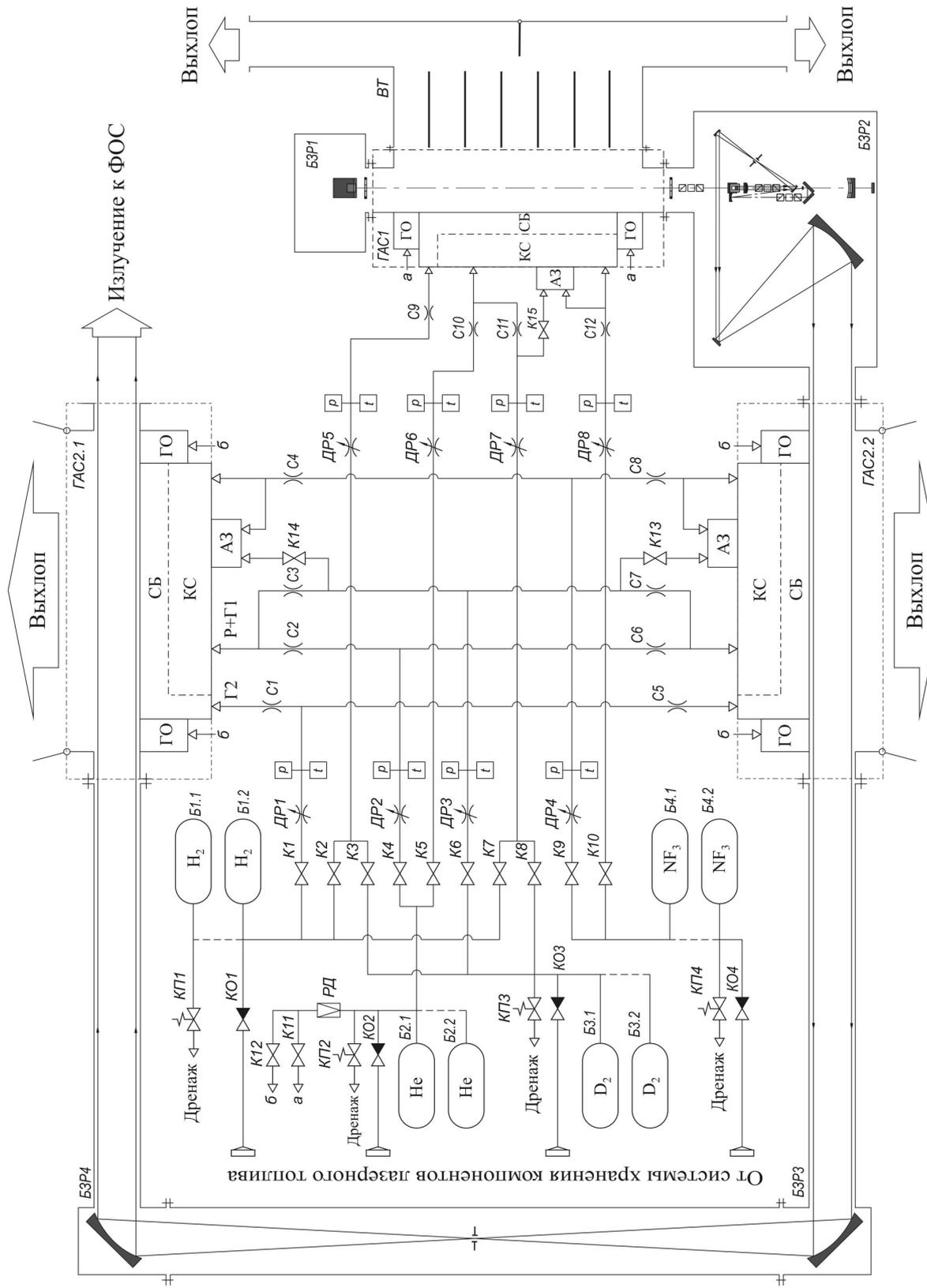
космического мусора. Переключение режимов работы ГАС1 осуществляется путем взаимной замены горючих камеры сгорания и соплового блока (H_2 и D_2) с помощью пускоотсечных клапанов К2, К3 и К7, К8.

Для обеспечения требуемой мощности излучения в режиме HF-НХЛ с целью очистки околоземного пространства от фрагментов космического мусора последовательно с ГАС1 по оптической схеме включен двухкаскадный усилитель мощности излучения (УМ) HF-НХЛ, выполненный на двух идентичных генераторах активной среды с плоской сопловой решеткой ГАС2.1 и ГАС2.2, которые размещены вблизи внешней оболочки КА так, что их выхлопные потоки направлены взаимно противоположно с целью нейтрализации реактивной тяги. Включение УМ осуществляется только при работе в режиме HF-НХЛ с помощью пускоотсечных клапанов К1, К4, К6 и К9.

Газодинамические тракты всех ГАС включены по пневматической схеме параллельно. Воспламенение компонентов топлива в камерах сгорания (КС) ГАС осуществляется с помощью электроплазменных агрегатов зажигания (АЗ). Оптический тракт отделяется от потока активной среды при работе НХЛ газодинамическими окнами (ГО) с помощью сверхзвуковых струй гелия, включение которых осуществляется пускоотсечными клапанами К11 и К12.

Габаритные размеры ГАС определяются требуемыми размерами сопловой решетки. Конструкция ГАС1 (ЗГ-ПУМ) показана на рисунке 3. При размерах сопловой решетки 65 мм×500 мм ГАС имеет массу 100 кг. Расходы компонентов лазерного топлива в режимах работы HF- и DF-НХЛ

представлены в таблице 1.



- Условные обозначения:
- Клапан
 - Клапан обратный
 - Клапан предохранительный
 - Редуктор давления
 - Дроссель регулируемый
 - Сопло критического перепада давления
 - Датчик давления
 - Датчик температуры

Рисунок 2 – Схема СГИ с системой подачи компонентов лазерного топлива.

Величину полного давления выхлопного потока ГАС можно оценить по представленному графику зависимости полного давления выхлопного потока ГАС от расходонапряженности сопловой решетки из работы, из которого следует, что при принятой расходонапряженности сопловой решетки ГАС $0,25 \text{ г}/(\text{с}\cdot\text{см}^2)$ эта величина составит 35 Торр.

ГАС2.1, ГАС2.2 (УМ HF-НХЛ) при размерах сопловой решетки $200 \text{ мм}\times 1400 \text{ мм}$ имеют массу 270 кг. Расходы компонентов топлива ГАС в режиме HF-НХЛ представлены в таблице 1. Основные характеристики выхлопного тракта (ВТ) ЗГ-ПУМ были представлены нами в статье [17]. Масса конструкции ВТ для нашего случая составляет ~80 кг.

Таблица 1 – Расходы компонентов топлива ГАС, г/с

ГАС	ГАС1 (ЗГ-ПУМ)		ГАС2 (УМ)
	HF-НХЛ	DF-НХЛ	HF-НХЛ
Трифторид азота (NF_3)	49	49	418
Гелий (He)	15	15	129
Водород (H_2)	15	1,5	129
Дейтерий (D_2)	3	30	24
Всего:	82	95,5	700

В предположении, что на массу силовой рамы и узлов общей сборки газодинамического тракта СГИ приходится ~15% массы установленного на ней оборудования, эта масса составит 110 кг. Тогда масса газодинамического тракта СГИ в целом составит ~830 кг. Общая компоновка газодинамического тракта СГИ с двумя плоскочлочными модулями оконечного усилителя показана на

рисунке 3.

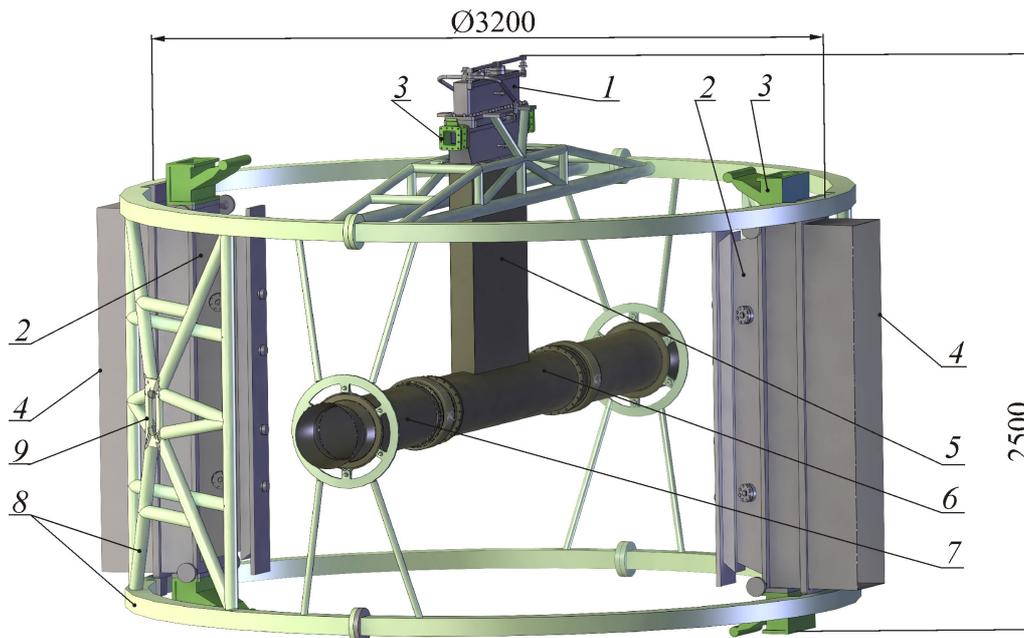


Рисунок 3 – Общая компоновка газодинамического тракта СГИ с двумя крупногабаритными плоскочлочными модулями оконечного усилителя: 1 – генератор активной среды ЗГ-ПУМ; 2 – генераторы активной среды УМ; 3 – газодинамические окна; 4 – створки лазерных камер генераторов УМ; 5 – сверхзвуковой диффузор ГАС ЗГ-ПУМ; 6 – газовый коллектор; 7 – выхлопной патрубок; 8 – шпангоут силовой рамы энергоблока; 9 – фланец крепления к обтекателю ракеты-носителя.

Оптический тракт. Оценки массы оптической системы СГИ проводятся в предположении, что все ее оптические элементы располагаются в оптико-механических узлах (ОМУ) по два ОМУ на каждый ГАС. При этом массу ОМУ определяется по зависимости $m_{\text{ОМУ}}=54+0,043 \cdot F_{\text{СР}}$, где $m_{\text{ОМУ}}$ – масса двух ОМУ (кг) для ГАС с площадью сопловой решетки $F_{\text{СР}}$ (см²). Тогда масса двух ОМУ

для ГАС с $F_{\text{CP}}=325 \text{ см}^2$ (ЗГ-ПУМ) составит 70 кг и масса четырех ОМУ для двух ГАС с $F_{\text{CP}}=2800 \text{ см}^2$ (УМ) составит $2 \times 175 = 350$ кг.

Оптическая система СГИ монтируется на отдельной оптической раме. Полагая, что масса этой рамы с узлами общей сборки равна 15% от массы установленного на ней оборудования и равна 60 кг, масса оптической системы СГИ составит 480 кг. Компоновка оптической системы СГИ в отсеке КА показана на рисунке 4, при этом масса СГИ в целом составит $830 + 480 = 1310$ кг.

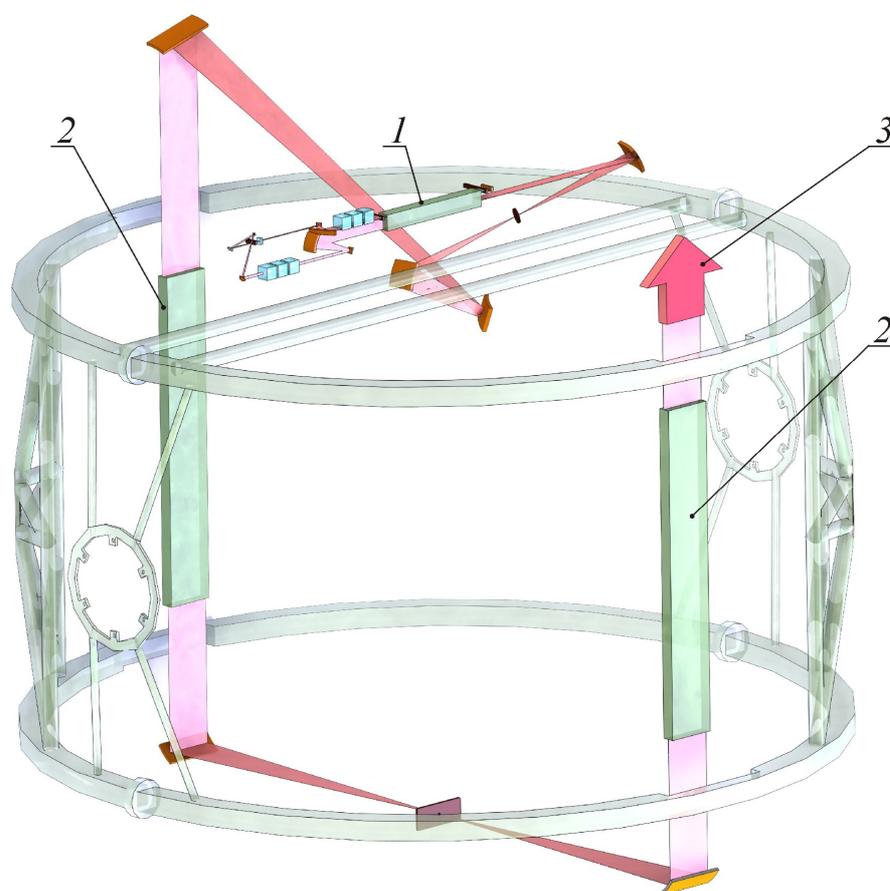


Рисунок 4 – Оптическая система СГИ (оптическая рама с оптико-механическими узлами, закрепляемые на силовом шпангоуте энергоблока через виброопоры, не показаны): 1 – активная среда ЗГ-ПУМ; 2 – активная среда УМ; 3 – выходное излучение.

4.2. Система подачи компонентов лазерного топлива

Схема системы подачи компонентов лазерного топлива в генераторы активной среды СГИ МКЛУ в газообразном состоянии показана на рисунке 2. Для определенности будем считать, что при полностью заправленных баллонах системы подачи (до максимального давления) МКЛУ должна отработать без дозаправки от системы хранения компонентов топлива 10с в режиме излучения HF-НХЛ и 100с в режиме DF-НХЛ. Максимальное давление заправки баллонов гелия, водорода и дейтерия ограничим величиной 400 атм из условия эффективности работы заправочных компрессоров, а давление трифторида азота величиной 100 атм из условия предотвращения его конденсации в процессе подачи в ГАС из-за охлаждения при адиабатном расширении в баллоне и дросселирования. Величину максимальной температуры гелия и трифторида азота в баллонах примем равной 300К, а водорода и дейтерия 100К для обеспечения эффективного регенеративного охлаждения сопловых решеток ГАС.

4.3.3 Формирующая оптическая система

Вариант габаритно-компоновочной схемы формирующей оптической системы представлен на рисунке 5. В ФОС так же нужно включить цилиндрический согласующий телескоп с коэффициентом увеличения 4 для преобразования пучка излучения с выхода СГИ с сечением (50×200) мм в осесимметричное с сечением (200×200) мм. Формирующий телескоп содержит зеркала с асферической поверхностью и два оптических шарнира с приводами

вращательного движения, обеспечивающих наведение излучения на ФКМ в двух взаимно перпендикулярных плоскостях в угловом диапазоне $\pm 7,5^\circ$ каждый без переориентации КА, и привод поступательного перемещения зеркала контррефлектора.

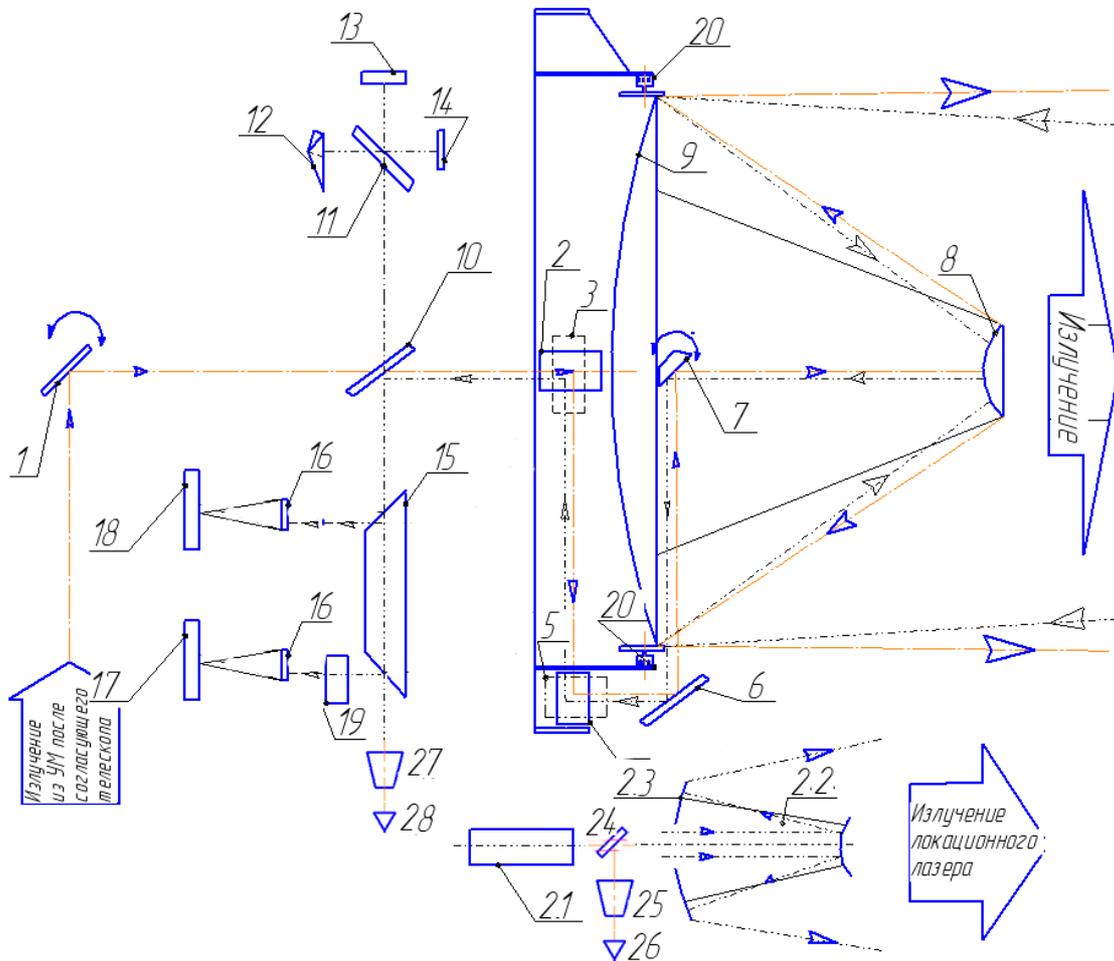


Рисунок 5 – Оптическая схема ФИПС принципиальная комбинированная*.

Примечание*: 1...7 – поворотные зеркала; 8 – контррефлектор формирующего телескопа; 9 – главное зеркало формирующего телескопа; 10 – пластина, прозрачная для излучения $\lambda=2,85$ мкм и отражающая излучение с $\lambda=(0,5...0,6)$ мкм; 11 – пластина, просветленная для излучения с $\lambda=2,85$ мкм; 12 – трипель-призма с просветленным для $\lambda=2,85$ мкм гранями; 13 и 14 – экраны,

поглощающие излучение; 15 – призма, передняя грань которой хорошо отражает излучение с $\lambda=2,85$ мкм $\lambda=(0,53\dots0,6)$ мкм и пропускает излучение с $\lambda=(0,53\dots0,6)$ мкм, а задняя грань хорошо отражает излучение с $\lambda=(0,53\dots0,6)$ мкм. ($p/\tau=8/1$); 16 – собирающие линзы; 17 – кремниевая ПЗС-матрица; 18 – ПЗС-матрица на основе InSb; 19 – электрооптический затвор; 20 – электроприводы силового телескопа, 21 – локационный лазер; 22 – контррефлектор телескопа локационного лазера; 23 – большое зеркало телескопа локационного лазера; 24 – светоделительное зеркало ($p/\tau=1/6$); 25, 27 – телескоп кеплеровского типа; 26, 28 – фотоприемник (ЛФД-2, РiN и т.п.).

Габаритные размеры такой ФОС составят $\varnothing 2000$ мм×3600 мм при базе формирующего телескопа 1500 мм.

Масса рассмотренного формирующего телескопа составляет ~400 кг. Массу согласующего телескопа оценим как массу двух оптико-механических узлов для ГАС-УМ (раздел 4.3.1), которая составляет ~175 кг. Массу оптической рамы и узлов общей сборки ФОС оценим в 15% от массы установленного на раме оборудования, что составит ~85 кг. Тогда общая масса ФОС составит 660 кг. Потребление электроэнергии от системы электропитания КА приводами ФОС при работе НХЛ не превысит величины 500 Вт.

4.4 Система лазерной локации

Система лазерной локации включает в себя локационный лазер на иттрий-алюминиевом гранате с удвоением частоты со светодиодной накачкой с

энергией излучения $\sim 0,5$ Дж и массой ~ 25 кг, телескоп лазерного локатора массой ~ 80 кг (диаметр главного зеркала 120 мм, база 850 мм) и оптическую систему совмещения силового и локационного каналов с массой элементов ~ 100 кг. Полагая, что масса рамных конструкций и узлов общей сборки системы составляет $\sim 15\%$ от массы оборудования и равна ~ 35 кг, общая масса системы лазерной локации составит 240 кг. Электропотребление системы при КПД локационного лазера $\sim 3\%$ не превысит 200 Вт.

4.5 Система хранения компонентов лазерного топлива

Различные варианты систем хранения компонентов лазерного топлива HF/DF-НХЛ, их сравнительные характеристики и методика оценки массогабаритных характеристик подробно рассмотрены в [18]. В настоящем разделе рассмотрен вариант системы хранения компонентов топлива в жидком криогенном состоянии как обладающий минимальными массогабаритными характеристиками.

В таблице 2 представлены основные характеристики криогенной системы хранения компонентов лазерного топлива НХЛ, обеспечивающей продолжительность его работы в режиме HF-НХЛ в течение 30 минут и в режиме DF-НХЛ – в течение 300 минут суммарно при расходах компонентов топлива, представленных в таблице 1.

Компоненты лазерного топлива хранятся в криогенных цилиндрических баках с эллиптическими днищами с наружным диаметром 1,1 м, размещенными в отсеке наружным диаметром 3,7 м и длиной 4,5 м по треугольной решетке. При

этом для водорода потребуется 2 бака длиной по 4м и один бак 2,5м; для дейтерия 2 бака длиной 4,5м и 1,6м; для гелия 2 бака по 4,5м; для трифторида азота 1 бак длиной 2,5м.

Таблица 2 – Характеристики криогенной СХПК HF/DF-НХЛ

Компонент	NF ₃	He	D ₂	H ₂	Всего
Давление хранения, ата	1				–
Температура хранения, К	144	4,2	23	20	–
Плотность жидкости, кг/м ³	1535	125	163	71	–
Масса компонента, кг	2475	762	632	519	4388
Объем компонента, м ³	1,61	6,1	3,88	7,3	18,9
Масса баков*, кг	403	1525	970	1825	4723
Объем криогенных баков, м ³	2,4	8,5	5,8	10	26,7
Теплопотери**, Вт	17	1	6,5	14	–
Масса холодильных машин, кг	7	150	350		507
Объем холодильных машин, м ³	0,003	0,4	1		1,4
Потребляемая мощность холодильными машинами, Вт	500	1500	2700		4700
Компонент	NF ₃	He	D ₂	H ₂	Всего
Теплота газификации и подогрева, МДж	594	1175	468	654	2891
Средняя мощность газификации и подогрева за 180 суток, Вт					190
Общая мощность электропотребления, кВт					4,9
Масса рамы и узлов общей сборки, кг	15% от массы оборудования				1440
Общая масса системы, кг					11060

Примечание 1 – * При удельной массе 0,25 кг/л. Примечание 2 – ** Из расчета потерь компонента из бака без холодильных машин 0,5% в сутки.

4.3.6 Система электропитания МКЛУ

Рассмотрим вариант электропитания МКЛУ от системы на основе солнечных батарей. При использовании современных солнечных батарей для космической техники на основе многокаскадных GaAs фотопреобразователей производства ОАО "Сатурн" (Россия, г. Краснодар) с удельной мощностью 250 Вт/м^2 и удельной массой $1,7 \text{ кг/м}^2$ (150 Вт/кг) [19] необходимая площадь поверхности батарей составит 20 м^2 при массе 33 кг.

Необходимую емкость аккумуляторных батарей определим из условия обеспечения пяти циклов работы МКЛУ от полностью заправленной системы подачи газообразных компонентов лазерного топлива. Она составит $\sim 57 \text{ МДж}$. При использовании литий-ионных аккумуляторных батарей космического исполнения производства ОАО "Сатурн" с удельной массой $160 \text{ (Вт}\cdot\text{час)/кг} = 0,58 \text{ МДж/кг}$ [19] общая масса аккумуляторных батарей составит $\sim 100 \text{ кг}$.

4.4 Общая компоновка МКЛУ на борту КА

Систему электропитания МКЛУ (раздел 4.3.6) целесообразно объединить с системой электропитания собственных систем КА (раздел 4.2). При построении объединенной системы на современной элементной базе (например, [19]) система электропитания при средней мощности (в течение всего срока активного существования 180 суток) 7 кВт будет иметь площадь солнечных батарей 28 м^2 с массой 47 кг, емкость аккумуляторных батарей 61 МДж с массой 105 кг и при массе системы контроля $\sim 30 \text{ кг}$ общая масса

системы составит 182 кг, что не превышает зарезервированное для системы электропитания в разделе 4.2 значение 223 кг.

Система подачи газообразных компонентов лазерного топлива (раздел 4.3.2) интегрирована в отсек системы генерации излучения (раздел 4.3.1). Общая массовая сводка систем КА представлена в таблице 7.

При этом допустимая масса КА при выводе на круговую орбиту ИСЗ высотой 350 км с наклоном $51,6^\circ$ ракетой-носителем "Протон-М" с космодрома Байконур составляет 19700 кг.

Компоновочные схемы и общий вид двух вариантов МКЛУ на борту КА с использованием крупногабаритных плоскоблочных ГАС, прототипы которых разработаны в ОАО НПО Энергомаш, представлены на рисунках 6, 7.

Таблица 7 – Массовая сводка по системам КА с МКЛУ

Система	Масса, кг	
<u>Собственные системы КА:</u>		
Конструкция (корпус, рама, система отделения от РН)	2364	
Корректирующая двигательная установка	434	
Ракетное топливо	1944	
Система измерений и управления	299	
Кабельная сеть и антенно-фидерные устройства	455	5958
Система обеспечения теплового режима	78	
Система электропитания	182	
Система трансляции команд	98	
Система заправки газом отсеков и исполнительных органов	104	

Система	Масса, кг	
<u>Системы МКЛУ:</u>		
Система генерации излучения	1310	13688
Система подачи компонентов лазерного топлива	420	
Формирующая оптическая система	660	
Система лазерной локации	240	
Система хранения лазерного топлива	6670	
Компоненты лазерного топлива	4388	
Всего:		19646

Таким образом, из представленных рисунков видно, что рассматриваемый КА с МКЛУ может быть размещен под стандартным обтекателем ракеты-носителя "Протон-М". Следует так же отметить, что головная часть защитного кожуха КА при старте находится в сложенном состоянии, предохраняя формирующую оптический телескоп.

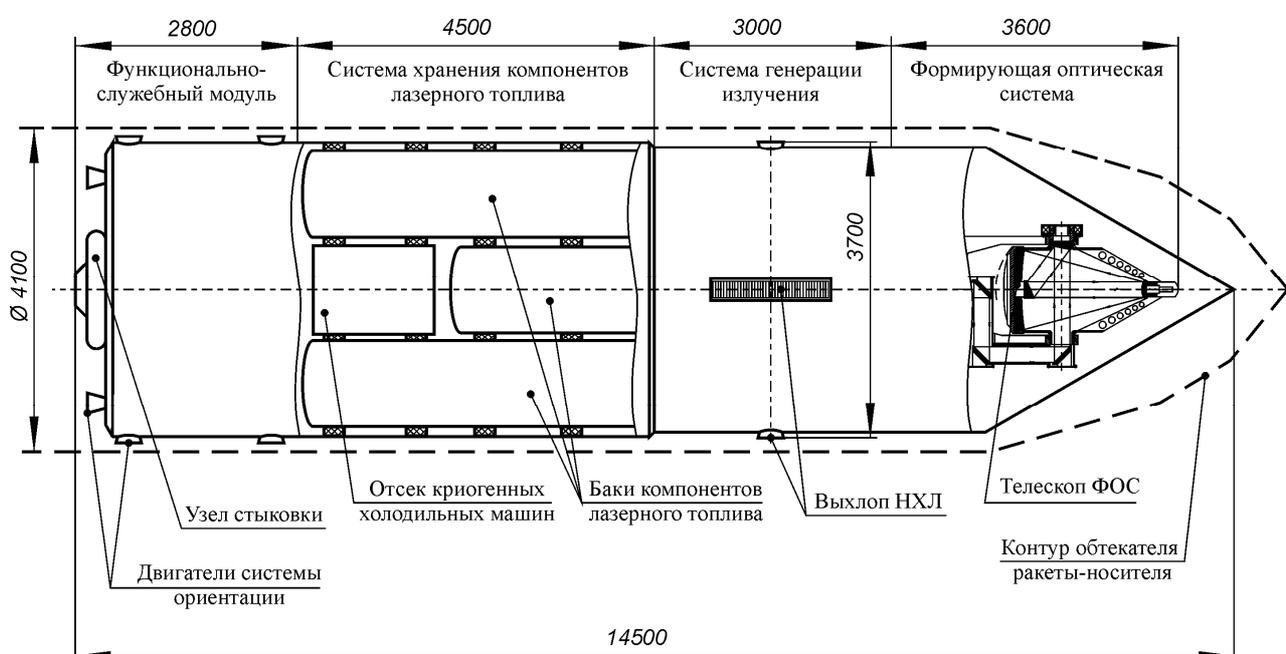


Рисунок 6 – Компоновочная схема МКЛУ на борту КА.

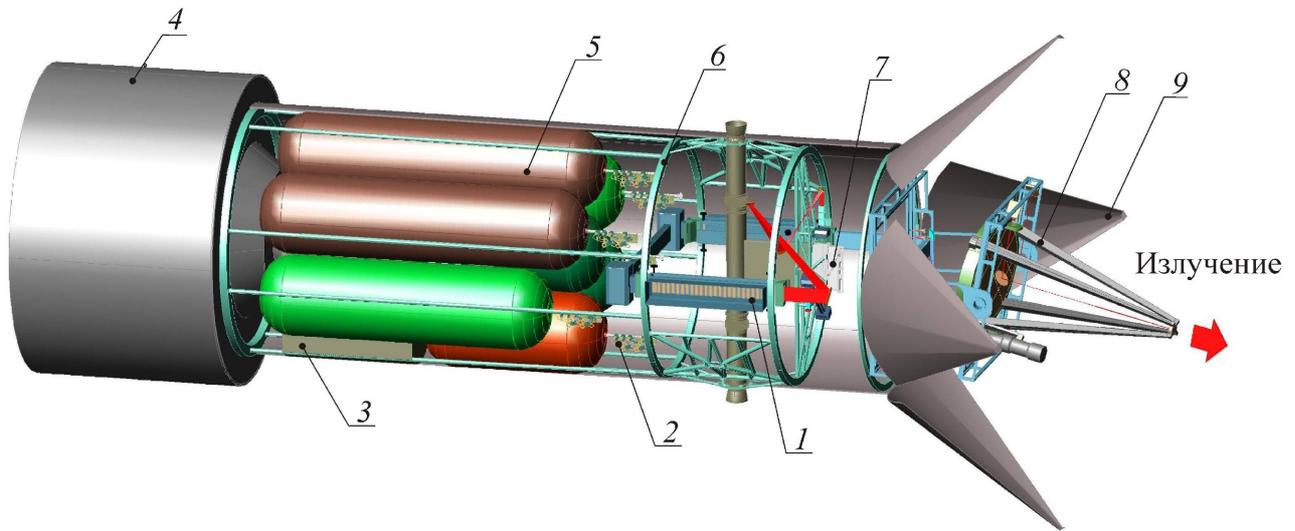


Рисунок 7 – Компоновочная схема МКЛУ на борту КА: 1 – один из модулей крупноразмерного плоскочного оконечного усилителя; 2 – система подачи газообразных компонентов лазерного топлива; 3 – отсек криогенных холодильных машин; 4 – функционально-служебный модуль ракеты-носителя "Протон-М"; 5 – баки компонентов лазерного топлива; 6 – силовая рама газодинамического тракта системы генерации силового излучения; 7 – плоскочный задающий генератор с предусилителем; 8 – телескоп ФОС; 9 – элемент головного защитного кожуха телескопа ФОС

Выводы и рекомендации

Разработана структурная схема КА с МКЛУ на борту, размещенной в негерметичном невозвращаемом отсеке КА (целевой модуль), со сроком активного существования на орбите ИСЗ 180 суток. Выполнена оценка массогабаритных характеристик собственных систем КА, размещаемых в функционально-служебном модуле КА: корректирующей двигательной установки, систем электропитания, обеспечения теплового режима, управления

и связи.

Определены массогабаритные характеристики и выполнена компоновка в отсеках целевого модуля КА составных частей МКЛУ: системы генерации излучения, системы хранения и подачи компонентов лазерного топлива, формирующей оптической системы и системы лазерной локации.

Разработана общая компоновочная схема КА. Показано, что КА с МКЛУ на борту общей массой ~19700 кг может быть размещен под "стандартным" обтекателем ракеты-носителя "Протон-М", что позволяет вывести его на заданную орбиту ИСЗ. При этом общая продолжительность работы МКЛУ составит 30 минут при достаточном времени воздействия на ФКМ ~ 1с в режиме импульсно-периодического излучения на молекулах HF с энергией в импульсе 0,8 Дж и 180 минут в режиме излучения на молекулах DF с энергией в импульсе на нужных колебательно-вращательных переходах ~5 мДж. При необходимости МКЛУ может быть дозаправлена с помощью грузового корабля с запасом компонентов лазерного топлива. В этом случае общая продолжительность работы МКЛУ в режиме излучения возрастет в ~2,5 раза.

* Работа выполнена в рамках реализации ФЦП «Научные и научно-педагогические кадры инновационной России» на 2009 – 2013 годы. (Гос. контракт № 14.132.21.1580 от 23.10.12 г).

Библиографический список

1. Авдеев А.В. Требования к параметрам космической лазерной установки на основе HF-НХЛ для очистки околоземного пространства от опасных фрагментов космического мусора// "Электронный журнал «Труды МАИ», 2011, вып.№ 45.
2. А.В. Авдеев, А.С. Башкин, Б.И. Каторгин, М.В. Парфеньев "Анализ возможности очистки околоземного пространства от опасных фрагментов космического мусора с помощью космической лазерной установки на основе автономного непрерывного химического HF-лазера", Квант. электроника, 2011, 41 (7), 669–674.
3. Авдеев А.В. К вопросу борьбы с космическим мусором с помощью лазерной космической установки на основе HF-НХЛ// Электронный журнал «Труды МАИ», 2012, вып.№ 61.
4. Башкин А.С., Каторгин Б.И., Хомяков А.А. О возможности применения DF-НХЛ космического базирования для анализа содержания углеводородов в атмосфере // Труды НПО Энергомаш. – М., 2010. – №27. – С. 315–330.
5. А.В. Авдеев Особенности получения и усиления коротких импульсов излучения в активных средах HF-НХЛ// "Электронный журнал «Труды МАИ», выпуск № 52, 2012 г., 22 с.
6. Авдеев А.В., Башкин А.С., Шушарин Е.И. Анализ параметров космической лазерной установки на основе HF-НХЛ для очистки околоземного пространства // Труды НПО Энергомаш. – М., 2010. – №27. – С. 281–301.

7. Кузнецов Л.И., Савичев В.Ю., Тихонов Н.Н. Лазерно-реактивная защита космических аппаратов от малоразмерного мусора // Квантовая электроника. – М., 1998. Т.25, №4. – С.372–376.
8. Ракета-носитель Протон-М. - <http://bourabai.kz/braun/proton-m.htm>
9. Орбитальные станции "Салют" второго поколения: Обзор. – <http://epizodsspace.narod.ru/bibl/getlend/23.html>.
10. Первушин А. Битва за звезды: Космическое противостояние. – М.: Издательство АСТ, 2004. – 831с.
11. Транспортный корабль снабжения. – http://ru.wikipedia.org/wiki/Транспортный_корабль_снабжения.
12. Многоразовый орбитальный корабль "Буран" (изделие 11Ф35) - <http://www.buran.ru/htm/mtkkmain.htm>.
13. Спутник связи ЯМАЛ-200. - <http://www.energia.ru/ru/automatic/yamal-200.html>
14. Парфеньев М.В. Пневмогидравлические системы проточных лазеров: Методические указания к выполнению курсовой работы / Под ред. академика РАН Б.И. Каторгина. – М.: МАИ, 2008. – 96с.
15. Ежеменский А.В., Парфеньев М.В. Об эффективности установки теплообменника в выхлопной тракт HF(DF)-НХЛ // Труды НПО Энергомаш. – М., 2003. – №21. – С. 340–352.
16. Конструирование автоматических космических аппаратов / Под ред. Д.И. Козлова. – М.: Машиностроение, 1996. – 448с.

17.А.В. Авдеев, А.С. Башкин, М.В. Курдюков, М.В. Парфеньев, С.Н. Семенов «О выхлопных устройствах фтороводородных космических лазерных установок», Труды НПО «Энергомаш им. Академика В.П. Глушко», том 28, 2011г, с 318-330.

18.Парфеньев М.В., Федоровский А.М., Хисамбеев Р.Ш. Анализ работы газоструйного эжектора в выхлопном тракте НХЛ //Труды НПО Энергомаш. – М., 2001. – №19. – С. 378–390.

19.ОАО «САТУРН»: Солнечные и аккумуляторные батареи для космических аппаратов. - <http://www.federalspace.ru/2011/>.