

СУЩЕСТВУЮЩИЕ КОНЦЕПЦИИ И ОБЗОР ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫХ ИССЛЕДОВАНИЙ ЛАЗЕРНОГО РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ

Б.Р. Зиганшин
А.В. Сочнев

brziganshin@gmail.com
avsochnev@kai.ru

КНИТУ-КАИ, г. Казань, Российская Федерация

Аннотация

В настоящее время существует проблема создания двигателей для космических аппаратов, предназначенных для освоения ближнего космоса. Одним из решений данной проблемы является использование лазерного ракетного двигателя. Двигатель такого типа имеет ряд преимуществ и, как показали расчеты, при активной эксплуатации экономически выгоден, что весьма важно для космических систем. Принцип работы лазерного ракетного двигателя позволяет использовать его не только как силовую установку и систему запуска космических аппаратов, но и как систему по уничтожению космического мусора, проблема которого с каждым днем становится все актуальнее. Приведены результаты обзора отечественных и иностранных работ по истории создания и концепции применения существующих в настоящее время образцов лазерных ракетных двигателей, по экспериментальным данным, полученным при измерении удельного импульса и удельной тяги, методам измерения, а также описаны принцип работы и основные физические процессы, происходящие в лазерных ракетных двигателях

Ключевые слова

Лазерный ракетный двигатель, абляция, оптический разряд, импульсный оптический разряд, лазерная реактивная тяга

Поступила 20.01.2020

Принята 13.08.2020

© Автор(ы), 2021

*Работа поддержана грантом «УМНИК-НТИ» № 14732ГУ/2019
Фонда Содействия инновациям*

Введение. Один из основоположников космонавтики К.Э. Циолковский [1] в начале XX в. писал, что в будущем космические аппараты станут запускать с помощью электромагнитных волн, направляемых от внешнего источника энергии. Это неудивительно — ведь в мире появилось радио,

человек только что смог взлететь в небо на самолете и человечество испытывало оптимизм по поводу дальнейшего прогресса.

Люди издавна задумывались об освоении космоса. Пилотируемый полет в космос состоялся в 1961 г., и с тех пор запускалось множество аппаратов.

В хозяйственной деятельности активно применяются микро- и наноспутники, и со временем перед эксплуатантами будет стоять цель по доставке на орбиту большого числа спутников за относительно небольшие деньги. Наноспутники определяются как малые космические аппараты массой от 1 до 10 кг и находятся между пикоспутниками (до 1 кг) и микро-спутниками (от 10 до 100 кг) [2]. Нано- и микро-спутники в основном применяются для отработки новых технологий и научных задач (85 и 46 %, 11 и 8 % соответственно) [3]. Кроме того, микро-спутники используются для дистанционного зондирования Земли (23 %) и обеспечения связи и телекоммуникаций (19 %).

Самый распространенный наноспутник — CubeSat размером 3U, 0,1 × 0,1 × 0,3 м, массой порядка 5 кг (U — общемировой стандарт размеров наноспутников, равный 0,1 × 0,1 × 0,1 м) [2].

Однако инженеры сталкиваются с рядом проблем, одна из которых — это недостаточные развиваемая мощность электроракетного двигателя (ЭРД) и удельный импульс химических двигателей, которые составляют основу современного поколения космических аппаратов. Проблему пытаются решить путем использования двигателей, основанных на иных принципах работы, — например, ядерных силовых установок или электроракетных двигателей мегаваттного класса. Каждый альтернативный вариант имеет свои преимущества и недостатки и, несмотря на то, что большая часть из них находится на стадии лабораторного образца или инженерного решения, некоторые прототипы тестируются и используются на современных космических аппаратах. Например, космические аппараты с электроракетными двигательными установками малой и средней мощности, разработанные ОКБ «Факел» и ГНЦ ФГУП «Центр Келдыша» [4], аппараты, которые проходят испытание и внедряются в эксплуатацию, — «Ямал-100» и «Ямал-200» (ПАО «РКК «Энергия» им. С.П. Королева»); KazSat-1, KazSat-2 (АО «ГКНПЦ им. М.В. Хруничева»); «Канопус-В» (АО «Корпорация ВНИИЭМ») [5], а также космический аппарат с солнечным парусом [6].

Одним из альтернативных вариантов силовой установки для космического аппарата может выступить лазерный ракетный двигатель (ЛРД). Такой тип двигателя несет меньше топлива на борту. Двигатель, состоя-

щий из лазера, оптической системы и системы управления, компактен и может работать от бортовой батареи космического аппарата. Лазерный ракетный двигатель в настоящее время используется в наноспутниках в системе стабилизации, поскольку способен выдавать импульс тяги точной величины, необходимой для стабилизации в пространстве.

Ионеску Ю. [7] и Фиппс К. [8] сравнивают двигатели разных типов и стоимости доставки груза такими двигателями на орбиту. Фиппс делает вывод, что ЛРД имеет низкую стоимость доставки груза на орбиту, а Ионеску рассчитал, что стоимость доставки груза с помощью ЛРД будет равна 100 долларов США за 1 кг. Для сравнения, стоимость доставки груза разрабатываемой ракеты Falcon Heavy (компания SpaceX, США) 1700 долларов за 1 кг. Наименее затратный из существующих способов доставки — это доставка с помощью ракет «Днепр» (МКК «Космотрас») и «Протон-М» (ГКНЦП им. М.В. Хруничева). Поэтому именно использование ЛРД будет приоритетным направлением для систем доставки груза и самих аппаратов.

Возникновение идеи и формирование концепции ЛРД. Концепция лазерной тяги. Родоначальниками идеи об использовании ЛРД можно считать сразу нескольких ученых. В 1923–1924 гг. Ф.А. Цандер, К.Э. Циолковский и независимо от них Г. Оберт выдвинули идею об использовании светового давления в качестве тяги. Они понимали, что для межпланетных миссий ракета не сможет нести топливо на протяжении всего пути, поэтому нужен подвод топлива (энергии) с некоторой базы. Зенгер Э. в 1953 г. (еще до изобретения лазера) проработал механизм применения фотонных ракет, Г.А. Аскарьян и Е.М. Мороз в 1962 г. описали явление отдачи при больших потоках энергии, сконцентрированных на небольшом участке, что приводит к испарению вещества [9]. Этот процесс лежит в основе абляционных ЛРД. Идею о применении ЛРД как теплового абляционного двигателя высказал А. Кантровиц в 1972 г. Он утверждал, что можно использовать импульс отдачи при взаимодействии излучения и вещества и таким образом получить тягу [10]. В 1976 г. Ф.В. Бункин и А.М. Прохоров в работе [11] впервые в мире описали принцип работы воздушного ЛРД, приводимого в движение от стационарного лазера, находящегося на Земле. Расчеты показали, что для вывода на орбиту аппарата массой 25 кг требуемая мощность составляет 10^7 Вт. Вариант предлагаемого ЛРД опубликован в 1977 г. в работе [12].

В 1981 г. выходит одна из первых работ (П.Е. Небольсин, А.Н. Пирри и др.), в которой с помощью оптического пробоя гелия получено значение удельного импульса порядка 9000 м/с при истечении из конического сопла [13].

В настоящее время существует четыре концепции применения ЛРД:

- 1) в качестве системы вывода полезного груза на орбиту (необходимо большое значение тяги);
- 2) как ускорителя космических аппаратов, запускаемых в дальний космос;
- 3) в качестве системы ориентации и стабилизации (невысокое значение тяги);
- 4) для борьбы с космическим мусором.

Концепция применения ЛРД в качестве системы вывода полезного груза на орбиту описана К. Фиппсом (Photonic Associates) в работе [14]. На Земле расположен лазер мегаваттного класса, запускающий аппарат на орбиту, например на низкую околоземную орбиту. При таком запуске соотношение полезной массы к общей значительно выше, чем у обычных аппаратов, и может составлять более 50 %. Однако при моделировании было установлено, что лазером запускать космический аппарат эффективнее не с поверхности Земли, а с некоторой высоты (1...15 км). В таком случае коэффициент отношения полезной массы к общей может увеличиться (рис. 1). Лазерный ракетный двигатель может использовать воздух как рабочее тело в плотных слоях атмосферы, а затем переходить на собственное рабочее тело [15].

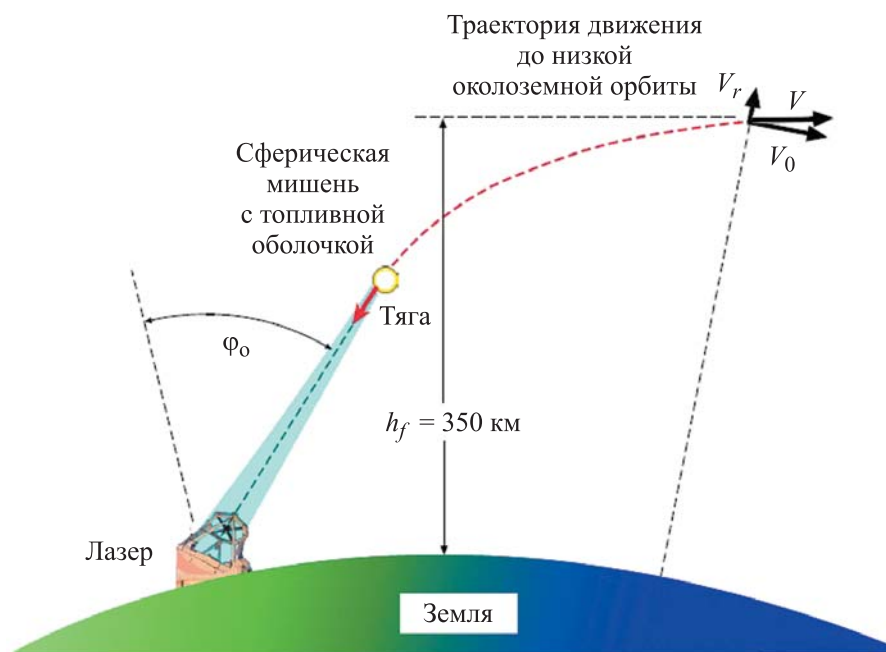


Рис. 1. Схема вывода аппарата на орбиту [14]

Однако наземного лазера для дальних миссий будет явно недостаточно, поскольку наводить на цель издали будет довольно сложно. Поэтому предлагается использование корабля — летающего лазера, который, находясь на некотором удалении от Земли, сможет точнее наводиться лазером на аппарат и ускорять его (рис. 2). В работе [16] приведена расчетная траектория аппарата со следующими характеристиками: наземный лазер со средней мощностью 300 МВт и длиной волны 10,6 мкм. Лазеру необходимо находиться на высоте 3000 м для запуска аппаратов через наиболее подходящий участок атмосферы для его улучшения.

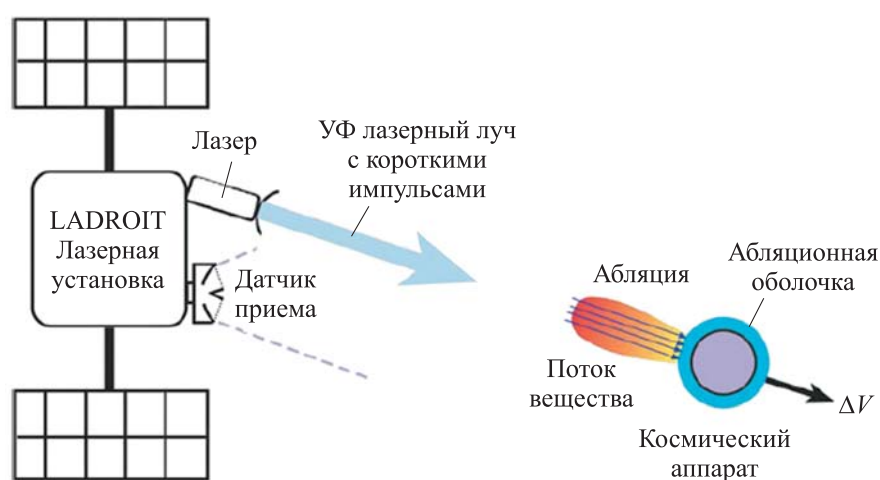


Рис. 2. Концепция ускорителя аппаратов для дальних миссий [6]

Интересна идея комбинирования «традиционного» способа выведения с лазерным выведением. Ракета НП выводит на орбиту аппарат MSTV (Manned Space Transportation Vehicle), оснащенный ЛРД. Как только ракета с экипажем достигает орбиты высотой 200 км, аппарат MSTV отделяется и с помощью лазерного двигателя выходит на орбиту высотой 400 км (орбиту МКС) [17].

Лазерный ракетный двигатель может использоваться не только как основная силовая установка, но и для стабилизации аппарата на орбите и корректировки его движения. Коллектив авторов из Германии предлагает концепцию MICROLAS, суть которой в том, что абляция мишени от лазерного луча нано- и пикосекундной длительности создает тягу очень точного значения в диапазоне микроньютонов [18]. Основное применение — системы ориентации и стабилизации.

Кроме применения ЛРД для запуска на орбиту и движения в космосе, лазерный двигатель можно использовать для удаления мусора с орбиты

или защиты от астероидов [19–21]. Физическая основа принципа работы системы по удалению космического мусора и астероидов такая же, как и для ЛРД — взаимодействие лазерного излучения с веществом. Мелкий мусор (до 10 см) можно уничтожить, а крупный — расщепить на мелкие части и вывести с орбиты. Кроме того, зная траекторию астероида, можно повлиять на его движение или расщепить (рис. 3).

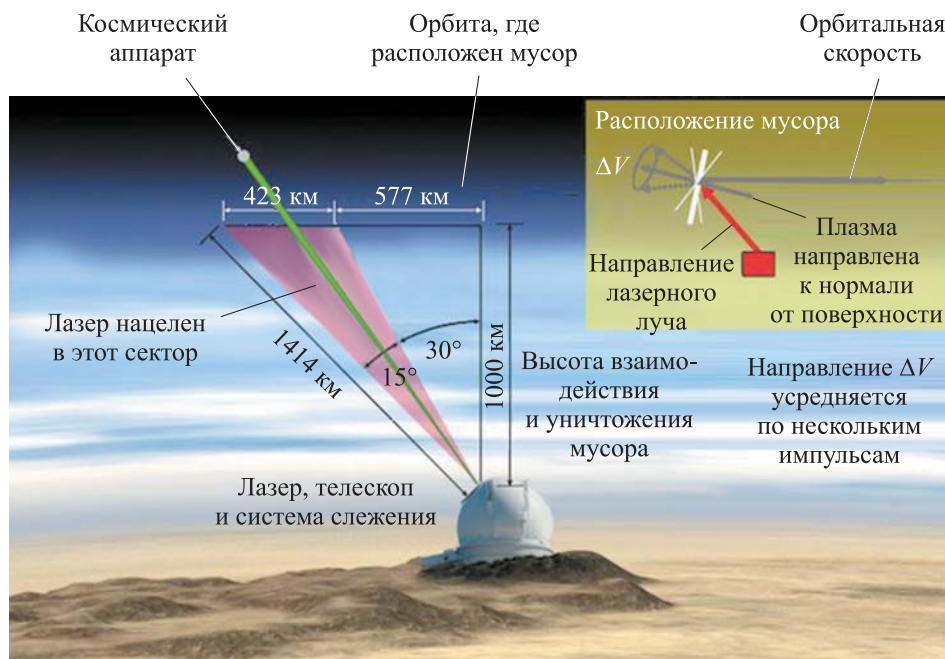


Рис. 3. Схема удаления космического мусора [22]

В настоящее время есть несколько работ, посвященных этой проблеме [23, 24]. Мелкие обломки на низкой околоземной орбите довольно опасны, поскольку совокупность таких обломков способна создать лавину, которая может повредить объекты на орбите, например спутники. Удаление мусора данным способом по сравнению с другими способами (с помощью сетей, тросов и др.) является оптимальным с точки зрения затрат и результатов. Средняя по времени оптическая мощность лазера составляет менее 15 кВт. Таким способом можно удалить ~ 2000 крупных объектов примерно за четыре года [20].

Проекты ЛРД. Существующие типы ЛРД в основном можно разделить по принципу действия. В [25] предложена следующая классификация:

- лазерные воздушно-реактивные двигатели (аппарат Lightcraft и аэрокосмический ЛРД — АКЛРД);

- двигатели на основе абляции твердых материалов (аппарат, разработанный К. Фиппсом);
- реактивные лазерно-химические двигатели.

В качестве существующих примеров ЛРД следует отметить такие проекты, как аппарат Lightcraft (рис. 4) и космический аппарат на лазерной тяге АКЛРД (рис. 5).

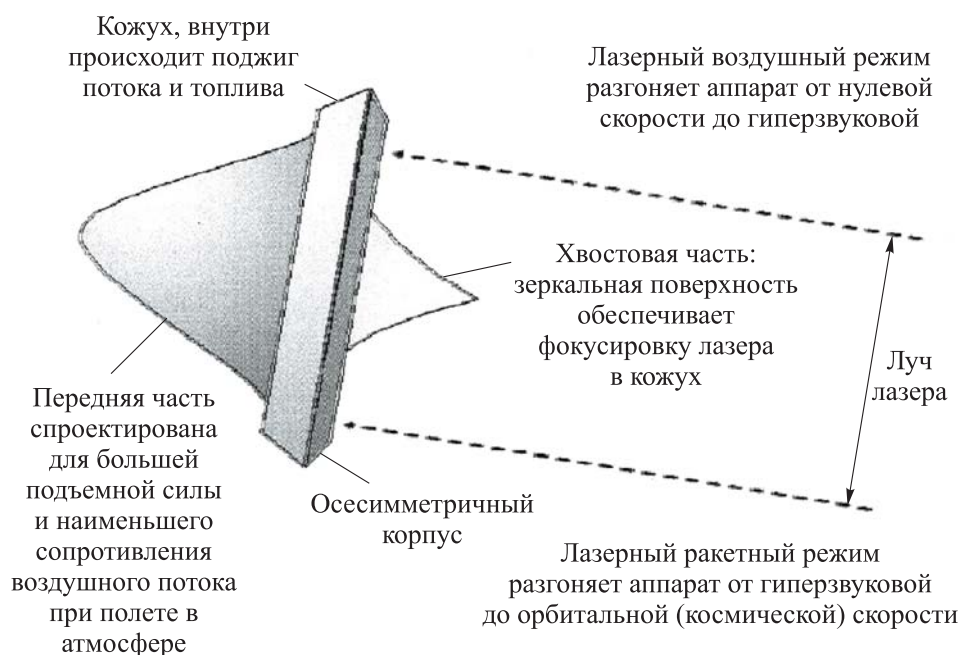


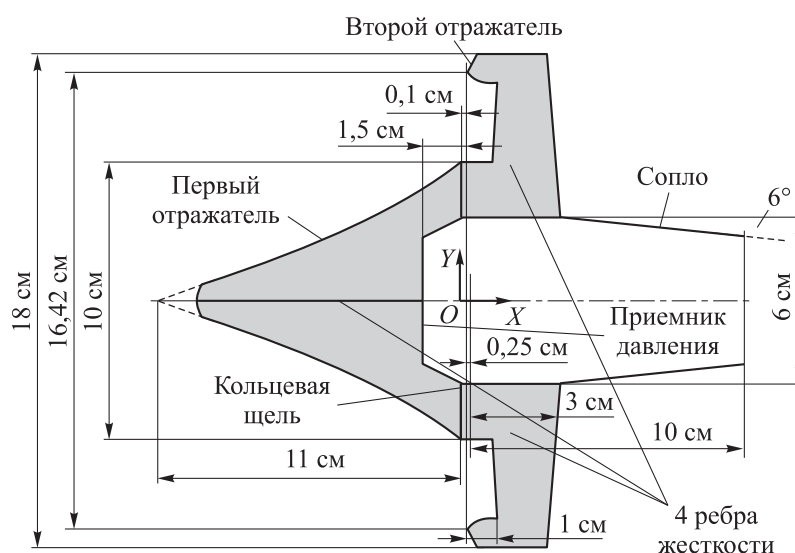
Рис. 4. Устройство аппарата Lightcraft [26]

Аппарат Lightcraft создан инженером Л. Мирабо в начале 1990-х гг. совместно с NASA. Опытный образец прошел испытания (полет на высоту 43 м за 2 с, по горизонтальной плоскости — 121,9 м). Аппарат приводился в движение инфракрасным CO_2 -лазером мощностью 10 кВт. Необходимая для движения аппарата мощность составляет 0,1...1 МВт на 1 кг массы [26].

Коллектив АО «НИИ ОЭП» под руководством Ю.А. Резункова разработал АКЛРД, тяга которого на стенде составляла 1,5 Н при мощности излучения 3,25 кВт, удельная тяга — 42,8 Н/МВт. Энергия импульса была равна 80...90 Дж, длина волны 10,6 мкм, топливо — термопласт [27]. Особенность аппарата заключалась в том, что лазерный луч подавался навстречу аппарату, где с помощью первого и второго отражателей и кольцевой щели попадал в камеру.



a



б

Рис. 5. Полетный макет АКЛРД (*a*) и его основные геометрические характеристики (*б*) [27]

Апполонов В.В. (ИОФ РАН) и Тищенко В.Н. (ИЛФ СО РАН) предлагают принцип резонансного объединения ударных волн, который создает зону высокого давления и, как следствие, постоянную ускоряющую силу. Лазерные импульсы с частотой 50...100 кГц и длительностью 100...200 нс образуют квазинепрерывный режим и поглощаются в короткофокусном рефлекторе. При использовании CO₂-лазера (длиной волны 10,6 мкм

и мощностью 20 МВт) достигается удельная тяга ~ 2500 Н/МВт [28]. Преимущества квазинепрерывного режима — отсутствие проблемы с экранировкой плазмы и ударных нагрузок.

Лазерный ракетный двигатель на основе абляции твердого материала разработан К. Фиппсом. В качестве топлива использовался термопласт, подаваемый в виде ленты [29]. Обычно устройство работает в режиме передачи (Transmission mode) для защиты оптики от твердых загрязнений, создаваемых струей абляции (рис. 6). В этом режиме линза фокусирует выход лазерного диода на пятно диаметром 25 мкм на прозрачной стороне специально подготовленной топливной ленты. Проходя через ацетатную подложку, не повреждая ее, луч нагревает поглощающее покрытие на противоположной стороне ленты до высокой температуры, создавая миниатюрную абляционную струю. Особенностью такой конструкции является то, что при облучении лазером топливной ленты тяга направлена не к лазеру, а от него, защищая тем самым оптические элементы от загрязнения осколками ленты.

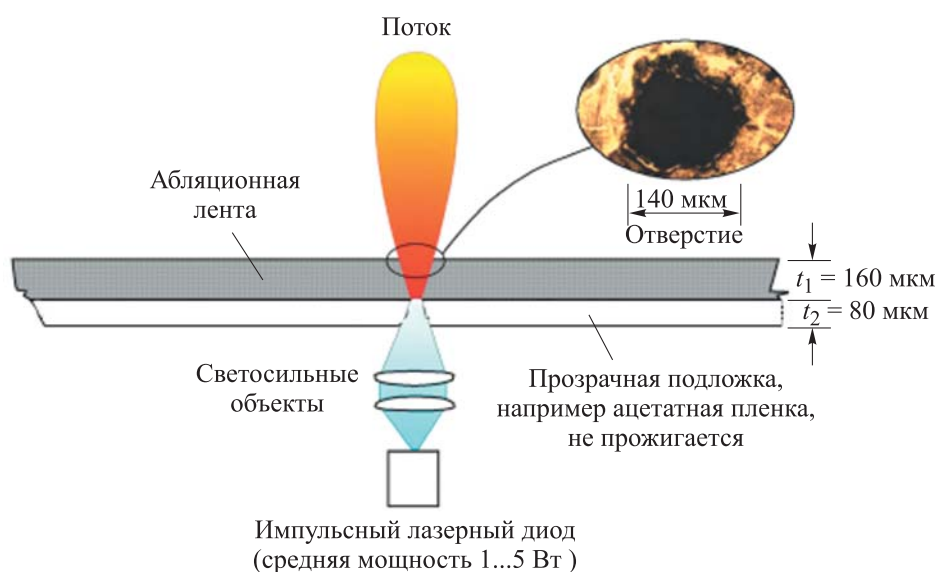


Рис. 6. Принцип действия ЛРД Фиппса [29]

Критерий устойчивого существования непрерывного оптического разряда в камере поглощения ЛРД [30–32] предложен А.Г. Саттаровым (КНИТУ-КАИ) в результате теоретических исследований условий устойчивости непрерывного оптического разряда в противоточном закрученном потоке в камере поглощения ЛРД. Он предположил, что устойчивость разряда возможна только при формировании стабильной радиальной мало-

подвижной (застойной) области течения в камере поглощения. Радиальное малоподвижное течение позволит получить устойчивое непрерывное «горение» оптического разряда в приосевой зоне камеры поглощения ЛРД (рис. 7)

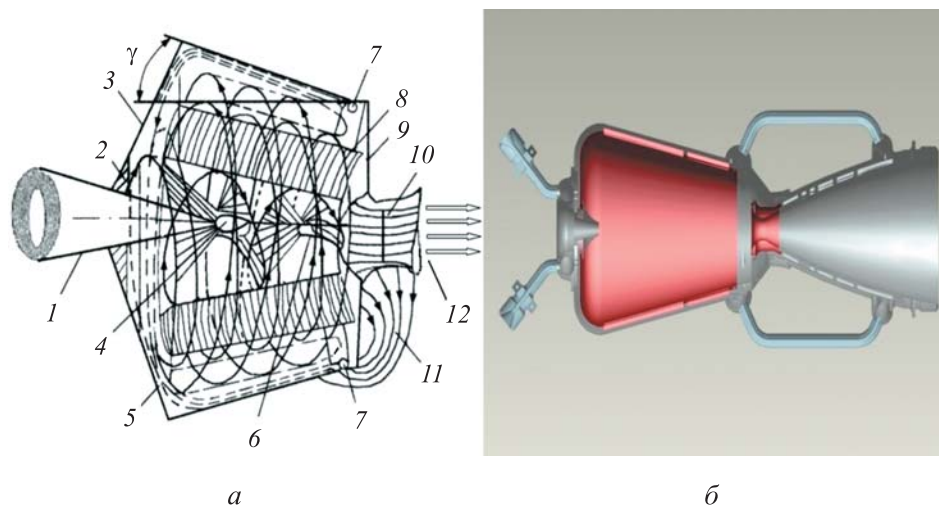


Рис. 7. ЛРД на основе длиннофокусной системы с газодинамической стабилизацией непрерывного оптического разряда осесимметричным противоточным закрученным потоком газа [33]:

а — принцип функционирования в конической камере поглощения; *б* — внешний вид ЛРД; 1 — лазерное излучение; 2 — газодинамическое окно; 3 и 9 — переднее и заднее днища камеры; 4 — оптический разряд; 5 — пограничный слой; 6 — ядро потока; 7 — тангенциальное отверстие; 8 — малоподвижная область течения; 10 — критическое сечение сопла; 11 — отвод теплоты от критического сечения; 12 — сопло

Рабочее тело (газ) под воздействием кинетического момента, сообщаемого при подаче через тангенциальные отверстия, формирует свободный (потенциальный) вихрь с развитым пограничным слоем на переднем днище камеры поглощения ЛРД. Ввиду наличия развитого пристеночного слоя поток газа движется по логарифмической спирали в центр камеры поглощения (рис. 7, *а*) и может далее использоваться для стабилизации плазмы непрерывного оптического разряда в приосевой зоне камеры поглощения ЛРД. При увеличении окружной скорости рабочего газа в приосевой зоне потока статическое давление снижается и возрастает вероятность стабильного существования оптического разряда.

Однако для практического использования ЛРД необходимо преодолеть ряд проблем: трудность сохранения физического подобия процесса при переходе от лабораторного образца к опытным промышленным образцам [34], трудность наведения лазера (при постоянном удалении кос-

мического аппарата от Земли эта проблема наведения становится актуальнее) [35] и отсутствие импульсного лазера мегаваттного класса, а также наличие тяжелых источников питания лазера.

Принцип действия ЛРД можно разделить на два типа — абляция и оптический пробой. Оптический пробой происходит при превышении определенного значения интенсивности излучения, называемого пороговым. Например, для воздуха при нормальных условиях пороговое значение излучения составляет 10^{11} Вт/см². Двигатель на лазерной тяге может иметь несколько режимов работы: абляционный и оптического пробоя, а также комбинацию режимов абляции и приповерхностного пробоя паров мишени.

В настоящее время создано и исследовано достаточное число математических моделей процессов, протекающих в ЛРД [35–41]. На первых этапах исследований были разработаны одномерные модели как с учетом, так и без учета лучистого теплообмена [42, 43]. В дальнейшем создавались двумерные модели без учета лучистого теплообмена. В наиболее полных моделях учтен селективный лучистый теплообмен с описанием газодинамических процессов [38–40].

В работе [36] для выявления взаимосвязи процессов в ЛРД приведены результаты расчета баланса мощности лазерного излучения в камере поглощения (рис. 8).

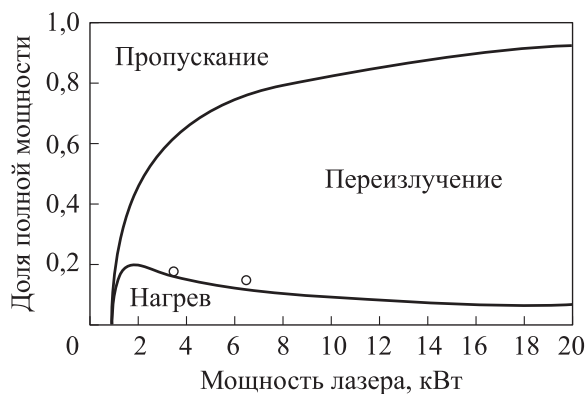


Рис. 8. Баланс мощности лазерного излучения в камере поглощения ЛРД с учетом пропускания и остаточного нагрева газа [36]

Как следует из баланса мощности, при низкой мощности падающего излучения большая его часть проходит через плазму. Поскольку температура плазмы еще низкая, процессы переизлучения не проявляются, поэтому поглощенная энергия остается в газе.

Лазерная абляция — это процесс удаления вещества под воздействием лазерного излучения высокой мощности с поверхности мишени в жидком и твердом состояниях как с металлов, так и с неметаллов (полимеров). Воздействие лазера на вещество приводит к быстрому поглощению энергии излучения, нагреву и взрывообразному испарению вещества с поверхности мишени. Процесс сопровождается распространением ударной волны в окружающей среде.

Рассмотрим взаимодействие лазерного излучения и металла. Лазерный луч, взаимодействуя с мишенью, нагревает и испаряет ее. При испарении в окружающем газе появляются пары материала мишени. Некоторые мишени способны отражать излучение, что может вызвать увеличение интенсивности электромагнитного поля. Эти факторы могут привести к снижению порога пробоя газа вблизи поверхности мишени. Ионизация газа происходит быстро и создает высокотемпературную плазму высокого давления. Плазма генерирует тягу по мере расширения.

Основным фактором, снижающим порог оптического пробоя вблизи мишени, является наличие плазмы из легкоионизируемых паров мишени. На эти процессы могут влиять следующие характеристики [44]:

- параметры излучения (например, длина волны, мощность, распределение в пространстве);
- параметры мишени (химический состав материала, наличие примесей и дефектов на поверхности);
- параметры среды (состав, давление, температура).

Для лазерных систем с длительностью импульса порядка милли- и наносекунды образование плазмы можно описать классическим взаимодействием лазерного излучения и вещества (рис. 9):

- *процессы теплопроводности, плавления и испарения* — поверхность твердых мишеней облучается импульсным лазером, температура поверхности мишени увеличивается до момента плавления и испарения. Процесс взаимодействия можно разделить на этап нагрева вещества (до $0,1T_{кр}$ материала), основной режим $(0,1...0,9)T_{кр}$ (рис. 10, а) и фазовый взрыв $(0,9...0,1)T_{кр}$, происходит взрывное кипение (рис. 10, б). Очевидно, что для стабильной работы ЛРД необходимо не превышать значение $0,9T_{кр}$. Отметим, что при давлении газа до $10...15$ МПа температура кипения материала мишени достаточно высока, что существенно снижает скорость испарения материала мишени. В таком случае пробой в газе может инициироваться термоэмиссией частиц (электронов и ионов) с поверхности [45];

- процесс образования плазмы — одно- и многофотонная ионизация запускает электронно-детонационный механизм распространения импульсного разряда;
- процесс расширения плазмы — плазма продолжает поглощать энергию импульса лазера и поддерживает собственное движение.

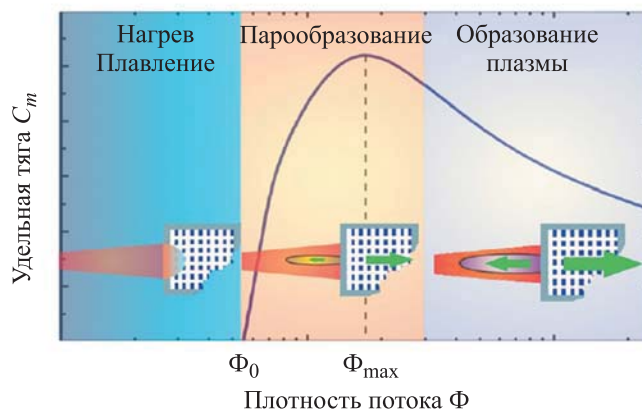


Рис. 9. Процесс эволюции плазмы [46]

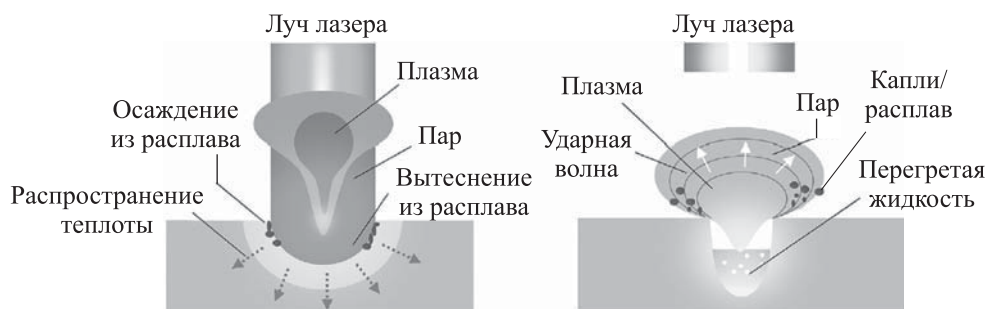


Рис. 10. Взаимодействие лазера с веществом [47]:
 а — короткий импульс; б — сверхкороткий импульс

Одной из главных характеристик лазерного нагрева поверхности материала является степень локальности зоны нагрева. При степени локальности нагрева растет как эффективность поглощения, так и отношение размеров нагретой зоны к радиусу пятна облучения. Поэтому профиль температуры перестает соответствовать модовой структуре лазерного пучка, плазма частично экранирует центральную область и передает энергию в окружающую периферийную зону.

В большинстве опытов используются именно наносекундные импульсы. Такая длительность уменьшает в 500 раз пороговое значение плотности потока излучения для создания плазмы по сравнению с миллисекундными

импульсами, что позволяет увеличивать фокусное расстояние в 15–20 раз. Благодаря этому оптическая система не загрязняется потоком аблированного материала, что увеличивает время ее эксплуатации. Кроме того, можно применять материалы разных типов, в том числе и металлы [48].

Измерение тяги и удельного импульса в опытах. В настоящее время существуют способы измерения тяги с помощью:

- подвешенного маятника (баллистического);
- торсионного маятника;
- равноплечных весов;
- контрбалансного маятника;
- макета.

Измерение удельного импульса или удельной тяги с помощью баллистического маятника заключается в измерении отклонения мишени от первоначального положения после оптического пробоя (рис. 11). Мишень устанавливается таким образом, чтобы пробой происходил на ее поверхности или внутри. Это один из самых распространенных и относительно простых способов измерения тяги [49, 50].

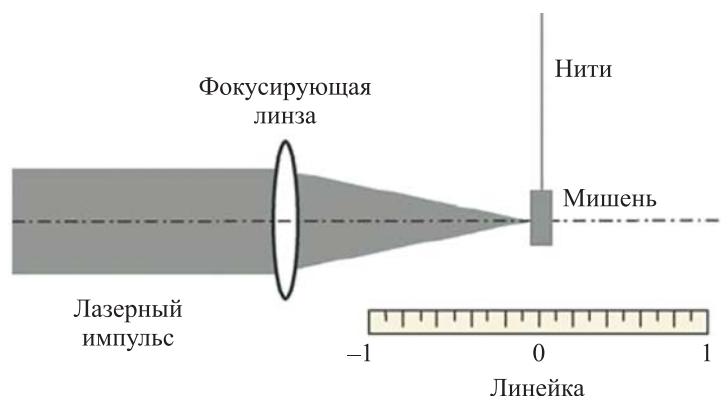


Рис. 11. Схема измерения тяги с помощью баллистического маятника [51]

Торсионный маятник основан на использовании свойства торсиона, т. е. скручивания. На рис. 12 приведен пример маятника такого типа. Оптический разряд создается на поверхности мишени, закрепленной на маятнике. Вследствие разряда мишень начинает закручиваться вокруг своей оси. Зная величину, на которую маятник отклонился от исходной точки, можно определить удельную тягу или удельный импульс. Методика эксперимента приведена в работах [36, 52].

Для измерения удельной тяги и удельного импульса применяются равноплечные весы (рис. 13). Импульс лазера проходит через окно и линзу

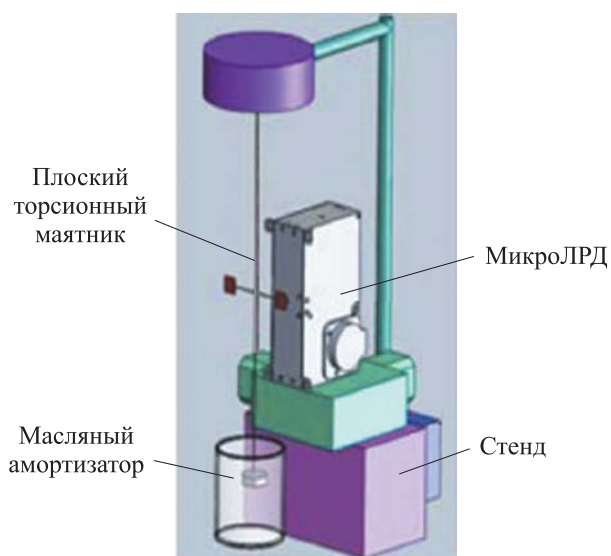


Рис. 12. Торсионный маятник [53]

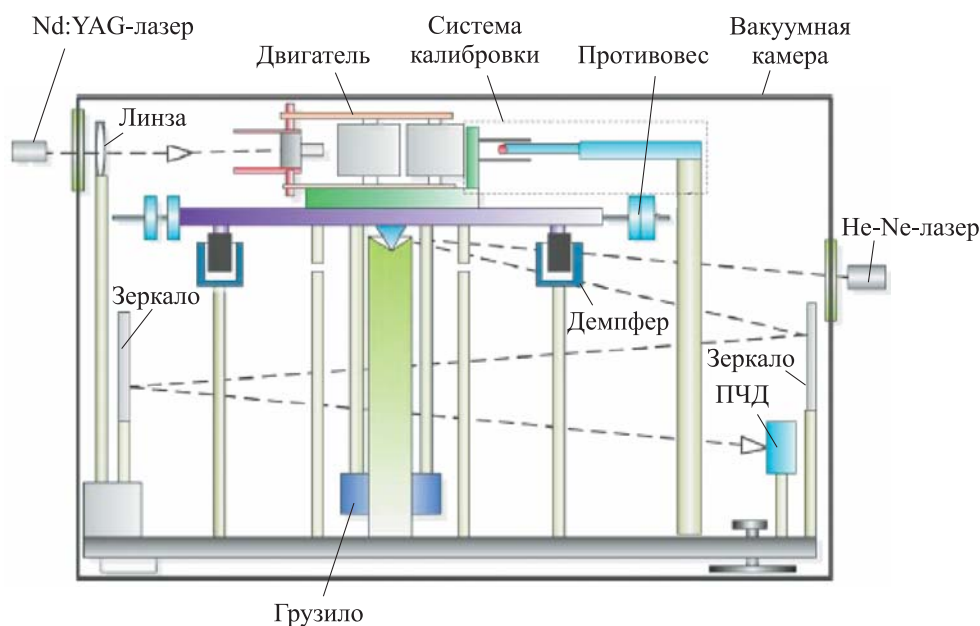


Рис. 13. Схема измерения с помощью равноплечных весов [45]

из кварцевого стекла, возникает разряд с образованием плазмы. Маятник при разряде начинает двигаться, но его отклонения замедляются электромагнитными демпферами. Маятник стабилизируется внизу с помощью двух противовесов — грузил, которые возвращают его в первоначальное положение. Отклонения измеряют с помощью другого лазера. Луч прони-

кает через окно из кварцевого стекла и направляется на движущееся зеркало, расположенное рядом с острием ножа. Зеркало вращается вместе с движущимся маятником. Лазерный луч в результате попадает на позиционно-чувствительный детектор (ПЧД) после прохождения через несколько зеркал. Такой маятник довольно точный, однако его необходимо постоянно калибровать для получения точных значений [54].

Кроме того, выделим отдельный тип маятника — контрбалансный маятник (counterbalance pendulum) [40]. Физический принцип работы продемонстрирован на рис. 14. При оптическом разряде в мишени происходит ее отклонение. Однако, как, например, в случае с обычным маятником, часть энергии разряда может потеряться вследствие неидеального натяжения или недостаточной длины нити. У контрбалансного маятника мишень и противовес находятся на одной оси. Такая схема позволяет фиксировать тягу точнее, чем в случае с баллистическим маятником.

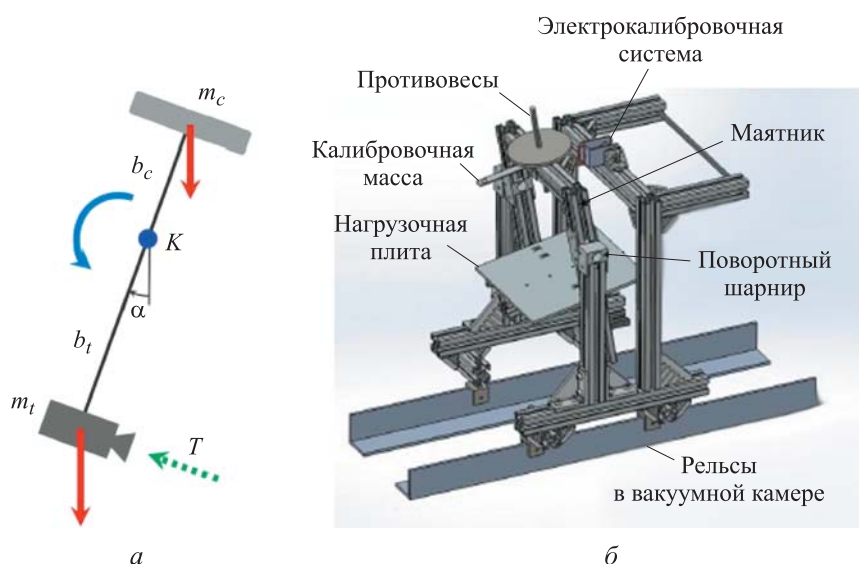


Рис. 14. Физический принцип работы контрбалансного маятника (а) и его конструкция (б) [55]

Отдельно выделим измерение тяги с использованием макета. Если в других случаях мишень закреплена на подвесе или станке, то здесь мишень крепится на объекте, приводимом в движение взаимодействием лазера и мишени, т. е. выступает как двигатель, и создается тяга. Главным минусом способа является высокая требуемая энергия импульса (порядка десятков или даже сотен джоулей) [56].

Наиболее простыми способами являются измерения с помощью баллистического и торсионного маятников, тензо- и пьезоэлектрического

датчиков, а также косвенные измерения скорости и массового расхода. Наиболее чувствительные способы — комбинированная интерферометрия, VISAR, измерения с помощью торсионного маятника и косвенные измерения. Широкий рабочий диапазон имеют измерения с помощью комбинированной интерферометрии, VISAR и торсионного маятника (таблица).

Оценка рабочего диапазона I , чувствительности ΔI , временного разрешения Δt и инструментальной сложности C (1 → 3 — простой → сложный) [57]

Способ	$I, Н \cdot с$	$\Delta I, Н \cdot с$	$\Delta t, с$	C
Баллистический маятник	$> 10^{-5}$	$10^{-6}-10^{-5}$ ($3 \cdot 10^{-9}$) 10^{-6}	$10^{-2}-10^{-1}$	1
Торсионный маятник	$10^{-6}-10^{-3}$	(10^{-9})	$10^{-2}-10^{-1}$	1 → 2
Тензоэлектрический датчик	$> 10^{-5}$	$10^{-6}-10^{-5}$	$10^{-6}-10^{-5}$	1
Пьезоэлектрический датчик	$> 10^{-5}$	$10^{-6}-10^{-5}$	$10^{-7}-10^{-6}$	1 → 2
Оптодинамический	10^{-5}	10^{-7}	$10^{-6}-10^{-5}$	2
Комбинированная интерферометрия	$10^{-11}-10^{-4}$	$10^{-12}-10^{-10}$	$10^{-13}-10^{-10}$	3
VISAR	$10^{-9}-10^{-3}$	10^{-9}	10^{-8}	2
Косвенные измерения (скорость + массовый расход)	$> 10^{-5}$	$10^{-8}-10^{-5}$	10^{-7}	1 → 2

В настоящее время отсутствуют унифицированные средства измерения механических характеристик (например, удельного импульса), и существует проблема различий значений удельной тяги или удельного импульса при использовании разных методов в одном эксперименте.

Экспериментальные исследования тяги и удельного импульса. Приведены результаты экспериментов по созданию и измерению тяги и удельного импульса (см. рис. 15, 16). Приведем несколько типов экспериментов:

- измерение непосредственно тяги и удельного импульса;
- сравнение материалов и/или использование конкретного материала в качестве топлива для ЛРД;
- использование/численное моделирование сопла для ЛРД.

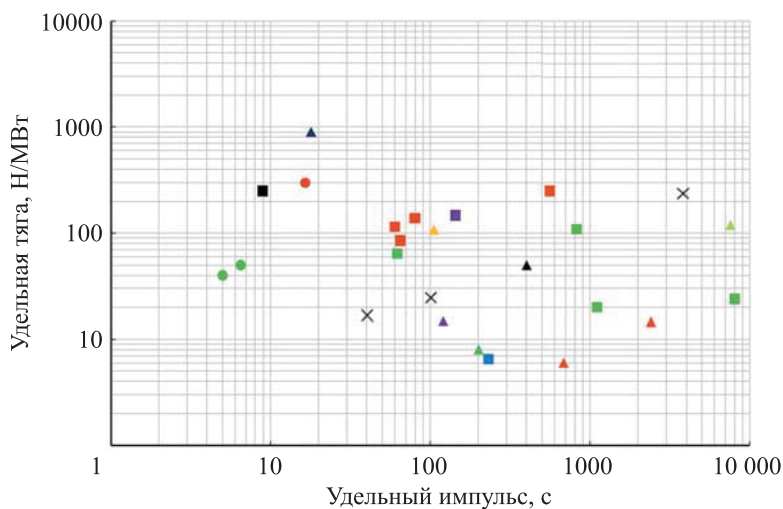


Рис. 15. Зависимость удельной тяги от удельного импульса:

квадрат — металлы (зеленый цвет — алюминий [54, 58–61]; красный — цинк [62]; фиолетовый — феррит [59]; синий — свинец [51]); треугольник — полимеры (черный — ПВХ [34, 29]; зеленый — ацетилцеллюлоза [63]; салатный — полиимид [52]; красный — ПТФЭ [54, 63]; оранжевый — полиуретан [64]; темно-синий — глицерин [64]; фиолетовый — политрифторхлорэтилен [63]); кружок — жидкость (зеленый — глицерол [65]; красный — полиимид под водой [52]); × — нет данных [66, 67]

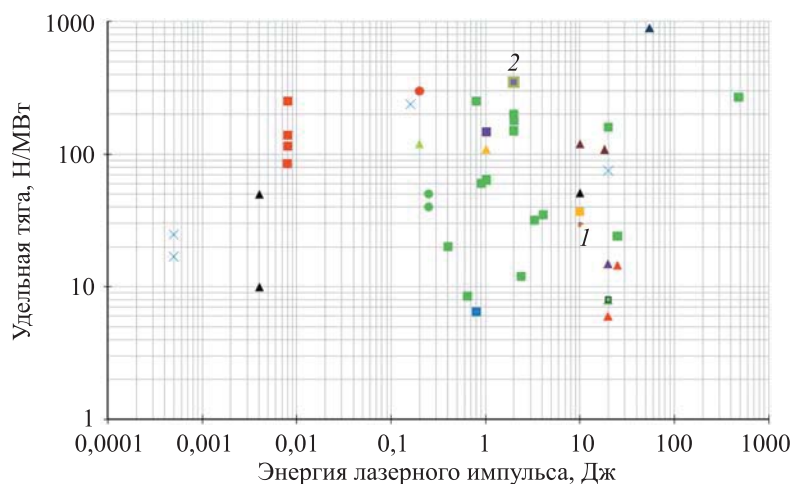


Рис. 16. Зависимость удельной тяги от энергии импульса:

квадрат — металлы (зеленый — алюминий [13, 46, 54, 58–60, 68, 69, 70, 71]; красный — цинк [62]; фиолетовый — феррит [59]; синий — свинец [51]; оранжевый — золото [46]; в точке 2 — вольфрам [46] и тантал [46]); треугольник — неметаллы (черный — ПВХ [29]; зеленый — ацетилцеллюлоза [63]; салатный — полиимид (под стеклом) [52]; красный — ПТФЭ [54, 63]; оранжевый — полиуретан [59]; темно-синий — глицерин [64]; фиолетовый — политрифторхлорэтилен [63], полиоксиметилен [46, 72]); кружок — жидкие материалы (зеленый — глицерол [65], красный — полиимид под водой [52]); × — нет данных [66, 67, 73]; в точке 1 — вольфрам, тантал и алюминий, в точке 2 — алюминий

Такая классификация выбрана вследствие проведения большого числа работ по измерению тяги и удельного импульса, поэтому логично разделение на несколько разделов. Несмотря на общую тему, работы имеют акцент на конкретный элемент — на методику измерения, материал топлива, сопло.

Результаты экспериментов согласуются с формулой: удельная тяга и удельный импульс являются обратными величинами:

$$\eta_{\text{эф}} = \frac{C_m I_{\text{уд}}}{2},$$

где C_m — удельная тяга; $I_{\text{уд}}$ — удельный импульс; $\eta_{\text{эф}}$ — эффективный КПД.

С увеличением энергии импульса наблюдается тенденция к повышению эффективности преобразования энергии, что проявляется в увеличении удельной тяги.

На рис. 16 видны две группы значений энергии: 0,001...1 Дж и 8...20 Дж. Наилучшие результаты по удельной тяге наблюдались при энергии 55 и 480 Дж (900 Н/МВт и 270 Н/МВт), однако довольно высокие результаты по удельной тяге (порядка 250...450 Н/МВт) были при энергии 1...5 Дж.

Материалы можно поделить на жидкие (глицерол или полиимид) и твердые. Последние делятся на металлы (например, алюминий, вольфрам и золото) и неметаллы (полимеры, например ПВХ, глицилазид и др.) (см. рис. 16).

В последнее время появились работы по изучению тяги от неметаллов, в основном полимерных материалов. Для получения наилучшего значения удельной тяги необходима малая теплопроводность материала, поскольку часть лазерной энергии тратится на нагрев материала, а не на переход металла в газообразную среду [74]. Некоторые добавки в материал, например углерод, могут улучшить характеристики тяги и удельного импульса. Наибольшая удельная тяга у полимера с добавлением инфракрасного красителя, а наилучший удельный импульс — у полимера с добавлением углерода [75].

В работе [75] для полимеров приведен коэффициент эффективности абляции (т. е. перехода лазерной энергии в измеренную тягу) более 100 %. Это показывает, что энергия, полученная в результате разложения полимера, может быть перенесена в тягу, и что механизм абляции играет вспомогательную роль. Коэффициент эффективности абляции полимеров варьируется от 21 до 368 % [75]. Коэффициент эффективности более

100 % означает, что в измеренном значении тяги и удельного импульса значительную часть составляет именно химическая энергия, высвобождаемая в процессе воздействия лазерного излучения на материал. Это подтверждено в работе [8]. Следует понимать, что это уже ЛРД не в чистом виде, а гибридный, использующий не столько энергию лазера, а сколько химическую энергию вещества, т. е. рабочего тела, а лазер выполняет роль инициатора движения.

Заключение. В настоящее время можно выделить четыре концепции использования ЛРД: 1) в качестве системы вывода полезного груза на орбиту (необходимо большое значение тяги); 2) как ускорителя космических аппаратов, запускаемых в дальний космос; 3) в качестве системы ориентации и стабилизации (невысокое значение тяги); 4) для борьбы с космическим мусором. Аппарат Lightcraft является единственным, прошедшим летные испытания, АКЛРД, ЛРД Фиппса находятся на стадии опытного образца. У идеи ЛРД существует ряд преимуществ — потенциально низкая стоимость доставки на орбиту грузов, внешний подвод энергии, компактность и малая масса на борту космического аппарата, а также ряд недостатков — сложность наведения при больших расстояниях, стабилизация процесса в камере поглощения ЛРД, масштабируемость ЛРД при переходе от лабораторного образца к опытным промышленным образцам, непредсказуемость физических процессов при малых характерных размерах сопла; тяжелые источники питания для работы лазера в ЛРД.

В основе работы ЛРД лежат процессы, связанные с оптическим разрядом и абляцией (причем как металлов, так и неметаллов). Импульсный ЛРД работает в двух режимах: абляционном и оптического пробоя. Абляционный режим состоит из следующих этапов: нагрев поверхности, парообразование (в том числе и с частицами мишени), испарение и образование плазмы. При таком режиме обычно используются импульсы наносекундной длительности. В этом случае взаимодействие лазера с веществом и средой описывается стандартной моделью взаимодействия лазерного излучения с веществом.

Среднее значение удельной тяги находится в пределах от 10 до 100 Н/МВт, а среднее значение удельного импульса — в пределах от 80 до 150 с. Наилучшие результаты по удельной тяге наблюдаются при тяге 900 Н/МВт и удельном импульсе 18 с, а по удельному импульсу — при импульсах 7500 и 8000 с и удельной тяге 120 и 80 Н/МВт.

В качестве материалов для ЛРД можно использовать как металлы, так и полимеры, являющиеся перспективным материалом для исследования в области ЛРД. В некоторых случаях можно использовать полимер с до-

бавками (например, углерода). Материалы с добавками, вероятнее всего, будут показывать лучшие характеристики по сравнению с материалами без них. На удельную тягу и удельный импульс полимеров влияют энергия лазерного излучения и химическая энергия материала, высвобождаемая при излучении. В зависимости от материала пропорции могут меняться, но учитывать энергию полимера необходимо.

В России вопросами изучения и создания ЛРД занимаются многие ученые — В.В. Апполонов, В.Н. Тищенко, Ю.А. Резунков, Е.Ю. Локтионов, Ю.Ю. Протасов и Ю.С. Протасов. Резунков создал прототип аппарата с использованием ЛРД, В.В. Апполонов и В.Н. Тищенко описали концепцию варианта аппарата с ЛРД, а Е.Ю. Локтионов, Ю.Ю. Протасов и Ю.С. Протасов проводят опыты по измерению тяги с помощью фемтосекундного лазера и описывают метрологию эксперимента. Безусловным лидером в этом вопросе является К. Фиппс, что, правда, неудивительно — ведь он считается одним из авторов идеи создания ЛРД, и с момента начала научной карьеры (1970-е гг.) опубликовал множество работ по этой тематике. За последние 10–15 лет растет число работ ученых КНР по различным сферам использования ЛРД (экспериментальные данные измерения удельного импульса и удельной тяги, подбор оптимального материала для ЛРД, расчет траектории полета и др.).

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Циолковский К.Э. Избранные труды. М., Наука, 2007.
- [2] Каширин А.В., Глебанова И.И. Анализ современного состояния рынка наноспутников как подрывной инновации и возможностей его развития в России. *Молодой ученый*, 2016, с. 855–867.
- [3] Данилкин А.П., Козлов В.А. Мировые тенденции развития малых спутников. *Экономические стратегии*, 2016, т. 18, № 6, с. 136–149.
URL: <http://www.inesnet.ru/article/mirovye-tendencii-razvitiya-malyx-sputnikov>
- [4] Гопанчук В.В., Потапенко М.Ю. Электрореактивные двигатели для малых космических аппаратов. *Вестник Балтийского федерального университета им. И. Канта*, 2012, № 4, с. 60–67.
- [5] Гусев Ю.Г., Пильников А.В. Роль и место электроракетных двигателей в российской космической программе. *Труды МАИ*, 2012, № 60, с. 1–20.
URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=35385>
- [6] Phipps C.R. Laser ablation propulsion and its applications in space. In: *Advances in the Application of Lasers in Materials Science. Springer Ser. Mater. Sc.*, vol. 274. 2018. Springer, pp. 217–246. DOI: https://doi.org/10.1007/978-3-319-96845-2_8
- [7] Pigulevski I. Laser propulsion market-creating innovation. *New Space*, 2016, vol. 4, no. 2, pp. 123–128. DOI: <https://doi.org/10.1089/space.2015.0034>

- [8] Phipps C.R., Birkan M., Bohn W., et al. Review: laser-ablation propulsion. *J. Propuls. Power*, 2010, vol. 26, no. 4, pp. 609–637. DOI: <https://doi.org/10.2514/1.43733>
- [9] Аскарьян Г.А., Мороз Е.М. Давление при испарении вещества в луче радиации. *ЖЭТФ*, 1962, т. 43, № 6, с. 2319–2320.
- [10] Kantrowitz A. Propulsion to orbit by ground based lasers. *Astronaut. Aeronaut.*, 1972, vol. 10, pp. 74–76.
- [11] Бункин Ф.В., Прохоров А.М. Использование лазерного источника энергии для создания реактивной тяги. *УФН*, 1976, т. 119, № 3, с. 425–446. DOI: <https://doi.org/10.3367/UFN.0119.197607b.0425>
- [12] Агеев В.П., Барчуков А.И., Бункин Ф.В. и др. Лазерный воздушно-реактивный двигатель. *Квантовая электроника*, 1977, т. 4, № 12, с. 2501–2513.
- [13] Nebolsine P.E., Porridge A.N., Goela J.S., et al. Pulsed laser propulsion. *AIAA J.*, 1981, vol. 19, no. 1, pp. 127–128. DOI: <https://doi.org/10.2514/3.7754>
- [14] Phipps C.R., Bonnal C., Masson F., et al. Small payload transfers from earth to LEO and LEO to interplanetary space using lasers. *Acta Astronaut.*, 2018, vol. 146, pp. 92–102. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2018.02.018>
- [15] Саттаров А.Г. Концепция космического ЛА с малой начальной массой, выводимого на околоземную орбиту лазерным ракетным двигателем. *Известия высших учебных заведений. Авиационная техника*, 2008, № 2, с. 41–45.
- [16] Humble W.E., Pierson B.L. Maximum-payload trajectories for a laser-propelled launch vehicle. *J. Guid. Control Dyn.*, 1995, vol. 18, no. 6, pp. 1259–1266. DOI: <https://doi.org/10.2514/3.21539>
- [17] Minami Y., Uchida S. Conceptual study of manned space transportation vehicle using laser thruster in combination with the H-II rocket. *Acta Astronaut.*, 2013, vol. 82, no. 2, pp. 166–172. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2012.05.004>
- [18] Сочнев А.В. Исследование лазерного ракетного двигателя с коническим соплом на основе импульсного оптического разряда для космических аппаратов с малой начальной массой. Дис. ... канд. техн. наук. Казань, КНИТУ-КАИ, 2017.
- [19] Battiston R., Burger W.J., Cafagna A., et al. A systematic study of laser ablation for space debris mitigation. *J. Space Saf. Eng.*, 2017, vol. 4, no. 1, pp. 36–44. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.jsse.2017.02.003>
- [20] Phipps C.R. LADROIT — a spaceborne ultraviolet laser system for space debris clearing. *Acta Astronaut.*, 2014, vol. 104, no. 1, pp. 243–255. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2014.08.007>
- [21] Vasile M., Gibbings A., Watson I., et al. Improved laser ablation model for asteroid deflection. *Acta Astronaut.*, 2014, vol. 103, pp. 382–394. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2014.01.033>
- [22] Phipps C.R., Baker K.L., Libby S.B., et al. A laser-optical system to remove low earth orbit. *6th Europ. Conf. Space Debris.*, Darmstadt, 2013, pp. 22–25.

- [23] Вениаминов С.С., Червонов А.М. Космический мусор — угроза человечеству. М., ИКИ РАН, 2013.
- [24] Loktionov E.Y., Skobelev M.M. Possible utilization of space debris for laser propulsion. *J. Phys.: Conf. Ser.*, 2019, vol. 1147, art. 012074. DOI: <https://doi.org/10.1088/1742-6596/1147/1/012074>
- [25] Резунков Ю.А. Лазерная реактивная тяга. Обзор исследований. *Оптический журнал*, 2007, т. 74, № 8, с. 20–32.
- [26] Davis E.W., Mead F.B. Review of laser lightcraft propulsion system. Beamed energy propulsion. *AIP Conf. Proc.*, 2008, vol. 997, no. 1, pp. 283–294. DOI: <https://doi.org/10.1063/1.2931899>
- [27] Егоров М.С. Исследование и разработка бортовой оптической системы для малых космических аппаратов с лазерной реактивной тягой. Дис. ... канд. техн. наук. СПб., ИТМО, 2016.
- [28] Апполонов В.В., Тищенко В.Н. Лазерный двигатель на основе эффекта резонансного объединения ударных волн. *Квантовая электроника*, 2006, т. 36, № 7, с. 673–683.
- [29] Phipps C.R., Luke J.R., McDuff G.G., et al. Laser ablation powered mini-thruster. *Proc. SPIE*, 2002, vol. 4760, pp. 833–842. DOI: <https://doi.org/10.1117/12.482038>
- [30] Дрегалин А.Ф., Черенков А.С., Саттаров А.Г. и др. Экспериментальное и теоретическое исследование характеристик лазерного ракетного двигателя на основе непрерывного оптического разряда. *Известия высших учебных заведений. Авиационная техника*, 2010, № 4, с. 39–43.
- [31] Вахитов М.Ф., Кашапов Н.Ф., Саттаров А.Г. Расчетно-теоретическое исследование течения газа в сопле Лаваля газодинамического окна и в камере лазерных энергетических установок. *Низкотемпературная плазма в процессах нанесения функциональных покрытий*, 2010, т. 1, № 1, с. 205–208.
- [32] Саттаров А.Г., Бикмучев А.Р., Вахитов М.Ф. и др. Исследование внутрикамерных процессов в энергетических установках на основе оптического разряда. *Вестник КГТУ им. А.Н. Туполева*, 2009, № 3, с. 35–39.
- [33] Саттаров А.Г. Лазерный ракетный двигатель на основе непрерывного оптического разряда. *Известия высших учебных заведений. Авиационная техника*, 2008, № 3, с. 46–50.
- [34] Phipps C.R., Luke J.R. Micro laser plasma thrusters for small satellites. *Proc. SPIE*, 2000, vol. 4065, pp. 801–809. DOI: <https://doi.org/10.1117/12.407400>
- [35] Саттаров А.Г., Сочнев А.В., Бикмучев А.Р. Статическая устойчивость по угловому движению летательного аппарата со штыревым коническим соплом на лазерной тяге. *Известия высших учебных заведений. Авиационная техника*, 2018, № 2, с. 142–145.
- [36] Глэмб Р.Д., Криер Х. Метод расчета лазерной плазмы в осесимметричном потоке газа. *Аэрокосмическая техника*, 1987, № 6, с. 133–139.

- [37] Дженг С.М., Кифер Д.Р., Уэлле Р. и др. Лазерная плазма в потоке аргона. *Аэрокосмическая техника*, 1988, № 3, с. 73–81.
- [38] Райзер Ю.П., Силантьев А.Ю., Суржиков С.Т. Двумерные расчеты непрерывного оптического разряда в потоке атмосферного воздуха (оптического плазмотрона). *ТВТ*, 1987, т. 25, № 3, с. 454–461.
- [39] Суржиков С.Т. Радиационно-конвективный теплообмен в камере оптического плазмотрона. *ТВТ*, 1990, т. 28, № 6, с. 1205–1213.
- [40] Мирабо Л., Райзер Ю.П., Суржиков С.Т. Лазерные волны горения в соплах Лавалья. *ТВТ*, 1995, т. 33, № 1, с. 13–23.
- [41] Саттаров А.Г. Метод расчета температурного поля множественных плазменных образований в камере поглощения лазерного ракетного двигателя. *Известия высших учебных заведений. Авиационная техника*, 2008, № 4, с. 69–71.
- [42] Райзер Ю.П., Суржиков С.Т. Исследование процесса в оптическом плазмотроне на основе численных расчетов. *Квантовая электроника*, 1984, т. 11, № 11, с. 2301–2310.
- [43] Райзер Ю.П., Суржиков С.Т. Горение непрерывного оптического разряда при повышенных давлениях. *Квантовая электроника*, 1988, т. 15, № 3, с. 551–553.
- [44] Прохоров А.М., Конов В.И., Урсу И. и др. Взаимодействие лазерного излучения с металлами. М., Наука, 1988.
- [45] Климов Ю.В., Майоров В.С., Хорошев М.В. Взаимодействие лазерного излучения с веществом. М., МИИГАиК, 2014.
- [46] Phipps C.R., Boustie M., Chevalier J.-M., et al. Laser impulse coupling measurements at 400 fs and 80 ps using the LULI facility at 1057 nm wavelength. *J. Appl. Phys.*, 2017, vol. 122, no. 19, art. 193103. DOI: <https://doi.org/10.1063/1.4997196>
- [47] Yu H., Li H., Wang Y., et al. Brief review on pulse laser propulsion. *Opt. Laser Technol.*, 2018, vol. 100, pp. 57–74. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.optlastec.2017.09.052>
- [48] Phipps C.R., Luke J.R. Advantages of a ns-pulse micro-laser plasma thruster. *AIP Conf. Proc.*, 2003, vol. 664, no. 1, pp. 230–239. DOI: <https://doi.org/10.1063/1.1582112>
- [49] Саттаров А.Г., Сочнев А.В. Исследование составляющих лазерной реактивной тяги при помощи уравнения регрессии второго порядка. *Вестник КГТУ им. А.Н. Туполева*, 2016, т. 72, № 1, с. 32–39.
- [50] Саттаров А.Г., Сочнев А.В., Бикмучев А.Р. Измерение импульса реактивной силы, создаваемой импульсным оптическим разрядом при помощи баллистического маятника. *Труды Академэнерго*, 2015, № 1, с. 75–82.
- [51] Zheng Z.Y., Zhang J., Lu X., et al. Characteristic investigation of ablative laser propulsion driven by nanosecond laser pulses. *Appl. Phys. A*, 2006, vol. 83, no. 2, pp. 329–332. DOI: <https://doi.org/10.1007/s00339-006-3498-z>
- [52] Zheng Z.Y., Gao H., Gao L., et al. Laser plasma propulsion generation in nanosecond pulse laser interaction with polyimide film. *Appl. Phys. A*, 2014, vol. 115, no. 4, pp. 1439–1443. DOI: <https://doi.org/10.1007/s00339-013-8060-1>

- [53] Jiao L., Cai J., Ma H.H., et al. Research on applications of rectangular beam in micro laser propulsion. *Appl. Surf. Sc.*, 2014, vol. 301, pp. 481–487.
DOI: <https://doi.org/10.1016/j.apsusc.2014.02.107>
- [54] Zhang Y., Zhang D., Wu J., et al. A novel laser ablation plasma thruster with electromagnetic acceleration. *Acta Astronaut.*, 2016, vol. 127, pp. 438–447.
DOI: <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2016.05.039>
- [55] Trezzolani F., Magarotto M., Manente M., et al. Development of a counterbalanced pendulum thrust stand for electric propulsion. *Measurement*, 2018, vol. 122, pp. 494–501.
DOI: <https://doi.org/10.1016/j.measurement.2018.02.011>
- [56] Yabe T., Phipps C., Yamaguchiet M., et al. Microairplane propelled by laser driven exotic target. *Appl. Phys. Lett.*, 2002, vol. 80, no. 23, pp. 4318–4320.
DOI: <https://doi.org/10.1063/1.1485313>
- [57] Локтионов Е.Ю., Протасов Ю.С., Протасов Ю.Ю. Верификация методов определения импульса отдачи в микро- и наноньютоновом диапазоне при лазерной абляции твердотельных мишеней. *Успехи прикладной физики*, 2013, т. 1, № 4, с. 439–449.
- [58] Oigawa I., Akashi N., Hosokawa H., et al. A short-pulse laser assisted pulsed plasma thruster. *50th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conf.*, 2014.
DOI: <https://doi.org/10.2514/6.2014-3537>
- [59] Jamil Y., Saeed H., Raza Ahmad M., et al. Measurement of ablative laser propulsion parameters for aluminum, Co–Ni ferrite and polyurethane polymer. *Appl. Phys. A*, 2013, vol. 110, no. 1, pp. 207–210. DOI: <https://doi.org/10.1007/s00339-012-7115-z>
- [60] Zheng Z.Y., Zhang J., Zhang Y., et al. Enhancement of coupling coefficient of laser plasma propulsion by water confinement. *Appl. Phys. A*, 2006, vol. 85, no. 4, pp. 441–443.
DOI: <https://doi.org/10.1007/s00339-006-3714-x>
- [61] Zheng Z.Y., Zhang J., Hao Z.Q., et al. Paper airplane propelled by laser plasma channels generated by femtosecond laser pulses in air. *Opt. Express*, 2005, vol. 13, no. 26, pp. 10616–10621. DOI: <https://doi.org/10.1364/opex.13.010616>
- [62] Raza Ahmad M., Jamil Y., Saeed H., et al. A new perspective of ablative pulsed laser propulsion: Study on different morphologies of nano-structured ZnO. *Laser Phys. Lett.*, 2015, vol. 12, no. 5, art. 56101. DOI: <https://doi.org/10.1088/1612-2011/12/5/056101>
- [63] Sinko J.E., Gregory D.A. CO₂-laser ablation impulse generation with polymer propellants. *J. Propuls. Power*, 2011, vol. 27, no. 5, pp. 1121–1130.
DOI: <https://doi.org/10.2514/1.B34072>
- [64] Nakano M., Fujita K., Uchida Sh., et al. Fundamental experiments on glycerin propellant laser thruster. *AIP Conf. Proc.*, 2004, vol. 139, no. 1, pp. 139–145.
DOI: <https://doi.org/10.1063/1.1720994>
- [65] Zheng Z.Y., Zhang S.Q., Liang T., et al. Characterization of laser ablation of carbon-doped glycerol at different laser wavelengths. *Appl. Phys. A*, 2016, vol. 122, no. 12, art. 1062. DOI: <https://doi.org/10.1007/s00339-016-0586-6>
- [66] Horisawa H., Kawakami M., Kimura I. Laser-assisted pulsed plasma thruster for space propulsion applications. *Appl. Phys. A*, 2005, vol. 81, no. 2, pp. 303–310.
DOI: <https://doi.org/10.1007/s00339-005-3210-8>

- [67] Zhang X., Cai J., Li L. Experimental investigation of the reflection mode micro laser propulsion under highly frequent and multi pulse laser. *AIP Conf. Proc.*, 2011, vol. 1402, no. 1, pp. 383–390. DOI: <https://doi.org/10.1063/1.3657045>
- [68] Wang B., Han T., Michigami K., et al. Thrust measurement of laser detonation thruster with a pulsed glass laser. *AIP Conf. Proc.*, 2011, vol. 1402, no. 1, pp. 282–289. DOI: <https://doi.org/10.1063/1.3657034>
- [69] Li X., Cheng M., Wang M., et al. Numerical study on impulse characteristics of laser-supported air-breathing pulsed detonation thrusters. *P. I. Mech. Eng. G.-J. Aer. Eng.*, 2014, vol. 228, no. 8, pp. 1324–1335. DOI: <https://doi.org/10.1177/0954410013490454>
- [70] Mori K., Maruyama R., Shimamura K. Energy conversion and momentum coupling of the sub-kJ laser ablation of aluminum in air atmosphere. *J. Appl. Phys.*, 2015, vol. 118, no. 7, art. 073304. DOI: <https://doi.org/10.1063/1.4928968>
- [71] Shi L., Zhao S.H., Chu X.C., et al. Effect of a simple double-confined structure on nanosecond pulse ablative laser propulsion. *EPL*, 2009, vol. 85, no. 5, art. 55001. DOI: <https://doi.org/10.1209/0295-5075/85/55001>
- [72] Li L., Jiao L., Tang Z., et al. Effect of nozzle geometry on the performance of laser ablative propulsion thruster. *App. Phys. A*, 2016, vol. 122, no. 5, art. 511. DOI: <https://doi.org/10.1007/s00339-016-0040-9>
- [73] Kenoyer D.A., Salvador I.I., Myrabo L.N. Beam-riding behavior of lightcraft engines with $\sim 1 \mu\text{s}$ pulsed TEA CO_2 -laser. *AIP Conf. Proc.*, 2011, vol. 1402, no. 1, pp. 93–105. DOI: <https://doi.org/10.1063/1.3657019>
- [74] Urech L., Hauer M., Lippert T., et al. Designed polymers for laser-based micro-thrusters: correlation of thrust with material, plasma, and shockwave properties (plenary paper). *Proc. SPIE*, 2004, vol. 5448. DOI: <https://doi.org/10.1117/12.544771>
- [75] Urech L., Lippert T., Phipps C.R., et al. Polymers as fuel for laser-based micro-thrusters: an investigation of thrust, material, plasma and shockwave properties. *Appl. Surf. Sc.*, 2007, vol. 253, no. 19, pp. 7646–7650. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.apsusc.2007.02.032>

Зиганшин Булат Рустемович — аспирант кафедры «Реактивные двигатели и энергетические установки», начальник отдела коммерциализации разработок КНИТУ-КАИ (Российская Федерация, 420111, г. Казань, ул. Карла Маркса, д. 10).

Сочнев Александр Владимирович — канд. техн. наук, доцент кафедры «Реактивные двигатели и энергетические установки» КНИТУ-КАИ (Российская Федерация, 420111, г. Казань, ул. Карла Маркса, д. 10).

Просьба ссылаться на эту статью следующим образом:

Зиганшин Б.Р., Сочнев А.В. Существующие концепции и обзор экспериментальных исследований лазерного ракетного двигателя. *Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Машиностроение*, 2021, № 1 (136), с. 20–52.

DOI: <https://doi.org/10.18698/0236-3941-2021-1-20-52>

EXISTING CONCEPTS AND REVIEW OF EXPERIMENTAL STUDIES OF A LASER ROCKET ENGINE

B.P. Ziganshin

brziganshin@gmail.com

A.V. Sochnev

avsochnev@kai.ru

**Kazan National Research Technical University named after A.N. Tupolev-KAI,
Kazan, Russian Federation**

Abstract

Currently, there is a problem of making engines for the exploration of near space, and one of the solutions to this problem is the use of a laser rocket engine. This type of engine has a number of advantages and, as calculations have shown, it is economically profitable during active operation, which is very important for space systems. The principle of operation of a laser rocket engine allows it to be used not only as a power plant and a system for launching spacecraft, but also as a system for the destruction of space debris, the problem of which is becoming more and more urgent every day. The paper shows the results of a review of domestic and foreign works on the history of creation and the concept of application of currently existing samples of laser rocket engines, on experimental data obtained by measuring the specific impulse and thrust, measurement methods, and describes the principle of operation and basic physical processes occurring in laser rocket engines

Keywords

Laser rocket engine, ablation, optical discharge, pulsed optical discharge, laser propulsion

Received 20.01.2020

Accepted 13.08.2020

© Author(s), 2021

This work was supported by the grant "UMNIK-NTI" of the Foundation for Assistance to Small Innovative Enterprises no. 14732GU / 2019

REFERENCES

- [1] Tsiolkovskiy K.E. Izbrannye trudy [Selected works]. Moscow, Nauka Publ., 2007.
- [2] Kashirin A.V., Glebanova I.I. Analysis of contemporary state of nanosatellites market as subversive innovation and its development possibility in Russia. *Molodoy uchenyy* [Young Scientist], 2016, pp. 855–867 (in Russ.).
- [3] Danilkin A.P., Kozlov V.A. Global trends in the development of small satellites. *Ekonomicheskie strategii* [Economic Strategies], 2016, vol. 18, no. 6, pp. 136–149 (in Russ.). Available at: <http://www.inesnet.ru/article/mirovye-tendencii-razvitiya-malyx-sputnikov>
- [4] Gopanchuk V.V., Potapenko M.Yu. Hall effect thrusters for small-sized spacecrafts. *Vestnik Baltiyskogo federal'nogo universiteta im. I. Kanta* [IKBFU's Vestnik], 2012, no. 4, pp. 60–67 (in Russ.).

- [5] Gusev Yu.G., Pil'nikov A.V. The electric propulsion role and place within the Russian space program. *Trudy MAI*, 2012, no. 60, pp. 1–20 (in Russ.). Available at: <http://trudymai.ru/published.php?ID=35385>
- [6] Phipps C.R. Laser ablation propulsion and its applications in space. In: *Advances in the Application of Lasers in Materials Science. Springer Ser. Mater. Sc.*, vol. 274. 2018. Springer, pp. 217–246. DOI: https://doi.org/10.1007/978-3-319-96845-2_8
- [7] Pigulevski I. Laser propulsion market-creating innovation. *New Space*, 2016, vol. 4, no. 2, pp. 123–128. DOI: <https://doi.org/10.1089/space.2015.0034>
- [8] Phipps C.R., Birkan M., Bohn W., et al. Review: laser-ablation propulsion. *J. Propuls. Power*, 2010, vol. 26, no. 4, pp. 609–637. DOI: <https://doi.org/10.2514/1.43733>
- [9] Askar'yan G.A., Moroz E.M. Pressure at substance evaporation in radiation beam. *ZhETF*, 1962, vol. 43, no. 6, pp. 2319–2320 (in Russ.).
- [10] Kantrowitz A. Propulsion to orbit by ground based lasers. *Astronaut. Aeronaut.*, 1972, vol. 10, pp. 74–76.
- [11] Bunkin F.V., Prokhorov A.M. Use of a laser energy source in producing a reactive thrust. *Sov. Phys. Usp.*, 1976, vol. 19, no. 7, pp. 561–573. DOI: <https://doi.org/10.1070/PU1976v019n07ABEH005273>
- [12] Ageev V.P., Barchukov A.I., Bunkin F.V., et al. Laser air-breathing jet engine. *Sov. J. Quantum Electron.*, 1977, vol. 7, no. 12, pp. 1430–1437. DOI: <https://doi.org/10.1070/QE1977v007n12ABEH008257>
- [13] Nebolsine P.E., Porridge A.N., Goela J.S., et al. Pulsed laser propulsion. *AIAA J.*, 1981, vol. 19, no. 1, pp. 127–128. DOI: <https://doi.org/10.2514/3.7754>
- [14] Phipps C.R., Bonnal C., Masson F., et al. Small payload transfers from earth to LEO and LEO to interplanetary space using lasers. *Acta Astronaut.*, 2018, vol. 146, pp. 92–102. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2018.02.018>
- [15] Sattarov A.G. A concept of a spacecraft with small initial mass placed in the near-earth orbit by a laser rocket engine. *Russ. Aeronaut.*, 2008, vol. 51, no. 2, pp. 166–172. DOI: <https://doi.org/10.3103/S1068799808020104>
- [16] Humble W.E., Pierson B.L. Maximum-payload trajectories for a laser-propelled launch vehicle. *J. Guid. Control Dyn.*, 1995, vol. 18, no. 6, pp. 1259–1266. DOI: <https://doi.org/10.2514/3.21539>
- [17] Minami Y., Uchida S. Conceptual study of manned space transportation vehicle using laser thruster in combination with the H-II rocket. *Acta Astronaut.*, 2013, vol. 82, no. 2, pp. 166–172. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2012.05.004>
- [18] Sochnev A.V. Issledovanie lazernogo raketnogo dvigatelya s konicheskim soplom na osnove impulsnogo opticheskogo razryada dlya kosmicheskikh apparatov s maloy nachal'noy massoy. Dis. kand. tekhn. nauk [Study on laser rocket engine with a conical nozzle based on pulsed optical discharge for spacecraft with a small initial mass. Cand. Sc. (Eng.). Diss.]. Kazan, KNITU-KAI Publ., 2017 (in Russ.).
- [19] Battiston R., Burger W.J., Cafagna A., et al. A systematic study of laser ablation for space debris mitigation. *J. Space Saf. Eng.*, 2017, vol. 4, no. 1, pp. 36–44. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.jsse.2017.02.003>

- [20] Phipps C.R. LADROIT — a spaceborne ultraviolet laser system for space debris clearing. *Acta Astronaut.*, 2014, vol. 104, no. 1, pp. 243–255.
DOI: <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2014.08.007>
- [21] Vasile M., Gibbings A., Watson I., et al. Improved laser ablation model for asteroid deflection. *Acta Astronaut.*, 2014, vol. 103, pp. 382–394.
DOI: <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2014.01.033>
- [22] Phipps C.R., Baker K.L., Libby S.B., et al. A laser-optical system to remove low earth orbit. *6th Europ. Conf. Space Debris.*, Darmstadt, 2013, pp. 22–25.
- [23] Veniaminov S.S., Chervonov A.M. Kosmicheskiy musor — ugroza chelovechestvu [Space debris — a threat to mankind]. Moscow, IKI RAN Publ., 2013.
- [24] Loktionov E.Y., Skobelev M.M. Possible utilization of space debris for laser propulsion. *J. Phys.: Conf. Ser.*, 2019, vol. 1147, art. 012074.
DOI: <https://doi.org/10.1088/1742-6596/1147/1/012074>
- [25] Rezunkov Yu.A. Laser reactive thrust. Review of research. *J. Opt. Technol.*, 2007, vol. 74, no. 8, pp. 526–535. DOI: <https://doi.org/10.1364/JOT.74.000526>
- [26] Davis E.W., Mead F.B. Review of laser lightcraft propulsion system. Beamed energy propulsion. *AIP Conf. Proc.*, 2008, vol. 997, no. 1, pp. 283–294.
DOI: <https://doi.org/10.1063/1.2931899>
- [27] Egorov M.S. Issledovanie i razrabotka bortovoy opticheskoy sistemy dlya malykh kosmicheskikh apparatov s lazernoy reaktivnoy tyagoy. Dis. kand. tekhn. nauk [Study and development of an onboard optical system for small spacecraft with laser jet propulsion. Cand. Sc. (Eng.). Diss.]. St. Petersburg, ITMO Publ., 2016 (in Russ.).
- [28] Appolonov V.V., Tishchenko V.N. Laser engine based on the resonance merging of shock waves. *Quantum Electron.*, 2006, vol. 36, no. 7, pp. 673–683.
DOI: <https://doi.org/10.1070/QE2006v036n07ABEH013188>
- [29] Phipps C.R., Luke J.R., McDuff G.G., et al. Laser ablation powered mini-thruster. *Proc. SPIE*, 2002, vol. 4760, pp. 833–842. DOI: <https://doi.org/10.1117/12.482038>
- [30] Dregalin A.F., Cherenkov A.S., Sattarov A.G., et al. Experimental and theoretical investigation of laser rocket engine characteristics based on a continuous optical discharge. *Russ. Aeronaut.*, 2010, vol. 53, no. 4, pp. 427–435.
DOI: <https://doi.org/10.3103/S1068799810040094>
- [31] Vakhitov M.F., Kashapov N.F., Sattarov A.G. Calculation and theoretical study on gas flow in Laval nozzle of gas-dynamic window and in a chamber of laser power plants. *Nizkotemperaturnaya plazma v protsessakh naneseniya funktsional'nykh pokrytiy* [Low-temperature plasma in application process of functional coatings], 2010, vol. 1, no. 1, pp. 205–208 (in Russ.).
- [32] Sattarov A.G., Bikmuchev A.R., Vakhitov M.F., et al. Studies of intra-chamber processes in power plants with use of optical discharges. *Vestnik KGTU im. A.N. Tupoleva*, 2009, no. 3, pp. 35–39 (in Russ.).
- [33] Sattarov A.G. Laser jet propulsion based on the continuous optical discharge. *Russ. Aeronaut.*, 2008, vol. 51, no. 3, pp. 293–299.
DOI: <https://doi.org/10.3103/S1068799808030100>

- [34] Phipps C.R., Luke J.R. Micro laser plasma thrusters for small satellites. *Proc. SPIE*, 2000, vol. 4065, pp. 801–809. DOI: <https://doi.org/10.1117/12.407400>
- [35] Sattarov A.G., Sochnev A.V., Bikmuchev A.R. Static stability in the angular motion of an aircraft with a laser-induced spike conical nozzle. *Russ. Aeronaut.*, 2018, vol. 61, no. 2, pp. 299–303. DOI: <https://doi.org/10.3103/S1068799818020216>
- [36] Glemb R.D., Krier Kh. Method for calculating laser plasma in axisymmetric gas flow. *Aerokosmicheskaya tekhnika*, 1987, no. 6, pp. 133–139 (in Russ.).
- [37] Dzheng S.M., Kifer D.R., Uelle R., et al. Laser plasma in argon flow. *Aerokosmicheskaya tekhnika*, 1988, no. 3, pp. 73–81 (in Russ.).
- [38] Rayzer Yu.P., Silant'yev A.Yu., Surzhikov S.T. Two-dimensional calculations of a continuous optical discharge in atmospheric-air flow (optical plasmatron). *High Temp.*, 1987, vol. 25, no. 3, pp. 331–337.
- [39] Surzhikov S.T. Radiative-convective heat transfer in an optical plasmotron chamber. *High Temp.*, 1990, vol. 28, no. 6, pp. 926–932.
- [40] Mirabo L., Rayzer Yu.P., Surzhikov S.T. Laser combustion waves in Laval nozzles. *High Temp.*, 1995, vol. 33, no. 1, pp. 11–20.
- [41] Sattarov A.G. A method for calculating a temperature field of multiple plasma formations in the laser rocket engine absorption chamber. *Russ. Aeronaut.*, 2008, vol. 51, no. 4, art. 452. DOI: <https://doi.org/10.3103>
- [42] Rayzer Yu.P., Surzhikov S.T. Investigation of the processes occurring in an optical plasmatron by numerical calculation. *Sov. J. Quantum Electron.*, 1984, vol. 14, no. 11, pp. 1526–1532. DOI: <https://doi.org/10.1070/QE1984v014n11ABEH006484>
- [43] Rayzer Yu.P., Surzhikov S.T. Continuous optical discharge burning at elevated pressures. *Sov. J. Quantum Electron.*, 1988, vol. 18, no. 3, pp. 349–351. DOI: <https://doi.org/10.1070/QE1988v018n03ABEH011517>
- [44] Prokhorov A.M., Konov V.I., Ursu I., et al. *Vzaimodeystvie lazernogo izlucheniya s metallami* [Interaction between laser radiation and metals]. Moscow, Nauka Publ., 1988.
- [45] Klimkov Yu.V., Mayorov V.S., Khoroshev M.V. *Vzaimodeystvie lazernogo izlucheniya s veshchestvom* [Interaction between laser radiation and material]. Moscow, MIIGAiK Publ., 2014.
- [46] Phipps C.R., Boustie M., Chevalier J.-M., et al. Laser impulse coupling measurements at 400 fs and 80 ps using the LULI facility at 1057 nm wavelength. *J. Appl. Phys.*, 2017, vol. 122, no. 19, art. 193103. DOI: <https://doi.org/10.1063/1.4997196>
- [47] Yu H., Li H., Wang Y., et al. Brief review on pulse laser propulsion. *Opt. Laser Technol.*, 2018, vol. 100, pp. 57–74. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.optlastec.2017.09.052>
- [48] Phipps C.R., Luke J.R. Advantages of a ns-pulse micro-laser plasma thruster. *AIP Conf. Proc.*, 2003, vol. 664, no. 1, pp. 230–239. DOI: <https://doi.org/10.1063/1.1582112>
- [49] Sattarov A.G., Sochnev A.V. Research components of laser reactive thrust by means of regression equation second order. *Vestnik KGTU im. A.N. Tupoleva*, 2016, vol. 72, no. 1, pp. 32–39 (in Russ.).

- [50] Sattarov A.G., Sochnev A.V., Bikmuchev A.R. Measurement of the momentum reactive force produced by a pulsed optical discharge by means of a ballistic pendulum. *Trudy Akademenergo* [Transactions of Academenergo], 2015, no. 1, pp. 75–82 (in Russ.).
- [51] Zheng Z.Y., Zhang J., Lu X., et al. Characteristic investigation of ablative laser propulsion driven by nanosecond laser pulses. *Appl. Phys. A*, 2006, vol. 83, no. 2, pp. 329–332. DOI: <https://doi.org/10.1007/s00339-006-3498-z>
- [52] Zheng Z.Y., Gao H., Gao L., et al. Laser plasma propulsion generation in nanosecond pulse laser interaction with polyimide film. *Appl. Phys. A*, 2014, vol. 115, no. 4, pp. 1439–1443. DOI: <https://doi.org/10.1007/s00339-013-8060-1>
- [53] Jiao L., Cai J., Ma H.H., et al. Research on applications of rectangular beam in micro laser propulsion. *Appl. Surf. Sc.*, 2014, vol. 301, pp. 481–487. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.apsusc.2014.02.107>
- [54] Zhang Y., Zhang D., Wu J., et al. A novel laser ablation plasma thruster with electromagnetic acceleration. *Acta Astronaut.*, 2016, vol. 127, pp. 438–447. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2016.05.039>
- [55] Trezzolani F., Magarotto M., Manente M., et al. Development of a counterbalanced pendulum thrust stand for electric propulsion. *Measurement*, 2018, vol. 122, pp. 494–501. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.measurement.2018.02.011>
- [56] Yabe T., Phipps C., Yamaguchiet M., et al. Microairplane propelled by laser driven exotic target. *Appl. Phys. Lett.*, 2002, vol. 80, no. 23, pp. 4318–4320. DOI: <https://doi.org/10.1063/1.1485313>
- [57] Loktionov E.Yu., Protasov Yu.S., Protasov Yu.Yu. Verification of methods for evaluation of micro- and nano-Newton recoil momentum at solid targets laser ablation. *Uspekhi prikladnoi fiziki* [Advances in Applied Physics], 2013, vol. 1, no. 4, pp. 439–449 (in Russ.).
- [58] Oigawa I., Akashi N., Hosokawa H., et al. A short-pulse laser assisted pulsed plasma thruster. *50th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conf.*, 2014. DOI: <https://doi.org/10.2514/6.2014-3537>
- [59] Jamil Y., Saeed H., Raza Ahmad M., et al. Measurement of ablative laser propulsion parameters for aluminum, Co–Ni ferrite and polyurethane polymer. *Appl. Phys. A*, 2013, vol. 110, no. 1, pp. 207–210. DOI: <https://doi.org/10.1007/s00339-012-7115-z>
- [60] Zheng Z.Y., Zhang J., Zhang Y., et al. Enhancement of coupling coefficient of laser plasma propulsion by water confinement. *Appl. Phys. A*, 2006, vol. 85, no. 4, pp. 441–443. DOI: <https://doi.org/10.1007/s00339-006-3714-x>
- [61] Zheng Z.Y., Zhang J., Hao Z.Q., et al. Paper airplane propelled by laser plasma channels generated by femtosecond laser pulses in air. *Opt. Express*, 2005, vol. 13, no. 26, pp. 10616–10621. DOI: <https://doi.org/10.1364/oe.13.010616>
- [62] Raza Ahmad M., Jamil Y., Saeed H., et al. A new perspective of ablative pulsed laser propulsion: Study on different morphologies of nano-structured ZnO. *Laser Phys. Lett.*, 2015, vol. 12, no. 5, art. 56101. DOI: <https://doi.org/10.1088/1612-2011/12/5/056101>

- [63] Sinko J.E., Gregory D.A. CO₂-laser ablation impulse generation with polymer propellants. *J. Propuls. Power*, 2011, vol. 27, no. 5, pp. 1121–1130.
DOI: <https://doi.org/10.2514/1.B34072>
- [64] Nakano M., Fujita K., Uchida Sh., et al. Fundamental experiments on glycerin propellant laser thruster. *AIP Conf. Proc.*, 2004, vol. 139, no. 1, pp. 139–145.
DOI: <https://doi.org/10.1063/1.1720994>
- [65] Zheng Z.Y., Zhang S.Q., Liang T., et al. Characterization of laser ablation of carbon-doped glycerol at different laser wavelengths. *Appl. Phys. A*, 2016, vol. 122, no. 12, art. 1062. DOI: <https://doi.org/10.1007/s00339-016-0586-6>
- [66] Horisawa H., Kawakami M., Kimura I. Laser-assisted pulsed plasma thruster for space propulsion applications. *Appl. Phys. A*, 2005, vol. 81, no. 2, pp. 303–310.
DOI: <https://doi.org/10.1007/s00339-005-3210-8>
- [67] Zhang X., Cai J., Li L. Experimental investigation of the reflection mode micro laser propulsion under highly frequent and multi pulse laser. *AIP Conf. Proc.*, 2011, vol. 1402, no. 1, pp. 383–390. DOI: <https://doi.org/10.1063/1.3657045>
- [68] Wang B., Han T., Michigami K., et al. Thrust measurement of laser detonation thruster with a pulsed glass laser. *AIP Conf. Proc.*, 2011, vol. 1402, no. 1, pp. 282–289.
DOI: <https://doi.org/10.1063/1.3657034>
- [69] Li X., Cheng M., Wang M., et al. Numerical study on impulse characteristics of laser-supported air-breathing pulsed detonation thrusters. *P. I. Mech. Eng. G.-J. Aer. Eng.*, 2014, vol. 228, no. 8, pp. 1324–1335. DOI: <https://doi.org/10.1177/0954410013490454>
- [70] Mori K., Maruyama R., Shimamura K. Energy conversion and momentum coupling of the sub-kJ laser ablation of aluminum in air atmosphere. *J. Appl. Phys.*, 2015, vol. 118, no. 7, art. 073304. DOI: <https://doi.org/10.1063/1.4928968>
- [71] Shi L., Zhao S.H., Chu X.C., et al. Effect of a simple double-confined structure on nanosecond pulse ablative laser propulsion. *EPL*, 2009, vol. 85, no. 5, art. 55001.
DOI: <https://doi.org/10.1209/0295-5075/85/55001>
- [72] Li L., Jiao L., Tang Z., et al. Effect of nozzle geometry on the performance of laser ablative propulsion thruster. *App. Phys. A*, 2016, vol. 122, no. 5, art. 511.
DOI: <https://doi.org/10.1007/s00339-016-0040-9>
- [73] Kenoyer D.A., Salvador I.I., Myrabo L.N. Beam-riding behavior of lightcraft engines with ~ 1 μs pulsed TEA CO₂-laser. *AIP Conf. Proc.*, 2011, vol. 1402, no. 1, pp. 93–105.
DOI: <https://doi.org/10.1063/1.3657019>
- [74] Urech L., Hauer M., Lippert T., et al. Designed polymers for laser-based micro-thrusters: correlation of thrust with material, plasma, and shockwave properties (plenary paper). *Proc. SPIE*, 2004, vol. 5448. DOI: <https://doi.org/10.1117/12.544771>
- [75] Urech L., Lippert T., Phipps C.R., et al. Polymers as fuel for laser-based micro-thrusters: an investigation of thrust, material, plasma and shockwave properties. *Appl. Surf. Sc.*, 2007, vol. 253, no. 19, pp. 7646–7650.
DOI: <https://doi.org/10.1016/j.apsusc.2007.02.032>

Ziganshin B.P. — Post-Graduate Student, Department of Jet Engines and Power Plants, Head of the Department of Commercialization of Developments, Kazan National Research Technical University named after A.N. Tupolev-KAI (K. Marksa ul. 10, Kazan, 420111 Russian Federation).

Sochnev A.V. — Cand. Sc. (Eng.), Assoc. Professor, Department of Jet Engines and Power Plants, Kazan National Research Technical University named after A.N. Tupolev-KAI (K. Marksa ul. 10, Kazan, 420111 Russian Federation).

Please cite this article in English as:

Ziganshin B.P., Sochnev A.V. Existing concepts and review of experimental studies of a laser rocket engine. *Herald of the Bauman Moscow State Technical University. Series Mechanical Engineering*, 2021, no. 1 (136), pp. 20–52 (in Russ.).

DOI: <https://doi.org/10.18698/0236-3941-2021-1-20-52>

В Издательстве МГТУ им. Н.Э. Баумана
вышел в свет учебник
под ред. А.М. Архарова, В.Н. Афанасьева

«Теплотехника»



Рассмотрены основы термодинамики и теории теплообмена, топливо и его горение, схемы и элементы расчета котлов, промышленных печей, паро- и газотурбинных, когенерационных и микрогазотурбинных установок, газоперекачивающих станций магистральных газопроводов, поршневых двигателей внутреннего и внешнего сгорания, ракетных, ракетно-прямоточных и авиационных двигателей, холодильных установок, компрессоров и вакуумных насосов, атомных и плазменных энергоустановок. Приведены расчеты систем отопления, вентиляции и кондиционирования воздуха. Включены разделы, касающиеся космических энергоустановок, теплообменных аппаратов, гидромашин, фотонных энергосистем, криогенных систем для ожижения газов, разделения воздуха, получения неона, криптона и ксенона, а также систем регулирования. Большое внимание в книге уделено вопросам экологии, защиты окружающей среды и возобновляемым источникам энергии.

По вопросам приобретения обращайтесь:
105005, Москва, 2-я Бауманская ул., д. 5, стр. 1
+7 (499) 263-60-45
press@bmstu.ru
<https://bmstu.press>