

УДК 544; 535

ЛАЗЕРНАЯ РЕАКТИВНАЯ ТЯГА. ОБЗОР ИССЛЕДОВАНИЙ

© 2007 г. Ю. А. Резунков, канд. техн. наук

НИИ комплексных испытаний оптико-электронных приборов и систем, г. Сосновый Бор, Ленинградская область

Лазерная реактивная тяга рассматривается как одно из перспективных направлений для создания энергетически эффективных аэрокосмических транспортных систем. Одним из принципиальных преимуществ лазерных технологий создания реактивной тяги является отсутствие какой-либо отделяемой или возвращаемой на Землю отработанной ракетной ступени. Концепция лазерной тяги основывается на использовании энергии удаленного лазерного источника. Особенностью процессов формирования лазерной тяги является то, что они “включаются” под воздействием интенсивного лазерного излучения. Обеспечение энергетической эффективности лазерной тяги и экономии топлива является основной задачей в разработке современных лазерных систем реактивной тяги.

Коды OCIS: 350.5500, 350.6090, 010.1300, 190.4410, 140.3460.

Поступила в редакцию 01.09.2006.

1. Основные этапы развития исследований по лазерной тяге

В настоящее время лазерная тяга рассматривается как одно из перспективных направлений в развитии современных технологий использования мощных лазеров для разработки энергетически эффективных аэрокосмических транспортных систем [1–4]. Концепция лазерной тяги основывается на использовании энергии излучения удаленного источника для инициирования процессов формирования тяги. При этом могут рассматриваться лазеры как наземного, так и воздушного и космического базирования. К настоящему времени существует значительное количество проектов лазерных систем передачи энергии на большие расстояния [4–11]. Но в отличие от разработанных систем выбор типа лазера в данном случае определяется, прежде всего, эффективностью его использования для создания тяги.

Начиная с первых исследований по лазерной тяге [1] и до настоящего времени эти исследования можно разделить на три основных этапа.

В 70-х годах прошлого столетия основные исследования по лазерной тяге были связаны со следующими научными направлениями [5].

1. Механизмы формирования лазерной тяги при поглощении лазерной энергии. Необходимо было разобраться в таких вопросах, как эффективный нагрев лазерным излучением и преобразование энергии нагретого вещества в тягу.

2. Оптические элементы, встроенные в сопло двигателя и выполняющие функции фокусировки лазерного пучка и вывода нагретого газа из сопла.

3. Выбор топлива и его характеристик поглощения лазерного излучения. Рассматривались вопросы обеспечения стабильности формирования тяги.

В 80-х годах, когда решались такие научно-технические проблемы, как создание мощных лазеров наземного и космического базирования, и связанные с ними вопросы коррекции искажений, вносимых в лазерный пучок атмосферой Земли, а также крупногабаритных телескопов для транспортировки лазерной энергии на большие расстояния, возникла благоприятная ситуация для расширения исследований и в области лазерной тяги.

Эти исследования показали, что [6]:

– лазерные системы запуска аппаратов на околоземную орбиту потенциально реализуемы при соответствующем прогрессе в разработке мощных лазеров, оптики мощных лазеров и адаптивной оптики,

– одним из наиболее перспективных методов формирования лазерной тяги является метод двухимпульсной лазерной абляции (т. е. под воздействием двух задержанных относительно друг друга во времени лазерных импульсов).

Были разработаны основные критерии выбора топлива для лазерных двигателей на основе эффекта лазерной абляции, а именно малая глубина поглощения рабочего излучения, легкое инициирование плазмы, оптимальные условия для генерации

лазерных детонационных волн и малые потери скорости потока в реактивной струе. В качестве перспективного топлива для лазерной тяги на длине волны излучения 10,6 мкм был выбран полимер Delrin (полиформальдегид) [7]. Было высказано предположение о перспективности включения малых фракций металлических элементов (диаметром около 5 мкм) в Delrin для быстрого инициирования плазмы и существенного увеличения ее температуры [8].

Наиболее выдающимися результатами этого этапа являются следующие разработки:

- модель светового аппарата LTD (Lightcraft Technology Demonstrator), которая была испытана с использованием излучения CO₂-лазера мощностью 10 кВт [9];

- матричный концентратор лазерного пучка, разработанный в Lawrence Livermore National Laboratory (США) [6].

В 90-х годах наблюдается переход к космическим аспектам применения лазерной тяги [10]. Однако, как известно, существуют ограничения на использование лазерного излучения на космических расстояниях. В этом направлении в НАСА были разработаны такие системы, как [7]:

- SELENE – Space Laser Energy – общая космическая лазерная энергетическая система;

- PAMELA – Phased Array Mirror, Extendable Large Aperture – крупногабаритный адаптивный телескоп;

- NAOMI – National Advanced Optics Mission Initiative – разработка соответствующего экспериментального оборудования в США.

В это же время впервые была предложена концепция аппарата LOTV – Laser Orbital Transfer Vehicle – лазерного орбитального транспортного аппарата, который за пять дней должен быть перемещен на геостационарную орбиту с использованием лазера мощностью до 10 МВт [10, 11].

В настоящее время под лазерной системой реактивной тяги следует понимать, в общем случае, систему, включающую в себя следующие основные компоненты: собственно лазерный реактивный двигатель (ЛРД), построенный на конкретном механизме лазерной тяги; лазер – лазерный источник энергии с системой передачи энергии к аппарату с ЛРД и аппарат с ЛРД и с приемной оптической системой на борту.

Очевидно, что разработка реальных лазерных систем реактивной тяги будет зависеть от решения таких проблем, как:

- создание ЛРД с высокими удельными характеристиками тяги, обеспечивающими требуемую лазерную мощность и минимальный расход топлива;
- разработка мощных лазеров с малой (дифракционной) расходимостью излучения;

- разработка методов компенсации искажений лазерного излучения, вызванных различными атмосферными эффектами;

- обеспечение доставки лазерной энергии к аппарату через оптически неоднородную атмосферу Земли.

2. Основные механизмы формирования лазерной тяги и типы лазерных двигателей

Особенностью процессов формирования лазерной тяги является то, что они “включаются” в результате воздействия внешнего (т. е. расположенного на расстоянии от объекта) источника лазерной энергии. К таким механизмам, кроме лазерной абляции, относятся: вынос рабочей массы газа за лазерной детонационной или ударной волной, высвобождение химической энергии связи молекул рабочего вещества, которое само по себе является химически нейтральным. Лазерная тяга особенно привлекательна для использования в воздушной среде, когда сам атмосферный воздух выступает в качестве ракетного топлива для ЛРД.

Для характеристики традиционных ракетных двигателей используется такой параметр, как цена тяги C_T , равная отношению мощности W тепловых источников в камере сгорания (или тепловой мощности выделения энергии) к тяге T двигателя $C_T = W/T$ (Вт/Н). В ЛРД обычно используется химически нейтральное топливо. Поэтому использовать понятие цены тяги в данном случае не совсем корректно. Для ЛРД введен удельный импульс реактивной отдачи, который формально обратно пропорционален цене тяги и определяется как отношение величины тяги двигателя к мощности лазерного излучения, т. е. $C_m = T/P$ (Н/Вт) [5].

Эффективность расхода топлива в ракетных двигателях определяется параметром I_{sp} – удельным импульсом, равным отношению величины тяги к секунднему расходу топлива $\dot{m}$ в двигателе: $I_{sp} = T/\dot{m}g = v/g$, где v – средняя скорость потока на выходе струи, g – ускорение свободного падения. Чем выше удельный импульс, тем меньше расходуется топлива в единицу времени. Величина этого параметра определяет возможность использования ЛРД в космических условиях.

Введенные параметры позволяют рассчитать КПД (η) двигателя, если использовать традиционное определение КПД как отношение мощности P_{jet} реактивной струи, создаваемой двигателем, к мощности W тепловых источников в камере сгорания, а именно

$$\eta = I_{sp}g/2C_T \text{ – для традиционного двигателя, (1)}$$

$$\eta = C_m I_{sp}g/2 \text{ – для ЛРД. (2)}$$

Следует отметить, что все перечисленные параметры связаны между собой следующими соотношениями:

$$\begin{aligned} C_m &= \frac{2\eta}{I_{sp}g}, \quad T = \frac{2\eta P}{I_{sp}g}, \\ \dot{m} &= \frac{2\eta P}{I_{sp}g^2} = \frac{T}{I_{sp}g}, \quad Q^* = \frac{I_{sp}^2 g^2}{2\eta}, \end{aligned} \quad (3)$$

где Q^* – энергия лазерного импульса, необходимая для испарения единицы массы топлива при лазерной абляции.

Высокоэффективные лазерные реактивные двигатели с удельным импульсом 10^3 с и тягой до 10^2 Н могли бы рассматриваться как перспективные двигатели для межорбитальных полетов космических аппаратов. По своим характеристикам ЛРД являются “мостиком” между электроразрядными реактивными двигателями и химическими реактивными двигателями [12]. Однако различные физические и технические ограничения, которых лишены традиционные реактивные двигатели, усложняют разработку ЛРД.

Анализ процессов формирования тяги в ЛРД показывает, что эти двигатели можно разделить на четыре основных типа.

1. Характерной особенностью лазерных воздушно-реактивных двигателей (ЛВРД) является зависимость эффективности формирования тяги от конструктивных параметров сопла реактивного двигателя и характеристик лазерного импульса [12, 13]. Удельный импульс реактивной отдачи в этом случае хорошо описывается в приближении теории локального взрыва как функция параметра R/R_0 , где R – характерный геометрический размер реактивного сопла, R_0 – динамический радиус в теории локального взрыва. Теоретически и экспериментально показано, что максимальная величина C_m ЛВРД ограничена значением $C_m = 60 \times 10^{-5}$ Н/Вт, что связано с особенностями формирования тяги при импульсном (взрывном) объемном вкладе энергии в рабочую среду двигателя.

2. Лазерные реактивные двигатели на основе эффекта абляции материалов под действием лазерного импульса дают значение C_m на уровне $(10-20) \times 10^{-5}$ Н/Вт [12].

3. В лазерно-химических реактивных двигателях (ЛХРД) используется дополнительное топливо, что позволяет получить более высокие значения C_m за счет энергии, выделяющейся после испарения материала топлива под действием мощного лазерного импульса. В зависимости от конкретной конструкции реактивного сопла двигателя получено увеличение C_m в два–три раза по сравнению с чисто воздушным вариантом [14, 15].

4. Наиболее высокие значения C_m имеют ЛРД с многослойными (структурированными) материалами [16]. Абляция в них сочетает достоинства прямой абляции, т. е. возможность получения максимальных значений C_m при умеренных интенсивностях излучения, и достоинства комбинированной абляции с детонационной волной, т. е. большую длительность импульса отдачи, в 2–3 раза превышающую длительность лазерного импульса. Для ЛРД со структурированными топливными элементами получены рекордные значения параметра $C_m = 10^{-2}$ Н/Вт.

2.1. Лазерно-воздушные реактивные двигатели

К настоящему времени проведено значительное количество экспериментов с лазерными воздушно-реактивными двигателями с использованием излучения CO_2 -лазеров. Эксперименты показали, что удельный импульс реактивной отдачи существенно меняется при изменении характеристик лазерного излучения и конструкции сопла двигателя. Например, данные, полученные в [13], значительно отличаются от данных других авторов: значение C_m в [13] достигает $(50-60) \times 10^{-5}$ Н/Вт, в то время как в [17, 18] $C_m = (10-30) \times 10^{-5}$ Н/Вт.

Первое наиболее полное объяснение механизма формирования тяги в ЛРД в импульсном режиме работы лазера дано в работах [12, 13]. Для лазерного импульса малой длительности, когда время вклада энергии меньше времени формирования газодинамических волн, тяга образуется в процессе распространения ударной волны по соплу двигателя. В [13] рассматриваются различные варианты приемников импульса давления, такие, как конус, параболоид вращения, полусфера, плоская пластина. Показано, что для описания процесса формирования тяги в рамках теории локального взрыва [19] достаточно знать параметры газа и параметры ударной волны, распространяющейся от области пробоя (рис. 1), при этом

$$R_\Omega = \left(\frac{4\pi E}{\Omega p_0} \right)^{1/3}, \quad R_0 = \left(\frac{E}{p_0} \right)^{1/3}, \quad (4)$$

где E – поглощенная энергия, Ω – телесный угол в вершине полого конуса, в котором происходит ударное возмущение газа; p_0 – давление воздуха 0,1–1 атм; $(R/R_0)_{\text{opt}} = 0,3[1 + (4R/D)^{-2}]^{-1}$ – для параболического сопла, R и D – параметры сопла (рис. 1).

Экспериментальные исследования [13] показывают, что C_m является функцией комплексного параметра R_0 , используемого в теории локального взрыва и являющегося “динамическим” радиусом локального взрыва. Максимальное значение C_m

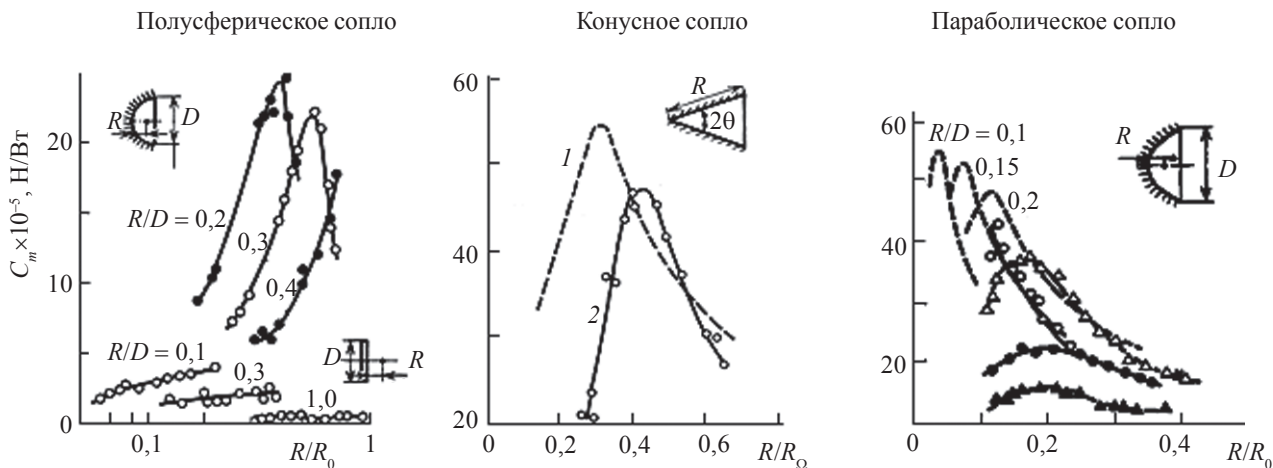


Рис. 1. Зависимости параметра C_m от динамического “радиуса взрыва” R/R_0 и R/R_Ω . Пунктирная кривая – теоретический расчет, точки – экспериментальные данные.

достигается при различных значениях R/R_0 , где R – характерный геометрический параметр, связанный с соплом данного типа (рис. 1). Максимальные значения $C_m = (40\text{--}50) \times 10^{-5}$ Н/Вт наблюдались для сопла в виде конуса и параболоида вращения при достаточно широком изменении энергии в импульсе ТЕА CO_2 -лазера.

Аналогичные данные по параметру C_m были получены в [18] с использованием электроионизационного CO_2 -лазера с длительностью импульса 10 мкс. В ЛРД с параболическим соплом – $C_m = (20\text{--}30) \times 10^{-5}$ Н/Вт. При этом максимальное значение $C_m = 30 \times 10^{-5}$ Н/Вт достигалось при увеличении длины сопла с помощью цилиндрической насадки с диаметром, равным выходному сечению сопла. Это дает увеличение C_m на 20–30% в зависимости от длины насадки и параметра R/R_0 .

Для уточнения процесса формирования лазерной тяги в [20, 21] использовалось семейство газодинамических моделей: идеального газа (азот), идеальной равновесной плазмы, идеальной неравновесной плазмы.

На рис. 2а, 2б показано изменение во времени тяги в параболическом сопле ЛРД. Рис. 2а соответствует расчету тяги по распределению давления на стенках параболоида, рис. 2б – по импульсу плазмы, истекающей из параболоида. Цифрами на графиках обозначены кривые, соответствующие: 1 – $\gamma = 1,4$, $E = 0,0025$ Дж; 2 – $\gamma = 1,1$, $E = 0,00983$ Дж; 3 – равновесная плазма, $E = 0,012$ Дж; 4 – равновесная плазма, $E = 0,0025$ Дж.

В первом случае (рис. 2а) импульс отдачи возникает в момент прихода ударной волны на стенку параболоида. Зависимость величины импульса от времени имеет немонотонный характер. Он может принимать отрицательные значения, что связано с

приходом на внутреннюю поверхность параболоида волн разрежения и воздействием давления окружающего газа на его внешнюю поверхность.

Во втором случае (рис. 2б) возникновение реактивной струи фиксируется позже. Это связано с тем, что импульс струи, истекающей из сопла, возникает только после выхода из него ударной волны.

Изменение геометрии области взаимодействия лазерного импульса с рабочей средой ЛРД может приводить к существенному увеличению эффективности формирования импульса реактивной отдачи.

Примечательным в этом смысле является результат, полученный в [14, 15] для конструкции МЛД-2 (макет лазерного движителя), в котором в качестве концентратора излучения использовалась матрица малоапертурных медных параболических зеркал, установленная в коническом сопле ЛРД и перекрывающая всю апертуру падающего пучка (рис. 3). Для такой конструкции был получен $C_m = 30 \times 10^{-5}$ Н/Вт при очень низкой начальной плотности мощности лазерного пучка $1,5 \times 10^6$ Вт/см² и относительно большой длительности лазерного импульса 40 мкс.

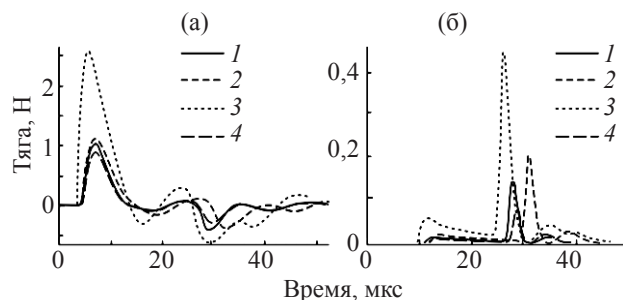


Рис. 2. Эволюция лазерной тяги параболического сопла в различных приближениях описания плазмы оптического пробоя рабочей среды. Пояснения см. в тексте.

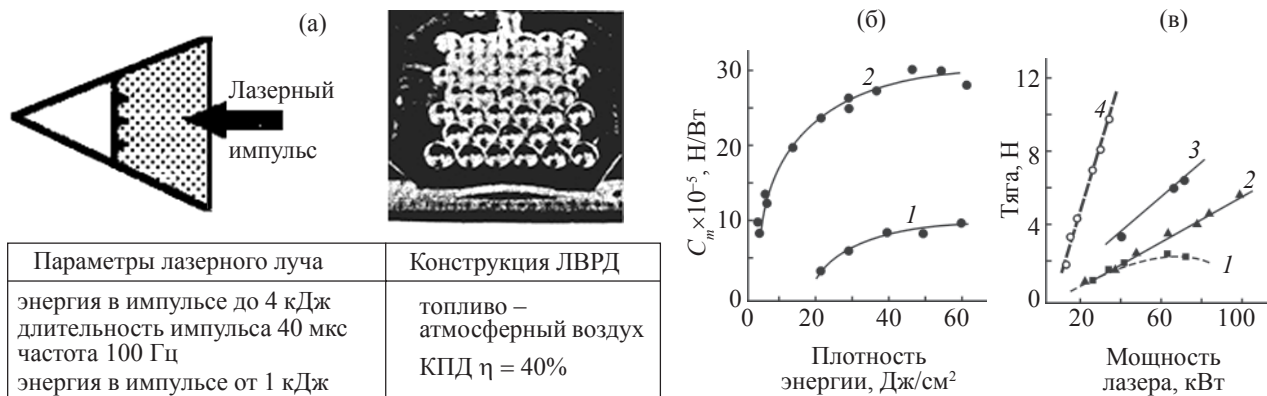


Рис. 3. Общая схема (а) формирования тяги в ЛВРД с параболическим матричным концентратором лазерного пучка [28] и его характеристики тяги (б, в) [14, 15]. б: 1 – поверхность медной полированной пластины, 2 – поверхность МЛД-2 с матрицей из медных параболических зеркал; в: 1 – плоская мишень из плексигласа (ПММА), 2 – макет лазерного движителя МЛД-1, 3 – макет лазерного движителя МЛД-2, 4 – расчет для плоской поверхности Славита.

2.2. Лазерная тяга на основе эффекта лазерной абляции

Процессы формирования тяги на основе лазерной абляции можно разделить на три типа:

- прямая лазерная абляция, когда тяга формируется лишь за счет давления паров испаренного материала топлива (испарительный механизм формирования тяги) [12];
- комбинированная абляция, когда для формирования тяги дополнительно используется энергия ударной волны, возникающей при лазерном пробое паров испаренного материала вблизи его поверхности [22];
- лазерная абляция в структурированных материалах [16].

При прямом облучении однослойного твердого материала лазерным импульсом [12], когда реализуется чисто испарительный режим и пробоя паров не происходит, создается реактивная струя испаренного материала, направленная по нормали к его поверхности. Реактивная сила отдачи, ускоряет материал, при этом длительность импульса реактивной отдачи и время выброса абляционной струи сравнимы с длительностью лазерного импульса. Одними из первых предложений по использованию импульса реактивной отдачи при абляции поверхностей твердых материалов были предложения по ускорению макрочастиц [23, 24] для плавного неразрушающего ввода топлива в термоядерные реакторы.

Наиболее эффективным методом повышения C_m является метод “замкнутой” лазерной абляции, когда область взаимодействия лазерного излучения с материалом пространственно ограничена так, что возникает эффект ускорения (отдачи) [25]. Этот эффект достигается при использовании многослойных (структурированных) материалов, на непрозрачных подложках которых наносятся покрытия прозрачные для лазерного излучения. Именно с помощью данного метода были получены рекордные значения $C_m = 4,9 \times 10^{-3}$ Н/Вт [33] для одиночного импульса излучения неодимового лазера длительностью 85 нс с пиковой интенсивностью 14 МВт/см². На рис. 4 представлены полученные в данной работе эмпирические зависимости C_m от плотности лазерной энергии на материале для одиночного $C_{m(1)} = 386q^{-0,929}$ и двоянного $C_{m(2)} = 152q^{-0,580}$ импульсов лазерного излучения.

факт достигается при использовании многослойных (структурированных) материалов, на непрозрачных подложках которых наносятся покрытия прозрачные для лазерного излучения. Именно с помощью данного метода были получены рекордные значения $C_m = 4,9 \times 10^{-3}$ Н/Вт [33] для одиночного импульса излучения неодимового лазера длительностью 85 нс с пиковой интенсивностью 14 МВт/см². На рис. 4 представлены полученные в данной работе эмпирические зависимости C_m от плотности лазерной энергии на материале для одиночного $C_{m(1)} = 386q^{-0,929}$ и двоянного $C_{m(2)} = 152q^{-0,580}$ импульсов лазерного излучения.

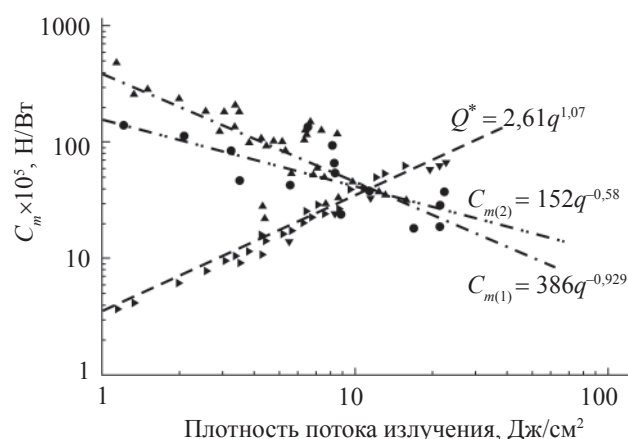


Рис. 4. Зависимости C_m от плотности энергии при абляции многослойного материала [25]. Длина волны 1,06 мкм, длительность импульса 85 нс. $\blacktriangle$ – C_m одиночного, $\bullet$ – C_m двойного, $\blacktriangledown$ – Q^* одиночного, $\blacktriangledown$ – Q^* двойного импульсов,

Процесс формирования импульса отдачи при абляции в многослойных материалах состоит в следующем. Подложка материала с нанесенным поглощающим слоем находится за материалом покрытия, прозрачным для длины волны используемого лазерного излучения. Излучение проходит через прозрачное покрытие и поглощается в материале. Аналогично прямой абляции при превышении порога испарения начинается истечение паров в зазор между подложкой и покрытием, которое служит экраном и препятствует выпуску пара, поэтому давление паров больше, чем в случае прямой абляции. При интенсивности, превышающей порог пробоя, в зазоре возникает плазма, сопровождаемая двумя ударными волнами, которые распространяются как в подложке, так и в покрытии.

Достижения в области разработки импульсных лазеров с короткой длительностью импульса привели к появлению концепции абляционной лазерной тяги (АЛТ). Эта концепция, основанная только на эффекте абляции различных материалов, требует мощных лазерных импульсов с длительностью 100 пс и менее [26–28]. При такой длительности лазерного импульса механический импульс, передаваемый мишени, определяется испарением твердого топлива со скоростью до 100 км/с. В АЛТ передача импульса мишени наиболее эффективна, так как время 10^{-10} с и менее является слишком коротким для возникновения достаточно плотной плазмы вблизи поверхности мишени, которая снижает эффективность испарения материала мишени. Как показали последние эксперименты, разделение одного лазерного импульса на два с интервалом примерно в 0,6 нс приводит практически к удвоению как I_{sp} , так и C_m [29].

В [30] на основе анализа результатов экспериментов показано, что при интенсивности, превышающей порог пробоя паров материала, с хорошей точностью выполняется следующее эмпирическое соотношение:

$$C_m = b(I\lambda\tau^{1/2})^n, \quad (5)$$

где I – интенсивность лазерного излучения, λ – длина волны излучения, τ – длительность лазерного импульса.

Например, для алюминиевых сплавов и материалов СН-химического состава коэффициент b равен соответственно 5,6 и 6,5, $n = -0,300$ для обоих типов материалов. Данное соотношение справедливо в диапазоне изменения интенсивности лазерного импульса от 3 МВт/см² до 70 ТВт/см², длительности импульса от 500 пс до 1,5 мс и длины волны излучения 0,248–10,6 мкм. Экспериментальные значения C_m для материалов СН-химического состава соответствуют данному соотношению с точностью

до 40%, а для алюминиевых сплавов – с точностью до множителя 1,6.

Известно, что удельный импульс реактивной отдачи в вакууме быстро растет и достигает максимума с увеличением интенсивности лазерного излучения на мишени [36]. Затем из-за экранировки излучения плазмой, возникающей при оптическом пробое паров материала, этот параметр постепенно уменьшается, так что

$$C_m = \Gamma(I/I_{\max})^{-n}, \quad (6)$$

где параметры Γ и n зависят от характеристик лазерного излучения.

При этом в [30] рассматриваются только такие материалы, которые обладают большим поверхностным поглощением лазерного излучения, а толщина образца $x_{th} > 1/\mu_\lambda$, где μ_λ – коэффициент поглощения лазерного излучения. В соответствии с многочисленными экспериментальными данными, когда величина удельного импульса реактивной отдачи имеет максимальное значение и нет экранировки лазерного излучения возникающей плазмой, интенсивность излучения на поверхности материала

$$I_{\max} = B_{\max}/\sqrt{\tau}, \quad (7)$$

где параметр $B_{\max} = 8 \times 10^4$ Вт с^{1/2} описывает тенденцию изменения максимального значения интенсивности в зависимости от длительности лазерного импульса τ .

Такое приближение взаимодействия лазерного импульса с твердой поверхностью материала позволяет сформулировать основные соотношения для характеристики самого взаимодействия, которые могут быть проверены экспериментально.

2.3. Лазерно-химические реактивные двигатели

Значительное увеличение импульса реактивной отдачи в ЛРД было достигнуто при использовании рабочих веществ, в которых лазерный импульс инициировал химические реакции, протекающие со значительным выделением запасенной энергии.

Экспериментальные результаты, демонстрирующие такую возможность, были получены в [14, 15] с использованием излучения СО₂-лазера. В качестве рабочих веществ в экспериментах исследовались полимер полиметилметакрилат (ПММА) и Славит, особенностью которых является низкий порог испарения под воздействием лазерного импульса, а химические реакции, протекающие в образующемся облаке пара, инициируются лазерным импульсом как в атмосфере, так и в вакууме.

На рис. 5 представлены сравнительные результаты исследований ЛРД с матричным концентратором

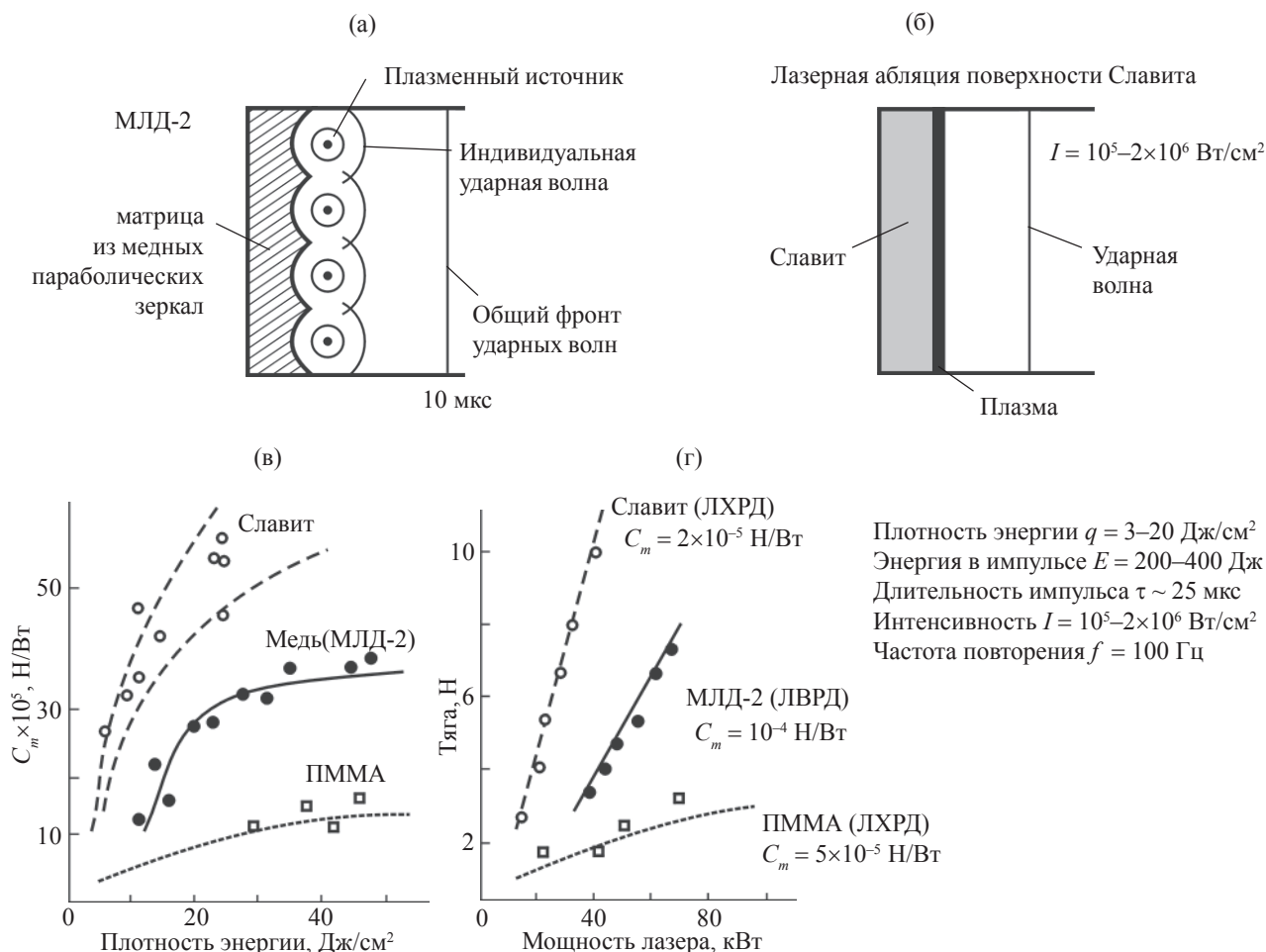


Рис. 5. Сравнительные характеристики тяги двух типов двигателей ЛВРД (МЛД-2) и ЛХРД с рабочими веществами Славитом и ПММА. а – формирование импульса реактивной отдачи в МЛД-2 (модель ЛВРД), б – формирование импульса реактивной отдачи на плоской поверхности Славита, в – зависимость C_m от плотности энергии при абляции активных Славита и ПММА в ЛХРД и меди в ЛВРД, г – зависимости силы реактивной тяги, возникающей на материалах, от средней мощности излучения.

ром лазерного пучка МЛД-2, а также с Славитом и ПММА, нанесенными на плоскую подложку, установленную под углом в фокусе внеосевого параболического сопла таким образом, чтобы возникающий факел испаренного вещества не экранировал лазерный пучок.

Увеличение плотности энергии лазерного импульса на поверхности Славита до $20 - 40 \text{ Дж/см}^2$ привело к увеличению C_m до $60 \times 10^{-5} \text{ Н/Вт}$. В импульсно-периодическом режиме значение C_m не превышало $20 \times 10^{-5} \text{ Н/Вт}$ (рис. 5г). Снижение эффективности формирования лазерной тяги, скорее всего, связано с тем, что в импульсно-периодических экспериментах лазерный пучок имел малую плотность излучения на поверхности рабочего материала (менее 10 Дж/см^2).

Аналогичные эксперименты позднее были проведены в [18]. В этих экспериментах в качестве рабочего вещества использовался полимер Delrin. Были испытаны два типа сопла ЛХРД – с осевым и внеосевым параболами вращения.

На рис. 6 показана зависимость импульса реактивной отдачи в параболическом сопле от давления газа в нем при постоянной энергии в импульсе электро-ионизационного CO_2 -лазера 250 Дж . В экспериментах, проведенных в откачиваемой камере, в качестве рабочих газов использовались азот и атмосферный воздух.

Видно, что максимальное значение C_m получено в воздухе при введении в область пробоя Delrin. Этот материал наносился на тонкую иглу, установленную в вершине параболоида так, что рабочее вещество оказывалось в фокусе параболоида. Введение Delrin приводило к существенному увеличению C_m (в два раза) по сравнению с результатами, полученными для обычного параболического сопла с пробоем воздуха. В атмосфере азота величина удельного импульса реактивной отдачи в присутствии Delrin была меньше, чем в воздухе.

Авторы исследований [18] утверждают, что именно химические реакции взаимодействия паров Delrin с кислородом воздуха приводят к дополни-

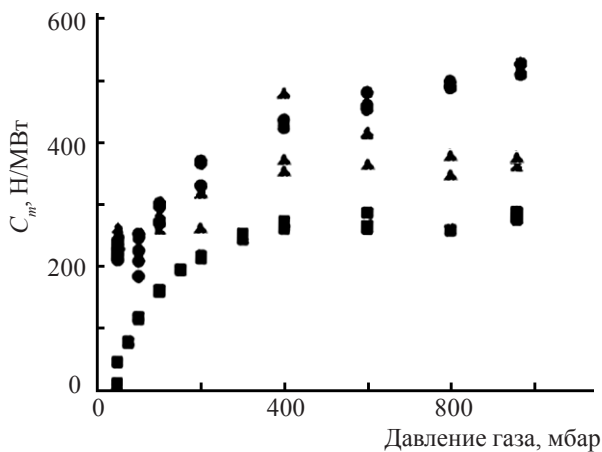


Рис. 6. Зависимость удельного импульса реактивной отдачи от давления газа. Энергия в импульсе 250 Дж. ■ – воздух, ◆ – Delrin в воздухе, ▲ – Delrin в азоте

тельному выделению тепла в сопле, а значит, и к дополнительной тяге.

По результатам опубликованных исследований можно отметить еще ряд особенностей, связанных с формированием тяги в ЛХРД. Существенное увеличение эффективности формирования тяги с использованием Delrin было получено в конструкции ЛХРД с внеосевым параболоидом [18]. В этом случае Delrin в виде тонкого кольца наносился на поверхность обтекателя аппарата в области фокусировки лазерного пучка. Величина C_m увеличилась почти в три раза по сравнению с начальным вариантом конструкции ЛРД и составила $\approx 40 \times 10^{-5}$ Н/Вт по сравнению с 15×10^{-5} Н/Вт для ЛРД без Delrin при энергии в лазерном импульсе 200–400 Дж.

Применение Delrin в азоте, когда отсутствуют дополнительные химические реакции, инициированные кислородом воздуха, приводит к увеличению C_m , но не более чем до $(30\text{--}40) \times 10^{-5}$ Н/Вт (в данной конструкции сопла ЛХРД). Эффект абляции Delrin в азоте и взаимодействие лазерного импульса с плотной плазмой паров Delrin увеличивает эффективность вклада энергии в эту плазму и, соответственно, “энергию взрыва”.

Исследования по лазерной микротяге в [31, 32] с использованием в качестве рабочего топлива таких материалов, как полиформальдегид $(\text{CH}_2\text{O})_n$ и алюминий, показали достаточно высокие характеристики лазерной тяги. Полученные значения удельного импульса реактивной отдачи достигали значений $C_m \approx 80 \times 10^{-5}$ Н/Вт при использовании в качестве топлива полиформальдегида. В экспериментах использовались лазеры, работающие на длинах волн 10,6, 1,06 и 0,693 мкм с длительностью импульса $10^{-7}\text{--}10^{-3}$ с и интенсивностью излучения $10^4\text{--}10^9$ Вт/см² (плотность энергии соответственно $10\text{--}100$ Дж/см²).

Результаты исследований ЛХРД с различными видами топлива (приведены усредненные значения)

E , Дж	C_m , 10^{-5} Н/Вт	E , Дж	C_m , 10^{-5} Н/Вт
Воздух (режим работы ЛВДР)		Этиловый спирт	
60	42	65	63
Сухой спирт (гексаметиленetetрамин)		Вода дистиллированная	
58	50	63	42
Бензин (“калоша”)		Delrin (полиформальдегид), образец № 1	
60	70	60	110
Бензин А-92		Delrin (полиформальдегид), образец № 2	
62	62	61	105

Экспериментальные исследования по формированию лазерной тяги с использованием веществ СНО-химического состава представлены в [33, 34] (см. таблицу). Для проведения экспериментов был специально разработан макет двигателя, в котором можно было использовать как твердые, так и жидкие вещества. Испытание жидких веществ проводилось при импульсном впрыскивании жидкости в сопло макета двигателя. Твердые вещества в виде цилиндров небольшого диаметра вставлялись в область фокусировки лазерного пучка. В экспериментах использовался импульсный электроионизационный CO_2 -лазер с энергией в импульсе до 100 Дж. Для определения удельного импульса реактивной отдачи C_m применялся баллистический маятник, на котором подвешивался макет двигателя.

По результатам экспериментов можно сделать несколько выводов. Во-первых, следует отметить, что при введении в область пробоя вещества СНО-химического состава происходит увеличение C_m несмотря на то, что ни оптический концентратор, ни сопло двигателя не были оптимизированы для обеспечения максимального значения удельного импульса реактивной отдачи. Во-вторых, наибольшие значения C_m ($> 10^{-3}$ Н/Вт) были получены при использовании такого вещества как Delrin, что позволяет надеяться на дальнейшее увеличение импульса отдачи при оптимизации условий взаимодействия лазерного импульса с химическими компонентами топлива ЛХРД и соответствующей оптимизации конструкции двигателя.

3. Перспективные модели лазерных реактивных двигателей

К настоящему времени разработано несколько моделей лазерных реактивных двигателей, испытанных в непрерывном и импульсно-периодическом режимах работы [5, 9, 18, 35, 36].

В ЛРД, работающих с непрерывным лазерным излучением [36], обычно используется классическая схема формирования реактивной тяги с применением камеры сгорания и сверхзвукового реактивного сопла. Лазерное излучение вводится в камеру сгорания через оптическое окно. В непрерывных ЛРД процессы взаимодействия излучения с рабочим газом приводят к нестабильности формирования тяги. Эта нестабильность вызвана колебаниями пространственного положения непрерывного оптического разряда вдоль продольной оси камеры сгорания относительно критического сечения сопла двигателя. Соответственно, эти колебания проявляются в виде нестабильности тяги, создаваемой двигателем.

ЛРД с использованием импульсно-периодического лазерного излучения имеют принципиальные отличия. В них сопло является одновременно и камерой сгорания рабочего вещества, а лазерное излучение вводится в сопло со стороны реактивной струи. Однако такой метод ввода излучения приводит к ряду эффектов, ограничивающих возможности применения такого типа двигателей, а именно:

- ослаблению и ухудшению качества лазерного пучка вследствие его взаимодействия с горячим газом в реактивной струе;
- нарушению оптического качества поверхности концентратора под воздействием мощных потоков лазерного излучения, высокотемпературных газовых сред, продуктов химических реакций, протекающих в рабочей среде двигателя;
- зависимости ориентации аппарата относительно положения лазерного источника энергии.

3.1. Запускаемый аппарат типа “4Р”

Наиболее подробное и обоснованное рассмотрение лазерных систем запуска космических аппаратов на околоземную орбиту было впервые представлено в [6, 7]. За основу разработки лазерного двигателя была взята конструкция аппарата, получившая название 4Р – payload (нагрузка), propellant (топливо), photons (фотоны), period (период) – с абляционным механизмом формирования лазерной тяги, дополняемым детонационной волной при взаимодействии лазерного импульса с парами испаренного материала. При этом предполагалось использовать двойной лазерный импульс. Первый импульс вызывает испарение материала, а второй инициирует лазерную детонационную волну при оптическом пробое паров материала.

Еще одной особенностью рассматриваемого аппарата является его пирамидальная форма, плоская часть (дно) которого обращена к лазерному пучку. Учитывая, что абляция всегда приводит к импульсу от-

дачи, направленному перпендикулярно твердой поверхности, такая геометрия позволяет создавать постоянное направление тяги, независимое от направления лазерного пучка (для зенитных углов до 60°).

В качестве топлива были рассмотрены несколько веществ, таких, как вода, аммиак, этан, углерод, углекислый газ и литий. Впервые был сделан вывод о том, что “необходимо понимание процессов генерации лазерной тяги в присутствии химически и физически сложных компонентов топлива, чтобы разработать и выбрать наиболее эффективное топливо” для лазерной тяги.

3.2. Световой аппарат Lightcraft

Наиболее проработанным вариантом лазерной тяги для запуска аппаратов на околоземные орбиты является технология Lightcraft – световой аппарат (по аналогии с воздушным и космическим аппаратами), разработанный в [9]. Разработки по LTD в течение 4-х лет (с 1985 по 1988 гг.) финансировались в рамках программы СОИ. Однако со временем программа LTD превратилась в академическую научно-исследовательскую программу.

Lightcraft представляет собой аппарат, работающий в режиме лазерного воздушно-реактивного двигателя [37–39]. Аппарат был доработан до макета микроспутника с полезной массой до 120 кг и запуска с помощью лазера наземного базирования мощностью до 100 МВт. Были проведены достаточно подробные модельные расчеты полета такого аппарата в воздушно-реактивном режиме до высоты 30 км. При этом аппарат, по расчетам авторов, развивает скорость до $M = 5,5$, где M – число Маха. Показано, что на высоте 30 км создается тяга с $C_m = (10–15) \times 10^{-5}$ Н/Вт, обеспечиваемая за счет поджата сверхзвукового потока в диффузоре, образованном наружным ободом и концентратором лазерного пучка (рис. 7). Выше 30 км аппарат переходит в ракетный режим формирования тяги с использованием топлива, запасаемого на борту. В качестве такого топлива предполагается использовать жидкий водород.

Принципиальной особенностью конструкции аппарата (рис. 7) является то, что в качестве концентратора лазерного пучка используется зеркало в виде внеосевого параболоида, когда лазерный пучок фокусируется в кольцевую зону с очень острой фокусировкой. В области фокуса устанавливается наружный обод так, что оптический пробой воздуха инициируется вблизи его поверхности. Одновременно этот обод является приемником импульса давления, возникающего при взаимодействии лазерного импульса с плазмой оптического пробоя. Параметры концентратора лазерного пучка

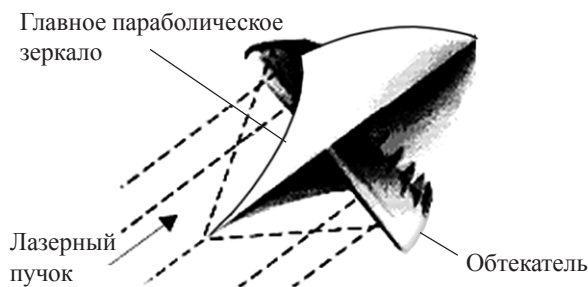


Рис. 7. Lightcraft Technology Demonstrator.

и характеристики лазерного импульса подбираются таким образом, чтобы взаимодействие излучения с плазмой происходило в режиме лазерной детонационной волны, что приводит к наибольшему импульсу реактивной отдачи. Внеосевой параболоид одновременно является и реактивным соплом с внутренним телом вращения, формирующим реактивную струю. Конструкция аппарата предусматривает проточный вариант работы лазерного реактивного двигателя за счет щели между ободом и центральным телом (обтекателем) аппарата. Внутри обтекателя может быть размещена полезная нагрузка и топливо для ЛРД. Характеристики тяги макета LTD и особенности ее формирования в воздушно-реактивном режиме более подробно рассматриваются ниже.

В 2000 г. впервые были проведены полетные эксперименты по запуску макета аппарата LTD в атмосферных условиях на высоту до 70 м, при этом аппарат развивал скорость до 17 м/с [9]. Эксперименты проводились на полигоне White Sands Missile Range (штат Нью-Мексико, США) с использованием электроионизационного импульсно-периодического CO_2 -лазера с мощностью излучения до 10 кВт.

Как показали дальнейшие исследования в [39], развитие технологии LTD ограничивается отсутствием мощных лазеров, которые могли бы использоваться для экспериментальной отработки систем лазерной тяги на ее основе.

3.3. Аэрокосмический лазерный реактивный двигатель

Концепция аэрокосмического лазерного реактивного двигателя (АКЛРД), предложенная в [37], разработана для использования лазерной тяги в основном на космических аппаратах. В основу конструкции АКЛРД положен принцип конструктивного и функционального разделения основных узлов – оптического концентратора лазерного пучка и сопла реактивного двигателя. АКЛРД позволяет принимать излучение лазера и формировать тягу незави-

симо от взаимной ориентации летательного аппарата и источника лазерной энергии. В АКЛРД лазерный пучок (ЛП) подводится к двигателю со стороны, противоположной реактивной струе двигателя (рис. 8).

Конструктивно АКЛРД включает в себя оптический узел приема и согласования апертуры лазерного пучка от удаленного источника энергии, оптический концентратор излучения и газодинамический узел, расположенный соосно с оптическим концентратором. Концентратор излучения выполнен в виде двух зеркальных отражателей – зеркальной конусообразной поверхности, образующая которой является частью короткофокусной параболы O_1 , и зеркальной фигуры вращения O_2 , размещенной так, что ее фокальная область совмещена с фокальной областью первого отражателя. Газодинамическое сопло состоит из двух частей: приемника импульса давления (ПД), расположенного с тыльной стороны первого отражателя, и реактивного сопла (С) двигателя, установленного на некотором расстоянии так, что между приемником давления и соплом двигателя образуется щель (Щ) для ввода лазерного излучения.

Фотография экспериментальной модели АКЛРД показана на рис. 9. Испытания модели АКЛРД проводились в импульсно-периодическом режиме работы CO_2 -лазера [38] на наклонной лабораторной трассе. Движение модели происходило навстречу лазерному лучу по двум параллельным проволокам, натянутым от стартовой площадки к узлу вывода излучения из лазера. Модель двигателя была закреплена на каретке, которая перемещалась по проволокам на колесных парах. Общая масса каретки и модели составляла 0,15 кг. В качестве топлива использовался полимер Delrin (полиформальдегид). Топливный узел представлял собой таблетку диаметром 20 мм, расположенную в области фокусировки лазерного излучения. Энергия в импульсе на выходе лазера 120–130 Дж, частота повторения им-

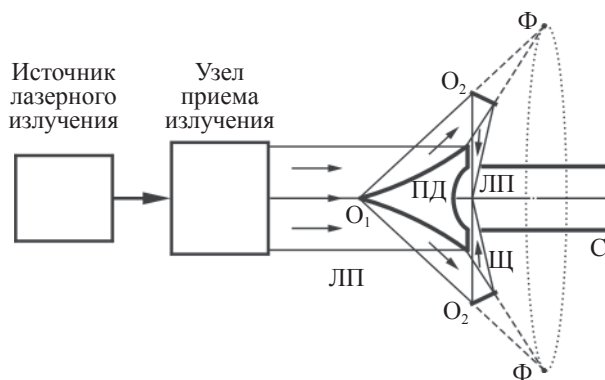


Рис. 8. Общая схема построения АКЛРД. Пояснения см. в тексте.



Рис. 9. Полетная модель АКЛРД.

пульсов 50 Гц при средней мощности излучения 6–6,5 кВт. Время работы лазера составляло 3 с. В экспериментах были получены следующие характеристики движения аппарата:

- максимальная скорость 3–4 м/с,
- максимальное ускорение (0,4–0,5)g,
- максимальный удельный импульс реактивной отдачи 25×10^{-5} Н/Вт,
- максимальная развиваемая тяга 1,3–1,5 Н.

В работах [39, 40] приведены результаты экспериментальных исследований аналогичной модели ЛРД при использовании непрерывного излучения газодинамического CO_2 -лазера. Результаты предварительных исследований с оценкой оптического качества отражателей, влияния размеров щели на оптические характеристики, а также другие вопросы, связанные с обоснованием конструкции данной модели при работе с непрерывным излучением CO_2 -лазера, приведены в [39].

В [40] впервые была экспериментально доказана возможность формирования лазерной реактивной тяги во внешних атмосферных условиях при непрерывном режиме работы CO_2 -лазера. Было показано, что использование специальной конструкции такого двигателя, основанной на разработанной ранее концепции АКЛРД, позволяет обеспечить достаточные удельные характеристики тяги ($C_m = 10^{-4}$ Н/Вт).

Заключение

Современное состояние исследований по лазерной тяге показывает значительный прогресс в этой области. К настоящему времени исследовано значительное количество механизмов формирования лазерной тяги, а также различных вариантов макетов лазерных реактивных двигателей для запуска аппаратов на околоземную орбиту и для полетов в космосе.

Характерной особенностью лазерных воздушно-реактивных двигателей является зависимость эф-

фективности формирования тяги в них от конструктивных параметров сопла реактивного двигателя и характеристик лазерного импульса. Эти зависимости достаточно хорошо описываются в приближении теории локального взрыва. Теоретически и экспериментально показано, что максимальная величина C_m в воздушных ЛРД ограничена значением $C_m = 6 \times 10^{-4}$ Н/Вт, что связано с особенностями формирования тяги при импульсном (взрывном) объемном вкладе энергии в рабочую среду двигателя.

Лазерно-химические реактивные двигатели, пожалуй, являются наиболее перспективными. Они позволяют получить более высокие значения удельного импульса реактивной отдачи за счет дополнительной энергии, выделяющейся в испаренном материале под действием мощного лазерного импульса. Эта энергия выделяется в результате протекания экзотермических химических реакций окисления кислородом паров вещества в плазме.

Возможности обеспечения лазерной реактивной тяги с заданными характеристиками могут рассматриваться в рамках двух возможных типов лазерной тяги – непрерывной и импульсно-периодической, т. е. тяги, создаваемой с помощью непрерывного и импульсно-периодического лазерного излучения. Наиболее просто и эффективно лазерная тяга формируется в последнем случае.

К настоящему времени разработано несколько моделей лазерных реактивных двигателей, работающих в импульсно-периодическом режиме. В них сопло является одновременно и камерой сгорания рабочего вещества, а лазерное излучение вводится в сопло со стороны реактивной струи. Однако такой вариант конструкции ЛРД приводит к ряду эффектов, ограничивающих возможности их применения.

Разработка ЛРД с максимальными удельными характеристиками тяги предполагает достижение КПД двигателя на уровне 70–80%. Это позволяет значительно снизить требуемую лазерную мощность для реализации полетов аппаратов с ЛРД и уменьшить расход топлива в полете. Выбор топлива и конструкции двигателя является принципиальной задачей для развития систем лазерной реактивной тяги.

В работе [12] достаточно осторожно сказано о перспективах применения лазерной тяги. Возможности аппаратов с ЛРД в первую очередь будут зависеть от успехов в развитии техники высоких мощностей. Надеемся, что опыт разработки лазерных систем передачи энергии на большие расстояния, накопленный к настоящему времени, вместе с разработками эффективных лазерных реактивных двигателей позволит в ближайшем будущем создать

новые транспортные системы на основе лазерной реактивной тяги.

ЛИТЕРАТУРА

1. *Kantrowitz A.* Propulsion to orbit by ground-based lasers // *Astronaut. & Aeronaut.* 1972. V. 10. № 5. P. 74–76.
2. *Leik N. Myrabo, Dean Ing.* The future of flight. N.Y. A Bean Book, 1985. 285 p.
3. *Лобановский Ю.И.* Концепция перспективной аэрокосмической транспортной системы // Препринт ЦАГИ. 1994. № 95. 32 с.
4. *Jordin T. Kare.* Vehicle and system concepts for laser orbital maneuvering and interplanetary propulsion // 1-st ISBEP, Huntsville, AL (USA), October, 2002. Beamed Energy Propulsion, AIP Conference Proc. 2003. V. 664. P. 662–673.
5. *Nebolsine P.E., Pirri A.N.* Laser propulsion: the Early Years // 1-st ISBEP, Huntsville, AL (USA), October, 2002. Beamed Energy Propulsion, AIP Conference Proc. 2003. V. 664. P. 11–21.
6. *Kare J.T.* Laser Launch – The second wave // 1-st ISBEP, Huntsville, AL (USA), October, 2002. Beamed Energy Propulsion, AIP Conference Proc. 2003. V. 664. P. 22–36.
7. *John D.G. Rather.* Ground to space laser power beaming: mission, technologies, and economic advantages // 1-st ISBEP, Huntsville, AL (USA), October, 2002. Beamed Energy Propulsion, AIP Conference Proc. 2003. V. 664. P. 37–48.
8. *Lee W. Jones.* A brief history of laser propulsion at the Marshall Space Flight Center // 1-st ISBEP, Huntsville, AL (USA), October, 2002. Beamed Energy Propulsion, AIP Conference Proc. 2003. V. 664. P. 61–78.
9. *Leik N. Myrabo.* Brief history of the Lightcraft Technology Demonstrator (LTD) project // 1-st ISBEP, Huntsville, AL (USA), October, 2002. Beamed Energy Propulsion, AIP Conference Proc. 2003. V. 664. P. 49–60.
10. *Yoshiharu Tsujikawa, Kazuo Imasaki, Masayuki Niino, Yoshinari Minami, Yoshio Hatsuda.* Japanese Activity on the Laser // Application in Space. AHPLA'99, Osaka University.
11. *Sadao Nakai.* Progress of power lasers and its application to space // Proc. AIP. 2003. V. 702. P. 3–22.
12. *Бункин Ф.В., Прохоров А.М.* Использование лазерного источника энергии для создания реактивной тяги // УФН. 1976. Т. 119. В. 3. С. 425–446.
13. *Агеев В.П., Барчуков А.И. и др.* Лазерный воздушно-реактивный двигатель // Квантовая электроника. 1977. Т. 4. № 12. С. 2501–2513.
14. *Лиуконен Р.А.* Эффективность преобразования энергии излучения в механический импульс в реактивном лазерном двигателе // Письма в ЖТФ. 1992. Т. 18. В. 7. С. 76–79.
15. *Лиуконен Р.А., Трофименко А.М.* Сила реактивной тяги в лазерном двигателе // Письма в ЖТФ. 1992. Т. 18. В. 7. С. 81–85.
16. *Takashi Yabe, Ryou Nakagawa, Masashi Yamaguchi et al.* Simulation and Experiments on Laser Propulsion by Water Cannon Target // 1-st International Symposium on Beamed Energy Propulsion. AIP Conference Proc. 2002. V. 664. P. 185–193.
17. *Schall W.O., Bohn W.L., Eckel H.-A., Mayerhofer W. et al.* Lightcraft Experiments in Germany // Proc. SPIE. 2000.
18. *Schall W.O., Eckel H.-A., Mayerhofer W. et al.* Comparative lightcraft impulse measurements // Proc. SPIE. 2002. V. 4760.
19. *Зельдович Я.Б., Райзер Ю.П.* Физика ударных волн и высокотемпературных гидродинамических явлений. М.: Физматгиз, 1963. 800 с.
20. *Golovachov Yu.P., Kurakin Yu.A., Rezunkov Yu.A., Schmidt A.A., Stepanov V.V.* Numerical analysis of gasdynamic aspects of laser propulsion // AIP Conference Proc. Melville, New York, 2003. P. 149–159.
21. *Rezunkov Yu.A., Ageichik A.A., Golovachov Yu.P., Kurakin Yu.A., Stepanov V.V., Schmidt A.A.* Laser propulsion at ambient vacuum conditions // The review of laser engineering, 2001. V. 29. № 4. P. 269–273.
22. *Данилычев В.А., Зворыкин В.Д.* Экспериментальное исследование радиационно-газодинамических процессов, развивающихся под действием мощных лазерных импульсов // Труды ФИАН. 1983. Т. 142. С. 117–171.
23. *Аскарьян Г.А., Манзон Б.М.* Лазерное ускорение макрочастиц для подпитки термоядерных реакторов дейтериевым топливом // Физика плазмы. 1980. Т. 6. № 1. С. 59–68.
24. *Аскарьян Г.А., Манзон Б.М.* Исследование импульса отдачи и светореактивного ускорения при воздействии лазерного излучения различной длительности. Применение бегущей фокусировки при ускорении // Физика плазмы. 1981. Т. 7. № 2. С. 255–266.
25. *Phipps C.R., Seibert D.B., Rouse R. et al.* Very High Coupling Coefficient at Low Laser Fluence with a Structured Target in High-Power Laser Ablation // Proc. SPIE. 2000. V. 4065. P. 931–938.
26. *Pakhomov A.V., Thompson M.S., Don A. Gregory.* Ablative laser propulsion: a study of specific impulse, thrust and efficiency // AIP Conference Proc. 2002. V. 664. P. 194–205.
27. *Pakhomov A.V., Cohen T., Jun Lin.* Ablative laser propulsion: an update. Part 1 // AIP Conference Proc. 2003. V. 702. P. 166–177.
28. *Pakhomov A.V., Cohen T., Jun Lin.* Ablative laser propulsion: an update. Part 2 // AIP Conference Proc. 2003. V. 702. P. 178–189.
29. *Thompson M.S., Herren K.A., Lin J., Pakhomov A.V.* Effects of time separation on double-pulsed laser ablation of graphite // American Institute of Physics Conference Proc. 2003. V. 664. P. 206–213.
30. *Phipps C.R., Turner T.P., Harrison R.F. et al.* Impulse coupling to targets in vacuum by KrF, HF, and CO₂-single-pulse lasers // J. Appl. Phys. 1988. V. 64 (3). P. 1083–1096.
31. *Протасов Ю.С., Протасов Ю.Ю.* Исследование и разработка космических лазерных микродвигателей. Ч. I. О тягово-энергетических характеристиках лазерных

- двигателей эрозионного типа // Изв. вузов. Машиностроение. 2002. № 5. С. 35–40.
32. Протасов Ю.С., Протасов Ю.Ю. Исследование и разработка космических лазерных микродвигателей. Ч. III. Об импульсно-периодическом режиме работы лазерных микродвигателей эрозионного типа // Изв. вузов. Машиностроение. 2002. № 8. С. 29–33.
33. Rezunkov Yu. Laser propulsion for LOTV Space Missions // AIP Conference Proc. 2003. V. 702. P. 228–241.
34. Ageichik A.A., Egorov M.S., Rezunkov Yu.A. Experimental study on thrust characteristics of Aerospace Laser Propulsion Engine. Beamed Energy Propulsion // AIP Conference Proc. 2003. V. 702. P. 49–60.
35. Irtuganov V.M., Kalinin V.P., Sergeev V.V., Smirnov A.A. *et al.* Experimental investigation of air-breathing mode of laser propulsion with elongate cylindrical models and CO₂-lasers of different pulse durations. Beamed Energy Propulsion // Proc. AIP. 2004. V. 766. P. 195–204.
36. Toyoda K., Komurasaki K., Arakawa Y. An Experimental Research on a CW CO₂-Laser Thruster // 26-th IEPC. Oct. 17–21. 1999. Kitakyushu, Japan.
37. Агейчик А.А., Егоров М.С., Резунков Ю.А., Сафронов А.Л., Степанов В.В. Аэрокосмический лазерный реактивный двигатель // Патент России № 2266420. 2003.
38. Резунков Ю.А., Сиразетдинов В.С., Стариков А.Д., Чарухчев А.В. Моделирование высокоэнергетических физических процессов с использованием многоцелевых лазерных комплексов // Оптический журнал. 1994. Т. 61. № 1. С. 84–94.
39. Rezunkov Yu.A., Safronov A.L., Ageichik A.A., Egorov M.S., Stepanov V.V., Rachuk V.S., Guterman V.Yu., Ivanov A.V., Rebrov S.G., Golikov A.N. Performance Characteristics of Laser Propulsion Engine Operating both in CW and in Repetitively-Pulsed Modes. Beamed Energy Propulsion // AIP Conference Proc. Nara, Japan, 2005. V. 830. P. 3–13.
40. Rachuk V.S., Guterman V.Yu., Ivanov V., Rebrov S.G., Golikov N., Ponomarev N.B., Rezunkov Yu.A. Experimental Investigations of Laser Propulsion by Using Gas-Dynamic Laser. Beamed Energy Propulsion // AIP Conference Proc. Nara, Japan, 2005. V. 830. P. 48–57.
-