
ПЕРСПЕКТИВНЫЕ ЛАЗЕРНЫЕ ТЕХНОЛОГИИ

УДК 621.378.33, 533.6.011.72

Ю. А. РЕЗУНКОВ

ЛАЗЕРНАЯ РЕАКТИВНАЯ ТЯГА

Исследуются условия развития новых транспортных систем для запуска космических аппаратов с использованием излучения мощных лазеров. На основе анализа различных процессов взаимодействия лазерного излучения с веществом решается задача повышения эффективности лазерной тяги.

Ключевые слова: лазерная тяга, лазерный пробой, лазерная абляция, удельный импульс, удельный импульс реактивной отдачи.

Введение. Применение лазерной тяги — одно из перспективных направлений разработки аэрокосмических транспортных систем [1, 2]. Лазерная реактивная тяга — элемент концепции использования энергии направленного излучения для передвижения в воздушном и космическом пространстве. При значительном количестве запусков аппаратов на околоземную орбиту (свыше 1000 в год) лазерная система может оказаться экономически выгодной [3]. Для запуска аппарата массой 100 кг на околоземную орбиту потребуется мощность лазерного излучения ~ 100 МВт, поэтому развитие лазерной реактивной тяги связано с разработкой мощных лазеров и исследованиями взаимодействия лазерного излучения с различными рабочими средами для лазерного реактивного двигателя (ЛРД).

Очевидно, что эффективность применения лазерной тяги будет зависеть от решения таких проблем, как:

- создание ЛРД с высокими удельными характеристиками тяги [4];
- разработка мощных лазеров с малой (дифракционной) расходимостью излучения;
- обеспечение точной доставки лазерной энергии к летательному аппарату через атмосферу Земли [5].

В настоящей работе рассматривается первая из приведенных проблем, ее решение должно дать ответ на вопрос, какой механизм формирования лазерной тяги может быть использован для создания высокоэффективных лазерных реактивных двигателей. При разработке ЛРД с максимальными удельными характеристиками тяги требуется достижение КПД двигателя на уровне 70—80 %. Такие ЛРД должны позволить уменьшить требуемую лазерную мощность и снизить расход рабочего вещества.

Лазерные воздушно-реактивные двигатели. Эффективность создания тяги в ЛРД характеризуется удельным импульсом реактивной отдачи, который определяется как отношение величины тяги S двигателя к мощности лазерного излучения P , т.е. $C_m = S/P$ (Н/Вт) [6]. Эффективность расхода рабочего вещества характеризуется удельным импульсом I , равным отношению величины тяги к секунднему расходу топлива s : $I = S/sg = v/g$ (с), где v — средняя скорость потока в реактивной струе, g — ускорение свободного падения. Эти параметры позволяют оценить КПД η двигателя [5]:

$$\eta = C_m I g / 2. \quad (1)$$

Перспективными для использования в аэрокосмических транспортных тренажерах можно считать такие ЛРД, у которых $C_m > 10^{-3}$ Н/Вт и $I_{sp} \sim 10^3$ с. В лазерных воздушно-реактивных двигателях (ЛВРД) в качестве рабочего вещества используется атмосферный воздух. Наиболее полное объяснение механизма формирования тяги в ЛВРД дано в работе [6]. Максимальные значения $C_m = (40—50) \cdot 10^{-5}$ 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 C были получены и другими авторами. В частности, в [7] с использованием электроионизационного CO_2 -лазера с длительностью импульса 10 мкс — $C_m \sim (20—30) \cdot 10^{-5}$ Н/Вт в параболическом сопле. При этом максимальное значение C_m ($30 \cdot 10^{-5}$ Н/Вт) достигалось при увеличении длины сопла с помощью цилиндрической насадки. Использование насадки на параболическое или другое сопло дает в среднем увеличение C_m на 20—30 % в зависимости от ее длины и отношения R/R_0 (R — характерный геометрический параметр реактивного сопла, R_0 — „динамический“ радиус локального взрыва).

Одной из основных проблем использования ЛВРД является малая эффективность вклада энергии лазерного импульса в рабочую среду. Как показали эксперименты [8], эффективность преобразования энергии лазерного импульса в тепловую энергию рабочего газа α не зависит от энергии лазерного импульса и остается на уровне 35 % при изменении энергии в диапазоне $W = 20—100$ Дж при атмосферном давлении газа. Это справедливо как для азота, так и для воздуха, при понижении давления газа менее 0,3 атм в чистом азоте происходит плавное уменьшение α . На рис. 1 приведена зависимость эффективности преобразования α от давления азота при взаимодействии импульса излучения Nd-лазера с азотом.

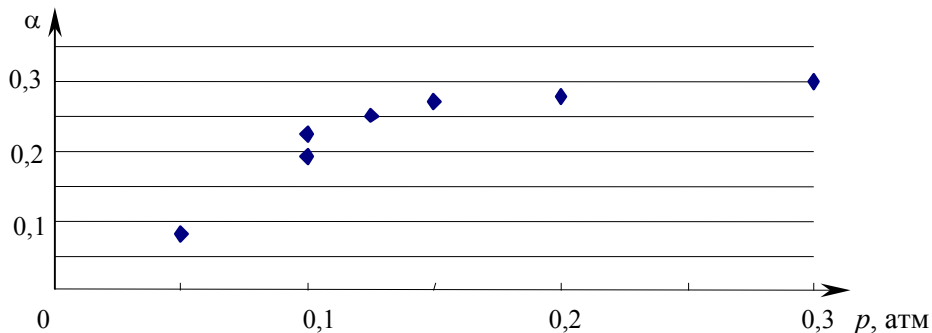


Рис. 1

Теоретический анализ полученных экспериментальных данных с использованием модели многократно ионизованной плазмы оптического пробоя газов [9] подтвердил, что при интенсивности лазерного излучения $q \sim 10^{12}$ Вт/см², когда взаимодействие излучения с плазмой определяется механизмами многофотонной ионизации и обратнотормозного поглощения, величина α не зависит от газа (азот, воздух) и полностью определяется температурой плазмы и начальным давлением газа.

Поскольку полученная эффективность вклада лазерной энергии в плазму является явно низкой для получения высокого КПД лазерных двигателей, создание реактивной тяги на основе использования только ЛВРД не представляется перспективным.

Лазерная тяга на основе абляции твердых материалов. Способы формирования лазерной реактивной тяги на основе лазерной абляции следующие:

- прямая лазерная абляция, когда тяга формируется лишь за счет давления паров испарившегося материала [10];
- комбинированная абляция, когда для формирования тяги дополнительно используется энергия ударной волны, возникающей при оптическом пробое паров испарившегося материала [11];
- лазерная абляция в структурированных материалах [12].

Величина удельного импульса реактивной отдачи C_m при прямой абляции зависит от материала мишени и параметров лазерного импульса. Причем с увеличением интенсивности лазерного излучения и при превышении пороговой интенсивности испарения значения C_m возрастает и достигает максимума при интенсивности лазерного импульса, близкой к порогу пробоя паров испарившегося материала [11]. Предельное значение C_m достигается при большой длительности лазерного импульса (~ 1 мс) и слабо зависит от длины волны:

$$C_{m\max} = \frac{A}{L} \left(\frac{\gamma T_{\text{кип}}}{m} \right)^{1/2}. \quad (2)$$

Здесь A — коэффициент поглощения лазерного излучения материалом на стадии его испарения, L — удельная теплота парообразования, Дж/г, γ — эффективный показатель адиабаты испарившегося вещества, m — масса испарившегося вещества. Из (2) следует, что для получения максимального $C_{m\max}$ необходимо выбирать материал с максимальным отношением $\gamma T_{\text{кип}}/(L^2 m)$ и обеспечить максимальное значение A . Расчеты, проведенные по данной формуле, достаточно хорошо совпадают с экспериментальными значениями C_m , например: $C_{m\max} = 6 \cdot 10^{-5}$ Н·с/Дж — для алюминия и 10^{-4} — для меди [10].

В [13] на основе анализа результатов экспериментов показано, что при интенсивности излучения, превышающей порог пробоя паров материала, с хорошей точностью выполняется следующее автомодельное соотношение:

$$C_m = b(q\lambda\tau^{1/2})^j. \quad (3)$$

Здесь λ — длина волны излучения, см, τ — длительность импульса, с. Для алюминиевых сплавов, например, $b=5,6$, а для С—Н-материалов $b=6,5$; при этом $j = -0,3$ для обоих типов материалов. Данное соотношение справедливо в широком диапазоне изменения интенсивности лазерного излучения от 3 МВт/см² до 70 ГВт/см², длительности импульса от 500 пс до 1,5 мс, длины волны излучения — в пределах 0,248—10,6 мкм.

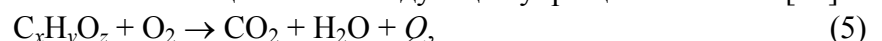
Одним из возможных способов повышения C_m является использование реактивного импульса ударной волны, возникающей вблизи поверхности материала в газовой среде при лазерном пробое паров испарившегося материала — комбинированный механизм формирования тяги [13]:

$$C_m = (10)^{5/3} a_3 (\rho 10^9 / q)^{1/3} \text{ дин} \cdot \text{с/Дж}, \quad (4)$$

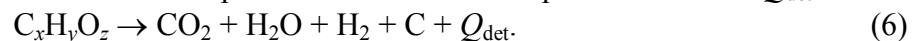
где $a = ((\gamma+1)/2\gamma)^{2\gamma/(\gamma-1)}$, ρ — плотность окружающего газа. Согласно (4), величина C_m определяется только свойствами газовой среды и интенсивностью лазерного излучения и не зависит от материала мишени и длины волны излучения, однако и в этом случае $C_m \approx 10^{-5}$ Н/Вт.

Лазерно-химические реактивные двигатели. Значительного улучшения характеристик тяги в ЛРД [14] можно достичь при использовании веществ СНО-состава (полимеров), в которых лазерный импульс инициирует химические реакции, протекающие с дополнительным выделением энергии.

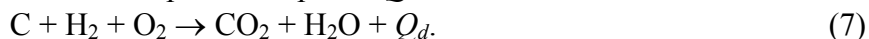
В работе [15] рассчитаны основные термохимические параметры (удельная теплота сгорания, детонации и догорания продуктов детонации, коэффициенты N догорания продуктов детонации в кислороде атмосферного воздуха) ряда полимерных и поликристаллических веществ СНО-состава с отрицательным кислородным балансом. Физико-химическая модель процесса детонации СНО-веществ, инициированного лазерным импульсом, включала в себя испарение и термическое разложение СНО-вещества по следующей упрощенной схеме [16]:



где Q — удельная теплота сгорания, которая выделяется при протекании двух последовательных процессов Q_{det} и NQ_d . Первый из них, который, собственно, и инициируется лазерным импульсом, есть реакция детонации. При этом выделяется энергия детонации Q_{det} :



Второй процесс — реакция догорания не полностью окислившихся продуктов детонации вещества, при которой выделяется энергия догорания Q_d



Для определения влияния свойств вещества на характеристики тяги ЛРД использовался параметр „коэффициент эффективности“ K , который на основе энергетического баланса можно записать в виде

$$K = \sqrt{(1 + m/M)(1 + mQ/\alpha W)}, \quad (8)$$

где M — масса воздуха в объеме сопла двигателя. В качестве полимерных рабочих веществ были исследованы полиоксиметилен (polyoxymethylene, делрин) $[-CH_2O-]_n$, поливинилхлорид (polyvinylchloride) $[-CH_2CHCl-]_n$, полистирол (polystyrene) $[-C_8H_8-]_n$ и поликарбонат (polycarbonate) $[-C_{16}H_{14}O_3-]_n$. Первые два относятся к линейным алифатическим полимерам, термическое разложение (разрыв цепи) которых происходит при невысоких температурах (~ 200 °С) [16]. Два следующих полимера в своем составе содержат бензольные кольца, которые обладают свойством поглощать энергию лазерного излучения, перераспределяя ее по связям бензольного кольца, повышая температуру разложения полимера (~ 350 °С).

На рис. 2 представлены экспериментальные зависимости C_m от K для полимерных (1) и поликристаллических (2) рабочих СНО-веществ.

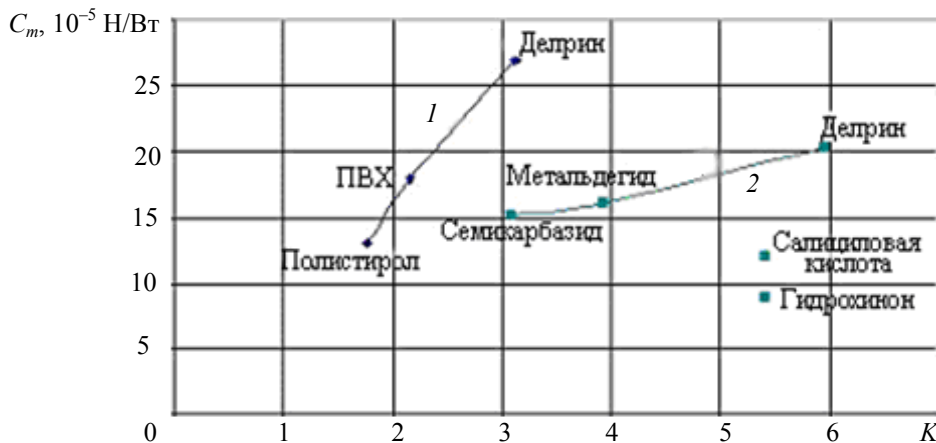


Рис. 2

Особенность проведенных экспериментов заключалась в том, что геометрические параметры области взаимодействия лазерного импульса с различными материалами подбирались так, чтобы сохранить постоянным значение соотношения $(q\lambda\sqrt{\tau})$, см. (3). В экспериментах как с CO_2 -лазером, так и с Nd-лазером, $q\lambda\sqrt{\tau} \sim 10$ Вт $\sqrt{с}$ /см. Интенсивность излучения на поверхности образца варьировалась в пределах 10^8 — 10^9 Вт/см 2 для $\lambda = 1,06$ мкм и 10^5 — 10^6 — для 10,6 мкм. При этом в экспериментах с неодимовым лазером пятно облучения на исследуемом образце представляло собой круг диаметром 11 мм, т.е. за время воздействия лазерного импульса на образец все процессы взаимодействия можно было считать квазиодномерными.

Рассматривая взаимодействие лазерного импульса с твердыми веществами СНО-состава в приближении абляционной модели [13] и предполагая, что время детонации и догорания продуктов детонации много меньше характерного газодинамического времени разлета плазмы, для давления паров испарившегося материала вблизи поверхности образца можем записать:

$$p = [(1 + \gamma M^2)] \rho c^2 + \rho c Q, \quad (9)$$

где p и ρ — давление и плотность паров испарившегося материала, c — скорость звука. С учетом скорости абляции $v = \rho c = B(q/\lambda\sqrt{\tau})^{1/2}$ имеем:

$$p = Aq^{3/4}(\lambda\sqrt{\tau})^{-1/4} + B(q/\lambda\sqrt{\tau})^{1/2} Q, \quad (10)$$

где коэффициенты A и B зависят только от состава вещества. Тогда по определению C_m получаем:

$$C_m = A(q\lambda\sqrt{\tau})^{-1/4} + B(q\lambda\sqrt{\tau})^{-1/2}Q \quad (11)$$

и

$$K = 1 + (B/AQ)(q\lambda\sqrt{\tau})^{-1/4}. \quad (12)$$

Как следует из (12), коэффициент K зависит как от состава вещества, так и от характеристик лазерного импульса. Этот параметр можно использовать для прогнозирования характеристик тяги ЛРД с энергетическими рабочими веществами на другие типы лазеров.

Использование полимера делрина в качестве рабочего вещества в макете ЛРД в [16] позволило получить $C_m \sim 10^{-3}$ Н/Вт.

Заключение. Лазерно-химические реактивные двигатели, пожалуй, являются наиболее перспективными для использования в лазерных системах реактивной тяги. В качестве рабочего вещества ЛРД можно использовать полимерные материалы, которые безопасны в эксплуатации. Однако для повышения КПД двигателя до 70 % потребуются создание такого рабочего вещества, которое должно иметь сбалансированный состав окислителя (в нашем случае — кислород) и горючего (углерод и водород). Следует заметить, что сбалансированный состав, когда окислитель полностью окисляет горючие компоненты топливного вещества (нулевой кислородный баланс), автоматически приводит к тому, что это вещество будет являться взрывчатым.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. *Myrabo L. N., Lewis J. S.* Lightcraft. Flight handbook. Canada: Apogee Books, 2009. 284 p.
2. *Черток Б. Е.* Космонавтика XXI века. Попытка прогноза развития до 2101 года. М.: Изд-во РТСофт, 2010.
3. *Larson C. W., Mead F. B. jr., Knecht S. D.* Laser propulsion and the constant momentum mission. Beamed Energy Propulsion // AIP Conf. Proc. 2003. Vol. 702. P. 216—225.
4. *Резунков Ю. А.* Лазерные системы реактивной тяги. Обзор исследований // Оптич. журн. 2007. Т. 74, № 8. С. 20—32.
5. *Игнатьев А. Б.* Вопросы интеграции мощных лазерных источников со средствами формирования, ориентирования и точного наведения луча. М.: МИРЭА, 2008. 72 с.
6. *Агеев В. П., Барчуков А. И.* и др. Лазерный воздушно-реактивный двигатель // Квант. электрон. 1977. Т. 4, № 12. С. 2501—2513.
7. *Schall W.O., Eckel H.-A., Mayerhofer W.* et al. Comparative lightcraft impulse measurements // Proc. AIP. 2004. Vol. 766. P. 423—432.
8. *Агейчик А. А., Борисов М. Ф., Егоров М. С., Лаиков В. А., Машек И. Ч., Резунков Ю. А., Савельева В. П., Сафронов А. Л., Степанов В. В.* Эффективность преобразования лазерной энергии в тепловую энергию газа применительно к лазерным двигателям // Оптич. журн. 2003. Т. 70, № 4. С. 65—71.
9. *Зельдович Я. Б., Райзер Ю. П.* Физика ударных волн и высокотемпературных газодинамических явлений. М.: Физматгиз, 1963. 800 с.
10. *Pakhomov A. V., Thompson M. S., Don A. G.* Ablative laser propulsion: a study of specific impulse, thrust and efficiency // AIP Conf. Proc. 2002. Vol. 664. P. 194—205.
11. *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 III // Proc. SPIE. 2000. Vol. 4065. P. 931—938.
12. *Takashi Yabe, Ryou Nakagawa, Masashi Yamaguchi* et al. Simulation and Experiments on Laser Propulsion by Water Cannon Target // 1st Intern. Symp. on Beamed Energy Propulsion. AIP Conf. Proc. 2002. Vol. 664. P. 185—193.
13. *Phipps C.* Laser Ablation Propulsion. Overview // J. Propulsion and Power. 2010. Vol. 26, N 4. P. 609—637.

14. Лиуконен Р. А., Трофименко А. М. Сила реактивной тяги в лазерном двигателе // Письма в ЖТФ. 1992. Т. 18, вып. 7. С. 81—85.
15. Агейчик А. А., Ретина Е. В., Резунков Ю. А., Сафронов А. Л. Детонация рабочих веществ СНО-химического состава лазерного реактивного двигателя // ЖТФ. 2009. Т. 54, № 3. С. 402—409.
16. Виноградов Б. А., Перепелкин К. Е., Мещерякова Г. П. Действие лазерного излучения на полимерные материалы. СПб: Наука, 2006.

Сведения об авторе

Юрий Александрович Резунков

— д-р техн. наук; Научно-исследовательский институт комплексных испытаний оптико-электронных приборов, Сосновый Бор, Ленинградская область; E-mail: yuri@sbor.net

Рекомендована
программным комитетом Конференции

Поступила в редакцию
08.09.10 г.