

04;07

Исследование влияния лазерной абляции на формирования механического импульса плазмы капиллярного разряда

© А.Н. Панченко, В.Ф. Тарасенко, М.А. Шулепов,
Ф.Н. Любченко, А.В. Феденев

Институт сильноточной электроники СО РАН, Томск
ФГУП Центральный научно-исследовательский институт машиностроения,
Королев
E-mail: mix@loi.hcei.tsc.ru

Поступило в Редакцию 9 июня 2008 г.

В рамках исследований по проблеме создания новых типов двигателей для малогабаритных космических аппаратов были проведены эксперименты по влиянию лазерной абляции материала электродов (изолятора) на величину механического импульса плазмы капиллярного разряда. Было показано, что можно предложить использовать лазерный импульс для уверенного инициирования капиллярного разряда в условиях низких напряжений и при низких давлениях, когда зажигание разряда затруднено. Комбинированная схема позволит уменьшить массогабаритные характеристики импульсных плазменных двигателей, работающих в импульсном и импульсно-периодическом режиме.

PACS: 52.30.-q, 52.38.-r

В настоящее время существует и в дальнейшем в связи с набирающим темп процессом миниатюризации космических аппаратов (КА) будет расширяться класс задач, для решения которых оптимальным является прецизионно-малый единичный импульс тяги, лежащий в диапазоне значений $P_{imp.} = (0.005-5.0) \cdot 10^{-3} \text{ N} \cdot \text{s}$ [1,2]. Указанные значения практически недоступны для стационарных электрореактивных двигателей (ЭРД), что обусловлено неустойчивостью разряда при малых токах и наличием существенного послеимпульса. Кроме того, использование ЭРД в системах управления КА при всех известных положительных моментах требует повышенной энерговооруженности КА. В силу этого необходимо было провести поиск новых типов двигателей малой тяги (ДМТ), с минимальными массогабаритными характеристиками и минимальным энергопотреблением, создающие

минимально возможный для эффективного решения задачи управления КА единичный импульс тяги.

В качестве основной альтернативы ЭРД рассматриваются импульсные плазменные двигатели (ИПД) (см., например, [3]) и лазерно-плазменные двигатели (ЛПД) [4,5]. Основным недостатком ИПД также являются повышенные требования к энерговооруженности КА и электроизоляции, что увеличивает массогабаритные характеристики двигательной установки. Для уверенного зажигания импульсного разряда в условиях вакуума необходима подача поджигающего предимпульса высокого напряжения, что еще более усложняет схему двигательной установки.

В связи с требованиями компактности и высокой эффективности ДМТ нового поколения одним из основных критериев сравнения двигателей является удельный импульс тяги I_{sp} . В ракетной технике традиционно под удельным импульсом понимают отношение тяги к весовому расходу топлива, результат измеряется в секундах. Химические ракетные двигатели имеют $I_{sp} \sim 500$ s, что связано с ограничением температуры реакции окисления топлива. Температура плазмы в ионных двигателях может достигать 10^5 K, что соответствует удельным импульсам до ~ 4000 s. Благодаря возможности концентрации гигантской мощности в малом объеме применение сфокусированного лазерного излучения для создания плазмы позволяет получать температуры $\sim 10^7$ K, что соответствует удельному импульсу в десятки тысяч секунд (см. [4,5] и цитируемую там литературу).

При облучении поверхности твердого тела в вакууме лазерным излучением (мощность порядка $10^6 \div 10^9$ W/cm²) последовательно происходит плавление тонкого слоя поверхности, испарение и ионизация паров и при достаточной длительности импульс лазерного излучения — почти полное поглощение электромагнитной энергии облаком плазмы, сопровождающееся выделением интенсивного оптического излучения и ударных волн. Таким образом, с точки зрения создания тягового импульса часть энергии лазерного излучения неэффективно расходуется на процессы плавления и плазмообразования.

В данной работе для преодоления недостатков ИПД и ЛПД предложено использовать комбинированную схему получения импульса тяги, в которой лазерное излучение, сфокусированное в области капиллярного разряда, с одной стороны, позволяет зажечь разряд при более низких пробивных напряжениях и низких давлениях, а с другой стороны, увеличивает импульс тяги за счет дополнительного разогрева плазмы.

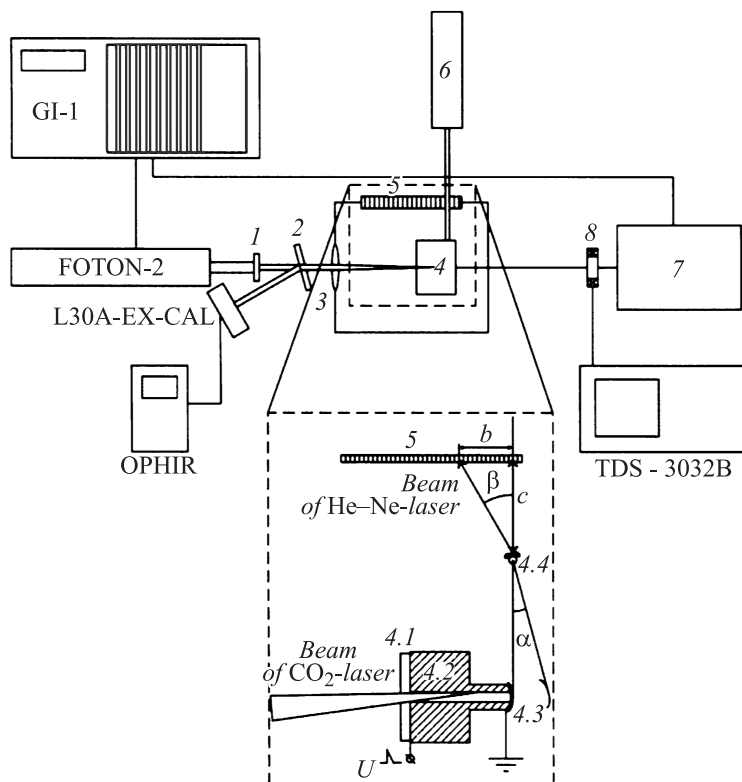


Рис. 1. Схема эксперимента по определению скорости разлета плазмы в капилляре: 1 — диафрагма, 2 — делительная пластинка (CsI), 3 — линза (BaF), 4 — реактор, 5 — окно с нанесенной шкалой, 6 — He-Ne-лазер, 7 — генератор импульсов, 8 — пояс Роговского. Схема реактора: 4.1 — пластинка CsI, покрывающая входное отверстие капилляра, 4.2 — реактор с капилляром, 4.3 — лопатка маятника, 4.4 — зеркало на оси маятника.

В экспериментах использовалась установка с возможностью зажигания разряда в тонком капилляре, фокусировкой в область разряда мощного излучения ИК-лазера и измерения импульсов тяги, создаваемых плазмой разряда при помощи баллистического маятника.

На рис. 1 показана схема установки. Форвакуумный насос обеспечивал в камере диапазон давлений 10–0.005 Pa. Капилляр, в котором

зажигался разряд, размером 2×20 мм ограничивался с двух сторон электродами, причем один из электродов в ходе экспериментов менялся для определения зависимости параметров механического импульса от материала электродов. Со стороны же входного отверстия, поверх электрода, капилляр жестко прикрывался пластинкой 4.1, прозрачной в ИК-диапазоне (CsJ). В качестве сменных электродов использовались тонкие пластинки или фольги из титана, нержавеющей стали.

Сквозь пластинку 4.1 и отверстие в электроде внутрь капилляра линзой 3 фокусировалось импульсное излучение CO₂-лазера. Часть энергии излучения отводилась для регистрации с помощью делительной пластинки 2 и попадала на измерительную головку L30A-EX-CAL. Энергия в импульсе составляла 250–300 мДж. Для регистрации формы импульса излучения на место головки L30A-EX-CAL ставилось германиевое фотосопротивление FSG-22-3A. Плазма, возникающая в процессе разряда и ускоренная при взаимодействии с импульсным лазерным излучением, воздействует на маятник — алюминиевую лопатку, прикрывающую выходное отверстие капилляра 4.3. Для регистрации отклонения маятника на оси 4.4, к которой крепился отвес, устанавливалось зеркало. В результате полученного импульса маятник отклонялся и соответственно отклонялся луч He–Ne-лазера, падавший на зеркало, попадая на измерительную линейку, нанесенную на окно камеры 5. Зная расстояние s , величину b , находим угол отклонения луча β и соответственно маятника α . Импульс тока разряда регистрировался осциллографом TDS-3032B с помощью пояса Роговского. Синхронизация импульсов излучения и разряда осуществлялась посредством генератора импульсов ГИ-1. Запасенная энергия в конденсаторе для создания разряда 220 мДж.

Эксперимент проводился в диапазоне давлений 70–112 Торг в атмосфере воздуха. При давлении ниже 70 Торг происходит искровой пробой по внешней поверхности реактора на корпус вакуумной камеры помимо капилляра. Отклонения маятника при этом зафиксировать не удалось. При давлениях свыше 120 Торг отклонение маятника было слишком велико (угол отклонения может быть более 90°) и проведение измерений некорректно. Тем самым были определены граничные условия по давлению, в которых возможно проведение измерений импульса тяги для данной установки. При давлении в капилляре 70 Торг средняя величина рассчитанной тяги плазмы капиллярного разряда составляла порядка $13 \cdot 10^{-5}$ Н и возрастала практически линейно до $24 \cdot 10^{-5}$ Н при росте давления до 120 Торг.

Под действием тока разряда в капилляре происходило распыление металла электрода. В процессе разряда на поверхности прозрачной для ИК-излучения пластинки 4.1 (рис. 1) образовывалась металлическая пленка, приводящая к поглощению энергии лазерного излучения и в конечном итоге к быстрому разрушению пластинки. Поэтому в большей части экспериментов пластинка была убрана, что привело к уменьшению механического импульса тяги примерно в 2 раза. Кроме того, с помощью диафрагмы 1 был уменьшен размер пятна в фокусе лазерного излучения, что не только уменьшило энергию в лазерном импульсе до $\sim 60\text{--}80\text{ мДж}$, но и предотвратило образование плазмы на входной апертуре капилляра, частично экранировавшей лазерное излучение.

Отметим, что механический импульс только при воздействии на баллистический маятник плазмы, создаваемой импульсным лазерным излучением CO_2 -лазера, сфокусированным на боковой внутренней поверхности капилляра или внутри капилляра, в исследуемом диапазоне давлений зарегистрировать не удалось. Осциллограмма формы импульса лазерного излучения, применявшегося для воздействия, приведена на рис. 2.

Форма импульса разряда практически не изменялась от давления в указанном диапазоне и имеет вид (рис. 2, кривая 2).

При воздействии на баллистический маятник плазмой, созданной в результате совместного действия импульсного лазерного излучения и импульса разряда на среду в капилляре, измерялось отклонение маятника от вертикали, и по формуле

$$F = gm \sin \alpha,$$

где α — угол отклонения маятника, g — ускорение свободного падения (для места измерения $g = 9.815620128\text{ м/с}^2$), m — масса подвеса составляет $4.29 \cdot 10^{-5}\text{ кг}$, находилась сила тяги.

Как показали эксперименты, при прочих равных условиях задержка оказывает существенное влияние на величину отклонения маятника. На рис. 3 приведены графики зависимости силы тяги для различных времен задержки между лазерным импульсом и током разряда.

По мере увеличения задержки импульса лазерного излучения относительно начала импульса разряда (кривая 3) меняется эффективность использования энергии лазерного излучения на дополнительный нагрев

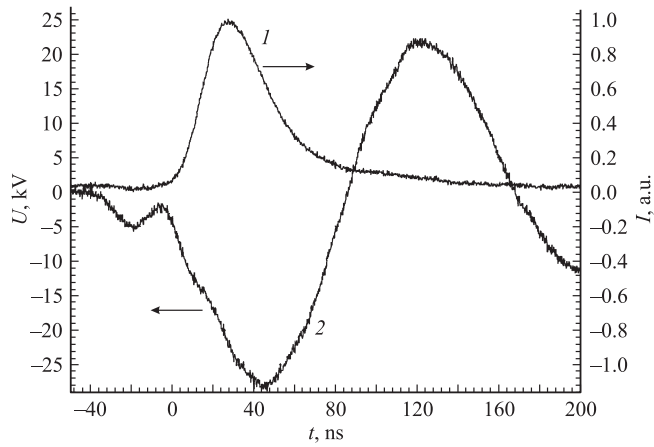


Рис. 2. Оциллограмма импульсов лазерного излучения (I , энергия в импульсе ~ 100 мДж) и разряда (2), применявшегося для воздействия на маятник; при измерении на полувысоте задержка импульса разряда относительно лазерного здесь составляла ~ 4 нс.

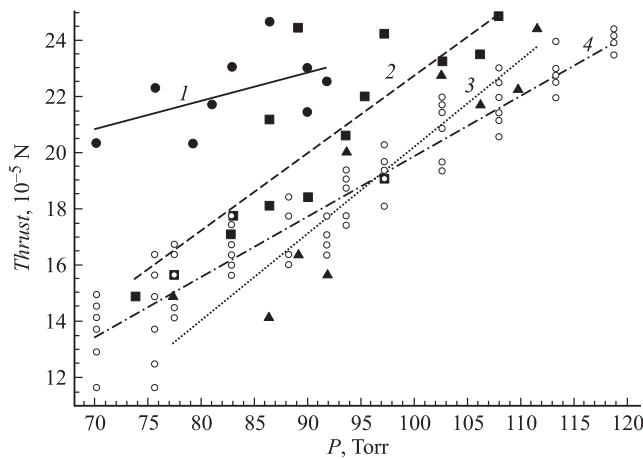


Рис. 3. Сила тяги в капилляре в зависимости от давления окружающего газа при совместном воздействии сфокусированного лазерного излучения и разряда ($1-3$), а также отдельно для разряда (линия 4, область \circ). Диапазон времен задержки разряда относительно лазерного импульса: линия 1, область \bullet — $\tau = 250-100$ нс, линия 2, область \blacksquare — $\tau = 100-0$ нс, линия 3, область \blacktriangle — $\tau = 0-100$ нс.

плазмы разряда, что наиболее существенно проявляется с ростом давления газа выше 100 Torr. При зажигании разряда после развития лазерной искры (переход от кривой 2 к кривой 1) увеличение тяги еще более заметно, в особенности при низких давлениях, когда самостоятельный пробой газа затруднен и тяга только от разряда невелика. При давлении 90 Torr перестройка величины силы тяги при изменении задержки между током разряда и лазерным излучением происходила в диапазоне от 16 до $25 \cdot 10^{-5}$ N, а при низких давлениях 75 Torr изменение силы тяги было от 13 до $24 \cdot 10^{-5}$ N, т. е. практически в 2 раза.

Таким образом, можно предложить использование комбинированной схемы создания плазмы в импульсном плазменном двигателе. Лазерный импульс позволит уверенно инициировать капиллярный разряд в условиях низких напряжений и при низких давлениях, когда зажигание разряда затруднено. При увеличении задержки лазерного импульса относительно начала тока капиллярного разряда и давлениях более 100 Torr происходят дополнительный разогрев плазмы разряда за счет поглощения энергии лазерного излучения и увеличение силы тяги. Комбинированная схема позволит уменьшить массогабаритные характеристики ИПД, работающих в импульсном и импульсно-периодическом режиме за счет перехода к более низким напряжениям и увеличения тяги за счет дополнительного нагрева лазерным излучением. Плавная перестройка задержки между импульсом тока разряда и лазерным излучением позволяет перестраивать силу тяги в широких пределах. Для выяснения диапазона эффекта дополнительного разогрева плазмы при высоких давлениях лазерным излучением необходимо проведение дополнительных экспериментов.

Список литературы

- [1] *Spores R.A., Cohen R.B., Segundo E.L., Birkan M.* The USAF Electric Propulsion Program. Paper 97-6001. August 1997. Cleveland, OH, USA.
- [2] *Meckel N.J., Cassidy R.J., Osborne R.D., Hoskins W.A., Myers R.M.* Investigation of Pulsed Plasma Thrusters for Spacecraft Attitude Control / IEPC-Paper 97-128. August 1997. Cleveland, OH, USA.
- [3] *Антропов Н.Н., Дьяконов Г.А., Покрышкин А.И., Попов Г.А., Казеев М.Н., Ходненко В.П.* // Прикладная физика. 2002. № 1. С. 37-47.
- [4] *Phipps C.R., Luke J.R.* // AIAA Journal. 2002. V. 40. N 2. P. 310-318.
- [5] *Ziemer J.K.* // Pros. 33rd AIAA Plasmadynamics and Laser Conf. Maui, HI, May 2002.