

УДК 629.7.036.5

**Р. М. Лукавский, С. Г. Бондаренко**

*Днепропетровский национальный университет имени Олеся Гончара*

## **ДРОССЕЛИРУЕМЫЕ ЖИДКОСТНЫЕ РАКЕТНЫЕ ДВИГАТЕЛИ ДЛЯ КОСМИЧЕСКОГО МУСОРОСБОРЩИКА**

**Стаття присвячена проблемі космічного сміття і технічним засобам її вирішення. Основну увагу приділено питанням підбору ракетного двигуна для космічного сміттєзбирача.**

**Ключові слова:** космічний сміттєзбирач, дросельний рідинний ракетний двигун, космічне сміття.

**Статья посвящена проблеме космического мусора и техническим средствам её решения. Основное внимание уделено вопросам подбора ракетного двигателя для космического мусоросборщика.**

**Ключевые слова:** космический мусоросборщик, дроселируемый жидкостной ракетный двигатель, космический мусор.

**The article deals with the problem of space debris and the technical means to solve it. The main attention is paid to selection of a rocket engine for space garbage truck.**

**Key words:** space garbage truck, throttle liquid rocket engine, space debris.

**Введение.** Стремительное развитие ракетно-космической техники поставило перед учеными и конструкторами ряд новых проблем. Одной из таких проблем является высокая засоренность космического околоземного пространства различными вышедшими из строя космическими аппаратами (КА) и спутниками, а также отработанными ступенями и разгонными блоками ракет носителей. По данным NASA на июль 2011 года, вокруг Земли летало 16094 объекта искусственного происхождения, из них 3396 функционирующих и отказавших спутников и почти 12698 отработавших ступеней ракет-носителей, разгонных блоков и их обломков [8].

Для дальнейшего безопасного использования космического околоземного пространства необходимо устранять космический мусор (КМ) различными техническими методами:

1) Использование беспилотного космического мусоросборщика (КМС) для захвата КМ и перевода его на орбиту захоронения либо сведения в плотные слои атмосферы Земли;

2) Использование пилотируемого космического корабля типа «Space Shuttle». Последний позволяет эффективно осуществить захват ценного КМ и его доставку на Землю. Недостатками являются: высокая стоимость, ограничения по орбите, крупные габариты и масса некоторого КМ;

3) Использование тонкостенных конструкций, при столкновении с которыми происходит разрушение КМ с последующим сгоранием его фрагментов в атмосфере Земли [3]. Однако часть фрагментов разрушения останется на орбите, что приведёт к увеличению количества мелкого КМ, что неприемлемо;

4) Использование луча лазера либо солнечного концентратора [10]. С их помощью предлагается сводить крупный КМ в плотные слои атмосферы за счёт создания реактивной силы при сублимации конструкции КМ под воздействием лазерного или сконцентрированного солнечного излучения.

Наиболее перспективным является первый вышеуказанный метод. При этом процесс удаления КМ состоит из следующих этапов: вывод КМС на опорную круговую орбиту высотой 200 км; перевод КМС собственными средствами на ор-

биту объекта КМ; маневрирование КМС для сближения с КМ; маневрирование КМС возле КМ; захват КМ; маневр ввода в атмосферу связи КМС+КМ; отстрел КМ от КМС; маневр перехода КМС на орбиту следующего объекта КМ.

**Постановка задачи.** Создание таких аппаратов, как КМС, обуславливает наличие на борту ракетной двигательной установки (РДУ), особенностями которой является многократность включения и регулируемая по величине в широком диапазоне тяга. Для таких задач приемлемо применять дросселируемые жидкостные ракетные двигатели (ДЖРД). Изменение тяги РДУ в широком диапазоне позволяет решать актуальные задачи космического полета, описанные ранее.

**Методы исследования.** Разработка, производство и стендовая отработка ДЖРД представляет сложную техническую задачу. Многочисленные испытания показали, что основным препятствием, при отработке двигателей с глубоким дросселированием ( $K_{др} \geq 8 \div 10$ ), являются неизбежно возникающие, при снижении давления газов в камере сгорания, низкочастотные колебания давления. Кроме того, при глубоком дросселировании резко падает экономичность и ухудшаются условия охлаждения стенок камеры сгорания.

Анализ уравнения тяги

$$P = \dot{m}W_c + F_c (p_c - p_t) \quad (1)$$

показывает, что регулировать ее можно двумя путями: изменением расхода топлива  $\dot{m}$  и скорости истечения  $W_c$ . В свою очередь, расход  $\dot{m}$  можно регулировать изменением геометрических размеров камеры сгорания ( $F_{кр}, F_c$ ) и изменением геометрии форсунок.

Регулировать площадь выходного сечения сопла  $F_c$  возможно, но изменение тяги составляет всего 20 – 50% от ее номинального значения. При уменьшении площади критического сечения  $F_{кр}$  увеличивается давление в камере  $p_k$  и, если давление подачи компонентов  $p_\phi$  постоянное, то это приводит к уменьшению перепада давления на форсунках:

$$\Delta p_\phi = p_\phi - p_k \quad (2)$$

При этом расход  $\dot{m}$  уменьшается и, как показывают эксперименты [6], расходный комплекс

$$\beta = \frac{p_k F_{кр}}{\dot{m}} \quad (3)$$

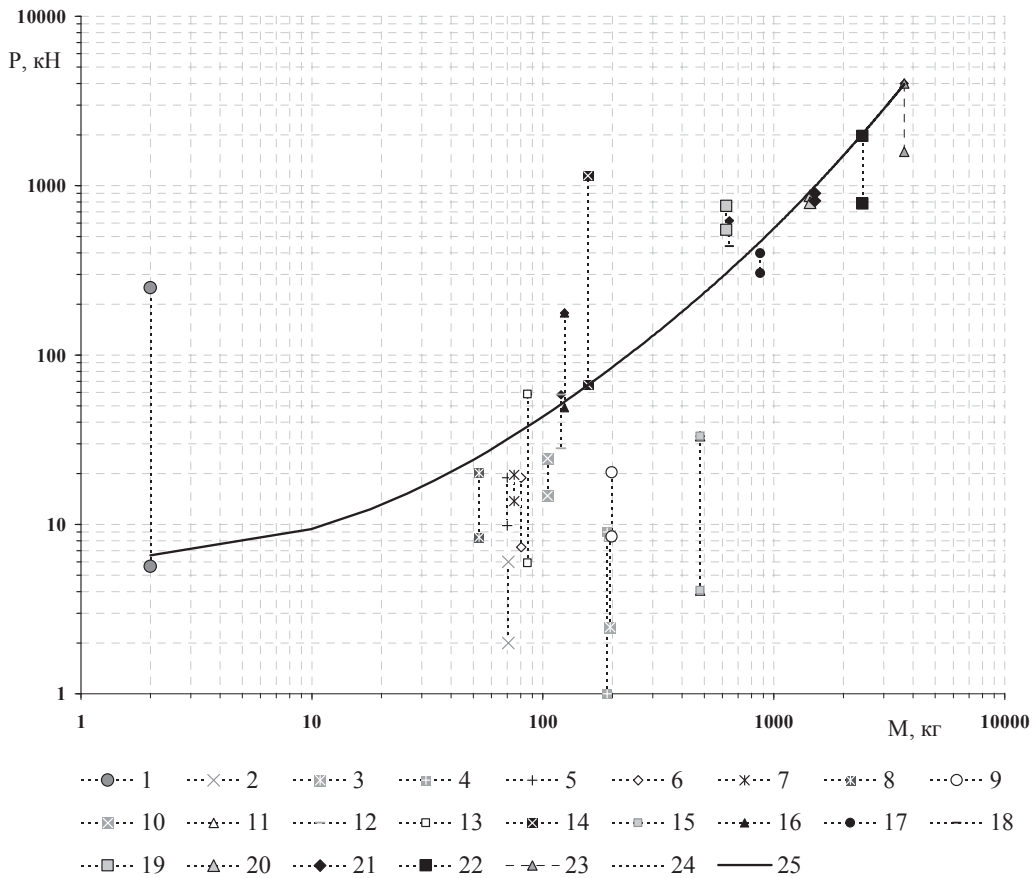
остаётся постоянным, а тяга падает.

Следовательно, регулирование тяги изменением  $F_{кр}$  выгодно, так как во всем диапазоне изменения тяги сохраняется высокая экономичность двигателя. Однако, конструктивное исполнение камеры сгорания с изменяемой площадью критического сечения представляет большие трудности [2]. Изменять  $F_{кр}$  можно двумя способами: механическим и газодинамическим. Механический способ основан на применении профилированных «игл», вводимых по специальным направляющим в критическое сечение сопла (так называемое кольцевое сопло с центральным телом). Газодинамический – на уменьшении  $F_{кр}$  путем вдува газа через отверстия или щель в район критического сечения сопла [2].

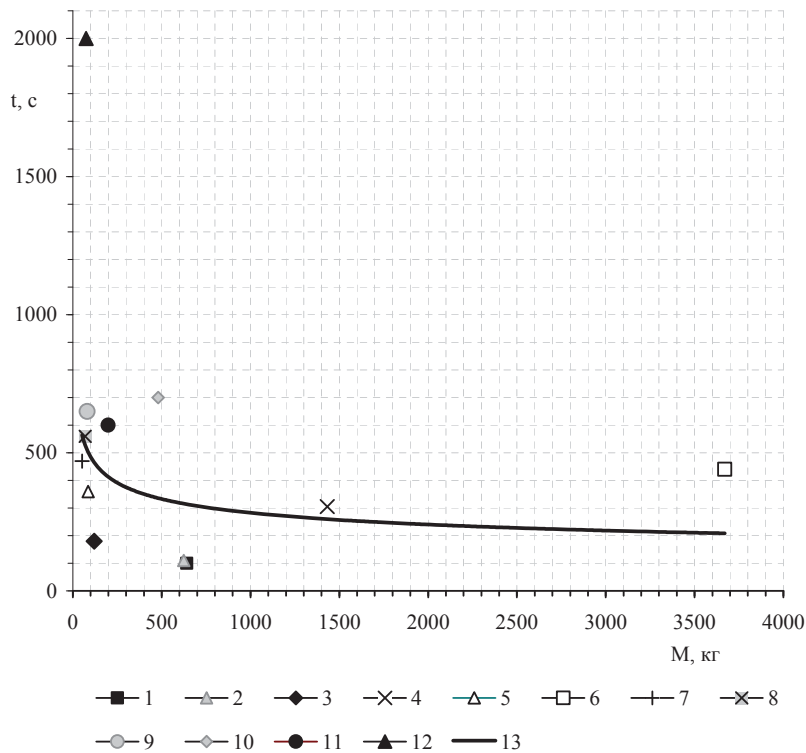
Как видно из вышесказанного, проектирование, изготовление и испытание ДЖРД является очень сложной и дорогостоящей задачей, поэтому для применения таких РДУ на КМС необходимо обратить внимание на уже существующие ДЖРД. Для анализа существующих двигателей необходима их детальная систематизация непосредственно по характеристикам и параметрам, которые представляют интерес для такого рода задач, как проектирование космического мусоросборщика.

Публикации, посвященные, в основном, дросселируемым ЖРД, носят фрагментарный характер и отражают решение лишь некоторых частных вопросов. Наиболее обширные материалы по разработке конструкций дросселируемых ЖРД содержатся в патентной литературе США, Англии, Франции, Германии и Японии.

**Результаты и их обсуждение.** Для систематизации тактико-технических характеристик (ТТХ) существующих современных ДЖРД нами был рассмотрен один из самых полных каталогов двигателей – сайт Encyclopedia Astronautica [9] и другие доступные источники. Из более чем 1250 различных существующих современных ЖРД были отобраны всего лишь 37 двигателей, которые имели возможность дросселирования тяги: AJ-60С, BA-3200, BA-44, BA-810, Isayev P-15, KTDU-417, KTDU-417-B, KTDU-425, KTDU-425A, MUT, Otrag, RD-0101, RD-0102, RD-0103, RD-0120TD, RD-0200, RD-0201, RD-0750, RD-120K, RD-161P, RD-182, RD-2, RD-212, RD-213, RD-3, RD-57M, RD-701, RD-704, RD-858, RD-864, RD-869, S5.1, S5.44, S5.51, S5.92, XLR-25-CW-1, YF-120t. По результатам систематизации и анализа ТТХ отобранных существующих ДЖРД, были построены две важные зависимости (рис. 1–2).



**Рис. 1.** Зависимость номинальной тяги дросселируемых двигателей от их массы: 1 – MUT, 2 – RD-2, 3 – RD-869, 4 – RD-3, 5 – KTDU-425A, 6 – KTDU-417, 7 – S5.92, 8 – RD-858, 9 – RD-864, 10 – RD-161P, 11 – S5.51, 12 – RD-0201, 13 – RD-0200, 14 – XLR-25-CW-1, 15 – S5.51, 16 – S5.44, 17 – RD-57M, 18 – RD-212, 19 – RD-213, 20 – RD-120K, 21 – RD-182, 22 – RD-704, 23 – RD-701, 24 – дросселируемая тяга, 25 – полиномиальная аппроксимация номинальной тяги



**Рис. 2. Зависимость массы двигателей от времени огневой работы:**  
 1 – RD-212, 2 – RD-213, 3 – RD-0201, 4 – RD-120K, 5 – RD-0200, 6 – RD-701,  
 7 – RD-858, 8 – КТДУ-425А, 9 – КТДУ-417, 10 – S5.51, 11 – S5.92, 12 – RD-864,  
 13 – степенная аппроксимация

Обработка данных указанных на рисунках методом наименьших квадратов даёт полиномиальную и степенную аппроксимации данных соответственно:

$$P_{ном} = 0,0002 \cdot M^2 + 0,356 \cdot M + 5,83 ; \quad (4)$$

$$t = 1431 \cdot M^{-0,2347} . \quad (5)$$

Кроме указанных ЖРД, были рассмотрены ТТХ: разработанного американской фирмой TRW дросселируемого ЖРД для посадочной ступени лунного модуля «Аполло» [5]; дросселируемые РД, разработанные КБ двигательных установок и КБ космических аппаратов ГП «КБ «Южное»» (СССР, Украина) [1]; РД космических разгонных блоков «Фрегат», «Бриз», «Икар», «ДМ», «Корвет», «Флагман», «КВРБ», «УКВБ», «Ястреб», «Прорыв», «ЛМ», «Н14Б», «Н12РА», «204ГК», «315ГК» (СССР, Россия), «IUS», «STAR», «TOS», «PAM», «SCOTS», «JRJS» (США) [4];

Отдельно рассмотрены ТТХ ракетных двигателей пастообразного и гелеобразного топлива, разработанные в США и в Украине [7].

**Выводы.** Из всего сказанного можно отметить основные моменты. Актуальность проблемы борьбы с высоким техногенным засорением космоса весьма актуальна. Космические агентства многих стран уже всерьёз задумываются над её решением. Накопившийся космический мусор необходимо удалять с околоземного космического пространства и, особенно, с низких околоземных орбит, где работает не только большое количество беспилотных КА, но и пилотируемые космические корабли и долговременные орбитальные станции. Именно сегодня возросли

требования к надёжности и живучести КА, а также к безопасности пилотируемых космических полётов.

Разработчики ракетно-космической техники активно ищут наиболее экономически выгодные и эффективные способы утилизации КМ. Весьма предпочтительным для решения этой задачи может быть космический мусоросборщик, но он должен быть оснащен глубоко регулируемым по величине тяги двигателем. С экономической точки зрения, на первом этапе целесообразно использовать уже ранее спроектированные, существующие и отработанные ДЖРД. Поэтому необходим качественный анализ всего разнообразия таких двигателей для наиболее оптимального подбора их характеристик для КМС. В данной работе такого рода анализ был выполнен впервые, и был прежде направлен на систематизацию ТТХ существующих ДЖРД, а также получение аппроксимационных зависимостей, которые в будущем помогут проектантам в подборе существующего ДЖРД для космического мусоросборщика.

Рассмотрены и другие перспективные глубоко дросселируемые РД, например, на пастообразном (гелеобразном) топливе, с помощью которых в составе КМС также можно будет решать актуальную проблему высокой засоренности околоземного космического пространства.

### Библиографические ссылки

1. Жидкостные ракетные двигатели, двигательные установки, бортовые источники мощности, разработанные КБ двигательных установок ГП «КБ «Южное»» / Под научной ред. С. Н. Конюхова, В. Н. Шнякина. – Днепропетровск: ГП «КБ «Южное»» им. М.К. Янгеля», 2008. – 466 с.
2. **Михайлов В.В.** Дросселируемые жидкостные ракетные двигатели / В.В. Михайлов, В.Г. Базаров. – М.: Машиностроение, 1985. – 168 с.
3. Пат. 2092409 РФ, МКИ В64G9/00 Способ очистки околоземного космического пространства от космических объектов и мелких частиц путём их разрушения и устройство для его осуществления / Ю. В. Корягин, В. Н. Долгих, В. И. Савин, В. П. Сенкевич, Э. Г. Семененко. – № 93052084/11; заявл. 16.11.1993; опубл. 10.10.1997.
4. **Уманский С.** Ракеты-носители. Космодромы / С. Уманский. – М.: Изд-во Рестарт, 2001. – 216 с.
5. **Шунейко И. И.** Пилотируемые полёты на Луну, конструкция и характеристики Saturn V Apollo. Т.3. Ракетостроение / И. И. Шунейко. – М.: ВИНТИ АН СССР, 1973. – 322 с.
6. **Farthing E. D.** A survey of US progress and future developments in throttlyable liquid propellant rocket engine technology. – Rome: Third International Conference of Space Technology, 1971. – 11 p.
7. High performance throttling and pulsing rocket engine / Hardgrove J., Krieg H. // AIAA Pap. – 1984. – No. 1254. – hh.10.
8. <http://actualcomment.ru/news/36338/>
9. <http://www.astronautix.com/engines/index.htm>
10. Patent 5120008 USA, МКИ В64G 1/10, В64G 1/44, F24J 2/02, F24J 2/38. Orbital Debris Processor and Method Therefor / K. Ramohall. – № 387583; filed Jul. 28, 1989; publ. Jun. 9, 1992.

*Надійшла до редколегії 16.06.2012.*