



ГОСУДАРСТВЕННАЯ КОРПОРАЦИЯ
ПО КОСМИЧЕСКОЙ ДЕЯТЕЛЬНОСТИ "РОСКОСМОС"
Федеральное государственное унитарное предприятие
"ЦЕНТРАЛЬНЫЙ НАУЧНО-ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ
ИНСТИТУТ МАШИНОСТРОЕНИЯ" (ФГУП ЦНИИмаш)



ул. Пионерская, д.4, городской округ
Королёв, Московская область, 141070

Тел. (495) 513-59-51
Факс (495) 512-21-00

E-mail:corp@tsniimash.ru
<http://www.tsniimash.ru>

ОКПО 07553682, ОГРН 1025002032791
ИНН/КПП 5018034218/501801001

13.11.2018 исх. № 4101-331

исх. № _____ от _____

Б.С. Морозову

188563, г. Сланцы, Ленинградской области,
ул. Ленина дом 25 корп. 4 кв. 96

morozovvist@mail.ru

Уважаемый Виталий Степанович!

Подготовленное Вами расчетно-теоретическое обоснование возможных перспектив микрореактивного двигателя по изобретению Морозова В.С. и Намазбаева В.И. (патент №2554255 РФ) внимательно рассмотрено специалистами ФГУП «Центральный научно-исследовательский институт машиностроения» (ЦНИИмаш).

Высылаем Вам мнение специалистов ФГУП ЦНИИмаш относительно представленных материалов.

Приложение: Мнение специалистов.... на 3-х листах.

Генеральный конструктор
по средствам выведения и наземной
космической инфраструктуре,
заместитель генерального директора

Сanjжем

А.А. Медведев

Исп. Гусев Ю.Г.

015016

Мнение специалистов ФГУП ЦНИИмаш по расчетно-теоретическому обоснованию возможных перспектив микрореактивного двигателя по изобретению Морозова В.С. и Намазбаева В.И. (патент №2554255 РФ).

Обращение Морозова В.С. затрагивает актуальную тему улучшения габаритно-массовых параметров и удельных характеристик перспективных двигателей ракетно-космической техники.

Действительно, во всем мире уже не одно десятилетие ведутся исследования двигателей, использующих различные принципы реактивного движения, различные топлива и рабочие тела, схемы ускорения и т.д.

Однако, следует отметить, что разработка нового двигателя должна проводиться в комплексе с другими системами средства выведения или космического аппарата. Интеграция двигателей в конструкцию связана с решением проблем создания систем подачи, хранения, управления, обеспечение необходимых запасов прочности, устойчивости и т.п., а также обеспечения надежного функционирования в процессе подготовки и во время пуска.

Анализ представленных материалов позволяет констатировать следующее.

Предлагаемая автором обращения концепция основывается на идее реализовать «Процесс взрывания активной части рабочего тела и выбрасывания "пассивной части рабочего тела" по изобретению № 2554255» (орфография автора сохранена).

С точки зрения физики, это процесс импульсного нагрева и испарения жидкости в ограниченном объеме с последующим выведением пара наружу. В процессе выброса создается реактивная сила. Концепция не нова и используется в большом количестве ракетных двигателей, например, в электронагревных (дуговых) и термокаталитических.

Заслуживает внимания обращение к сведениям из книги В.П. Глушко «Путь в ракетной технике». Однако, работы по исследованию процессов взрывного перевода жидкости в газообразное состояние (электровзрыву, согласно В.П. Глушко) были проведены и изложены в 1930 году. Заметим, что к настоящему времени выпущено большое количество книг, в которых изложены современные подходы к конструированию и расчету параметров ракетных двигателей различных схем. В качестве примера можно привести книгу «Конструкция и проектирование жидкостных ракетных двигателей» под общей редакцией проф. Г.Г. Гахуна, Москва, Машиностроение, 1989.

Что касается представленного обоснования, в нем принимается, что работа предлагаемого двигателя «по своим физическим параметрам, аналогичным взрыванию порохового заряда (в части создания избыточного

давления) в охотничьем ружье (в дальнейшем в дробовике) и выбрасыванию, в результате выстрела, определенного количества дроби» (цитата из обращения). Данная аналогия с точки зрения физики реактивного движения правомерна, а вот методы пересчета представляются плохо аргументированными и не обоснованными.

Следует заметить, что в представленных материалах имеется ряд существенных неточностей, затрудняющих понимание предложения и выкладок по обоснованию расчетов. Например, сначала отдача классифицируется как импульс силы, в единицах кгс*м. С учетом импульсного характера процесса такое описание является достаточно корректным и имеет определенный физический смысл (в стволе гладкоствольного ружья при выстреле давление за 1 мс достигает значения 60 МПа (600 атм) и спадает практически до нуля). Затем в расчетах отдача записывается уже в единицах силы (кгс) без обоснования такой замены. Такой переход, по мнению специалистов ЦНИИмаш, не корректен.

Можно отметить еще одну существенную ошибку в предложенном материале. В таблице 2.7 представлены «Параметры перевода кал в ватт/час». В физике единицей энергии 1 калория равна 4,187 Дж (в системе СИ). Из определения единицы мощности 1 Вт=1 Дж/1с. Т.е. 1 Дж=1 Вт*1 с. Поэтому 1 кал=4,187 Вт*с.

В представленных расчетах обосновывается принципиальная возможность создания ракетного двигателя с тягового усилия в 4 кгс при расходе подсоленной воды 7,5 г/сек. В ракетных двигателях в качестве параметра для оценки эффективности используется величина удельного импульса, равного отношению тяги двигателя к массовому расходу рабочего тела. Параметр имеет размерность скорости (м/с). Получается, что предлагаемый двигатель имеет удельный импульс 5000 м/с. Современные электронагревные двигатели, работающие в основном на газах (гелии, ксеноне) и легко газифицируемых жидкостях (аммиаке) имеют удельный импульс до 5000 м/с и выше. Электроракетные двигатели, используемые в двигательных установках космических аппаратов, работающие на ксеноне, имеют удельный импульс от 20000 до 70000 м/с.

Расчеты, проведенные специалистами ФГУП ЦНИИмаш показывают, что для достижения значений удельного импульса 5000 м/с ЖРД на воде должен иметь температуру в камере порядка 5000 К при давлении в камере 200 атм и истечении в вакуум (идеальная форма сопла Лаваля).

Таким образом, можно с уверенностью сказать, что параметры тяги, приведенные в предложениях сильно завышены и расчеты не совсем корректны.

Следует заметить, что исходные данные для расчетов эффективности, приведенные в обращении существенно завышены.

Действительно, теплоемкость воды (при нормальном давлении) $C = 4,8$ кДж/(кг*К), теплота испарения $\lambda = 2260$ кДж/кг, поэтому, для нагревания от комнатной температуры до температуры кипения и испарение $4,62 \times 10^{-5}$ кг (цилиндр длиной 30 мм и диаметром 1,4 мм) необходимо 120 Дж (28 кал). Полученная величина совпадает с цифрой, приведенной в книге Глушко. Но это только для испарения при нормальном давлении, без учета дополнительных факторов, имеющих место в двигателях. Например, при повышении давления до 200 атм теплоемкость воды увеличивается до 11,3 кДж/(кг*К), т.е. на нагрев потребуется большее количество тепла. Температура кипения воды с ростом давления также растет. В предлагаемых расчетах данные факты никак не отражены.

Эксперименты, описанные Глушко, проводились при нормальных (давление, температура) условиях и носили характер демонстрации самой возможности быстропротекающего (взрывного) превращения воды в пар с помощью электроэнергии.

В обращении Морозова В.С. не приведены преимущества предлагаемой схемы двигателя по отношению к существующим, только указано, что «КПД предлагаемого микrorективного двигателя на порядок выше существующих». Без каких-либо доказательств.

Заключение: Обращение Морозова В.С. с расчетно-теоретическим обоснованием возможности получения тягового усилия в 4 кгс реактивным двигателем по изобретению № 2554255 РФ, поступившее в ФГУП ЦНИИмаш, недостаточно аргументировано, технически не обосновано. Преимуществ у такого двигателя с точки зрения использования в средствах выведения и космических аппаратах не выявлено. Проведение исследований в данном направлении нецелесообразно.

Начальник отдела научно-технического сопровождения наземной экспериментальной отработки и летных испытаний двигательных установок ракетно-космической техники

Ю.Г. Гусев