

**Обоснование рационального химического состава
порошкообразного металлического горючего
для среднего двигателя, функционирующего
в углеродсодержащей окислительной среде**

© Д.А. Валиуллин, В.В. Святущенко

МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, 105005, Российская Федерация

Проведен анализ возможностей применения порошкообразных металлических горючих в средних прямоточных реактивных двигателях (СПРД), работающих в условиях атмосфер планет с высоким содержанием диоксида углерода, прежде всего Марса и Венеры. Использование атмосферного CO_2 в качестве окислителя рассматривается как перспективный путь повышения энергетической автономности и снижения сложности планетных миссий. Проведен сравнительный анализ алюминия, лития, бора и магния с точки зрения термохимических характеристик, температуры воспламенения, кинетики горения, полноты сгорания и характера образующихся продуктов. Показано, что алюминий и бор, несмотря на высокую теоретическую теплоту реакции, характеризуются выраженной пассивацией поверхности и значительным образованием конденсированной фазы, снижающих эффективность их использования в СПРД. Литий обладает высокой химической активностью, однако его низкая плотность и сложная кинетика взаимодействия с CO_2 ограничивают практическую применимость. Установлено, что магний обеспечивает наиболее благоприятное сочетание энергетических и кинетических характеристик, умеренную температуру воспламенения и высокую полноту сгорания. Сделан вывод о том, что магний является наиболее предпочтительным порошкообразным металлическим горючим для средних двигателей, использующих диоксид углерода в качестве атмосферного окислителя, и поэтому представляет наибольший интерес для дальнейших исследований.

Ключевые слова: двигатель, диоксид, углерод, атмосфера, горючее, алюминий, литий, бор, магний

Введение. Развитие прямоточных реактивных двигателей, использующих нестандартные окислительные среды, представляет собой одно из перспективных направлений современной ракетно-космической отрасли, связанных с задачами исследования и освоения планет Солнечной системы. Особый интерес в этом контексте вызывает возможность применения средних прямоточных реактивных двигателей (СПРД), функционирующих в атмосферах планет с высоким содержанием диоксида углерода, прежде всего Марса и Венеры [1, 2]. Атмосферы указанных планет существенно отличаются от земной как по составу, так и по плотности и термодинамическим параметрам, в связи с чем требуются иные подходы к организации рабочего процесса в двигательных установках.

В условиях практически полного отсутствия свободного кислорода применение традиционных углеводородных топлив в прямоточных схемах существенно затруднено без дополнительного запаса окислителя, тогда как диоксид углерода, являющийся основным компонентом атмосфер Марса и Венеры, может рассматриваться в качестве потенциального окислителя при использовании альтернативных типов горючего. Наиболее перспективным вариантом представляются порошкообразные металлические горючие (ПМГ), способные взаимодействовать с CO_2 с образованием устойчивых оксидов и выделением значительного количества тепловой энергии [3, 4]. Применение атмосферного диоксида углерода в качестве окислителя позволяет реализовать концепцию использования местных ресурсов, снижая массу выводимых компонентов и повышая автономность миссий [5]. Эффективность таких схем определяется физико-химическими свойствами металла, кинетикой его взаимодействия с CO_2 , температурой воспламенения, полнотой сгорания и характером образующихся продуктов.

В связи с этим проведение анализа современных литературных источников, посвященных взаимодействию порошкообразных металлов с диоксидом углерода, является необходимым этапом для оценки применимости различных ПМГ в СПРД, работающих в атмосферах Марса и Венеры, а также для выбора направлений дальнейших исследований и экспериментов.

Цель выполненного исследования — анализ экспериментальных и теоретических данных, посвященных реакциям горения порошкообразных металлов в средах с избытком диоксида углерода. В задачу исследования входит изучение свойств и характеристик ПМГ при взаимодействии с CO_2 в контексте их потенциального использования в СПРД. Исследования охватывают как экспериментальные данные о термохимических свойствах и кинетике реакций, так и сведения о воспламенении и теплотворной способности металлов в бескислородных средах.

Основная часть. Порошкообразные металлические горючие представляют собой дисперсную металлическую фазу с характерным размером частиц, как правило, от нескольких единиц до нескольких десятков микрометров, способную вступать в реакцию с газообразным окислителем. В зависимости от требуемой кинетики горения и схемы подачи могут использоваться и более крупные фракции, но именно мелкодисперсные порошки наиболее характерны для энергетических применений. В отличие от традиционных топлив, ПМГ характеризуются высокой массовой и объемной плотностью энергии, а также возможностью взаимодействия с нетрадиционными окислителями, включая диоксид углерода, воду и оксиды.

В качестве потенциальных металлических топлив для СПРД рассматриваются металлы с высокой термодинамической склонностью к восстановлению CO_2 , а именно алюминий, литий, бор и магний. Эти элементы отличаются значительной теплотой горения, но демонстрируют принципиально различные кинетические и фазовые особенности, прежде всего в средах с избытком CO_2 . Сочетание энергетических характеристик, температуры воспламенения, полноты сгорания и характера образующихся конденсированных продуктов определяет пригодность конкретного ПМГ для применения в СПРД, работающих в атмосферах Марса и Венеры.

Алюминий (Al) традиционно рассматривается как одно из наиболее энергетически емких металлических горючих благодаря высокой теплоте сгорания и значительной температуре продуктов окисления. Для реакции взаимодействия алюминия с диоксидом углерода расчетная адиабатическая температура пламени может достигать $\approx 3000...3100\text{K}$ при стехиометрических условиях [6], что потенциально позволяет получить более высокий теоретический удельный импульс по сравнению с другими металлами. Данное обстоятельство вызывает интерес к алюминию с точки зрения энергетики цикла прямоточного двигателя при условии достаточного подвода окислителя. Вместе с тем практическая реализация горения алюминия в средах, бедных кислородом, сопряжена с рядом принципиальных ограничений. Температура воспламенения порошкообразного алюминия в потоке CO_2 существенно выше, чем, например, у магния, и составляет $\approx 900...1100\text{ }^\circ\text{C}$ в зависимости от дисперсности порошка и давления газовой среды [7]. Также после зажигания скорость реакции алюминия с CO_2 остается относительно низкой вследствие образования прочной и химически устойчивой оксидной пленки Al_2O_3 на поверхности частиц. Кинетика горения алюминия в углекислом газе во многом определяется физико-химическими свойствами оксидной пленки. Оксид алюминия обладает высокой температурой плавления ($\approx 2327\text{K}$), в результате чего при температурах, характерных для начальной стадии горения, пленка остается твердой и эффективно экранирует металлическое ядро от окислителя. Это приводит к замедлению массопереноса и резкому снижению скорости реакции, особенно в условиях ограниченного времени пребывания частиц в зоне высоких температур, характерного для СПРД [8]. Экспериментальные исследования горения алюминиевых частиц в диоксиде углерода показывают, что продукты сгорания системы Al/CO_2 содержат значительную долю конденсированной фазы, представленной в основном твердым оксидом алюминия [9, 10]. Наличие к-фазы приводит к увеличению двухфазных потерь, снижению эффективной скорости истечения продуктов и росту тепловой нагрузки на элементы камеры сгорания и соплового блока. В средах, бедных кислородом, алюминий демонстрирует выраженную пассивацию. В таких условиях

реакция с CO_2 протекает преимущественно по диффузионно-ограниченному механизму, а полнота сгорания часто не превышает 40...70 %, даже при высоких температурах и давлениях. Это существенно снижает эффективность тепловыделения и приводит к неполному использованию энергетического потенциала топлива. Данные эффекты подтверждаются как лабораторными экспериментами по горению одиночных частиц, так и результатами численного моделирования прямоточных схем.

Практическая реализуемость использования алюминия в прямоточном двигателе на газообразном окислителе была экспериментально исследована в работе Чао Ли [11], где представлены огневые испытания прямоточного двигателя, работающего на алюминиевом горючем. В рамках исследования была разработана и испытана лабораторная модель СПРД с подачей алюминиевого порошка в поток газового окислителя, а также с системой псевдоожижения порошка для обеспечения устойчивого и дозированного топливопитания. Схема установки приведена на рис. 1.

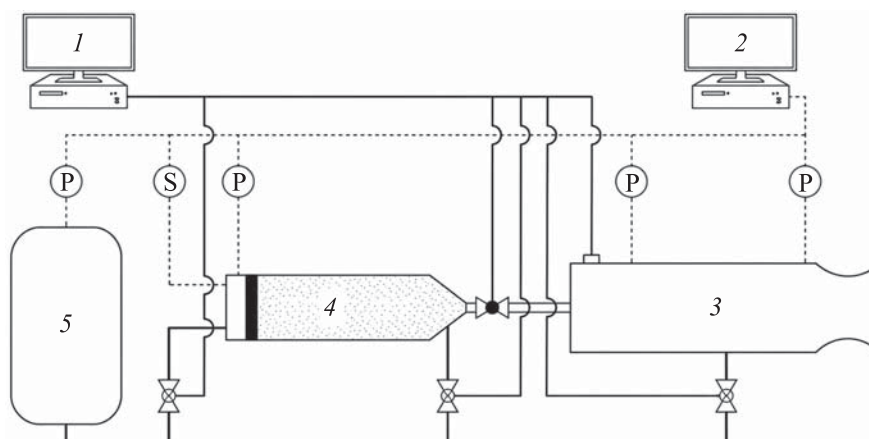


Рис. 1. Схема установки в экспериментах Чао Ли [11]:

1 — система управления; 2 — система измерения; 3 — прототип СПРД; 4 — система подачи горючего; 5 — источник газа (окислителя); P — датчик давления; S — датчик перемещения поршня

В ходе огневых испытаний удалось реализовать устойчивое самоподдерживающееся горение продолжительностью до 24 с, что подтверждает принципиальную возможность работы алюминиевого СПРД при корректной организации подачи топлива и окислителя. Показано, что ключевыми параметрами, определяющими эффективность горения, являются положение зоны ввода газового потока в камеру сгорания и расход газа псевдоожижения. При оптимальном расположении входного сечения и увеличении расхода газа псевдоожижения полнота сгорания алюминия возрастала и достигала максимального значения около 73 % от теоретической.

При этом авторы отмечают, что даже в оптимальных режимах существенная доля продуктов сгорания присутствует в виде конденсированной фазы Al_2O_3 , что потенциально приводит к дополнительным тепловым и газодинамическим потерям. Полученные экспериментальные данные наглядно демонстрируют, что основным ограничением эффективности алюминия является не термохимический потенциал реакции Al/CO_2 , а кинетические и фазовые эффекты, связанные с устойчивостью оксидной оболочки и образованием конденсированной фазы.

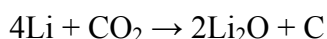
При практическом применении алюминия в СПРД, работающих на CO_2 , требуются специальные технические решения, обеспечивающие разрушение оксидной пленки и интенсификацию массопереноса. К ним относятся введение активирующих добавок (например, магния или лития), которые снижают температуру воспламенения, разрушают оксидную пленку и ускоряют окисление алюминия, а также использование предварительного подогрева порошка. Без применения подобных мер алюминий, несмотря на высокую теоретическую энергетическую эффективность, уступает другим ПМГ по совокупности кинетических и эксплуатационных характеристик в условиях CO_2 -ориентированных прямоточных двигателей.

Литий (Li) характеризуется исключительно высокой химической активностью и обладает одной из наибольших теоретических теплот реакции с диоксидом углерода среди рассматриваемых металлических горючих, что делает его потенциально привлекательным для использования в энергетических установках [12]. Термохимические расчеты показывают, что удельная теплота реакции лития с CO_2 достигает $\approx 4,3$ МДж/кг. При этом расчетная адиабатическая температура продуктов реакции может превышать 3000К, что свидетельствует о высоком потенциальном тепловом эффекте. Экспериментальные исследования воспламенения лития в потоке CO_2 показывают, что температура начала интенсивного взаимодействия составляет около 470...550 °С, тогда как устойчивая фаза горения реализуется при температуре $\approx 840...900$ °С, в зависимости от дисперсности материала и давления газовой среды. При этих условиях наблюдается быстрое повышение температуры частицы и переход реакции в автокаталитический режим.

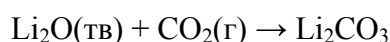
Существенным ограничением применения лития в СПРД является его крайне низкая плотность (≈ 530 кг/м³), вследствие чего его объемная энергетическая плотность оказывается значительно ниже, чем у магния и алюминия. Это приводит к снижению эффективного удельного импульса при равном объеме топливного отсека и увеличению габаритных размеров системы, что особенно критично для прямоточных схем с жесткими ограничениями по компоновке. Дополнительным фактором, снижающим практическую ценность лития,

является сложный механизм его взаимодействия с диоксидом углерода. Экспериментальные данные свидетельствуют о том, что реакция Li/CO_2 протекает через стадии образования промежуточных карбонатов. Это связано с тем, что карбонат лития (Li_2CO_3) термически устойчив в определенном диапазоне повышенных температур и способен существовать как промежуточный продукт реакции. Ниже приведена упрощенная схема реакции горения лития в оксиде углерода:

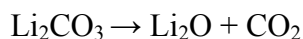
1) первичное окисление



2) образование карбоната лития



3) термическое разложение карбоната



Термическое разложение карбоната является эндотермической реакцией, которая не выделяет, а поглощает теплоту, снижая общую эффективность цикла. Эти стадии сопровождаются интенсивным поглощением теплоты, вследствие чего реализуемая на практике энергетическая эффективность процесса оказывается ниже теоретически ожидаемой [13]. Кроме того, высокая реакционная способность лития предъявляет повышенные требования к системам хранения, подачи и дозирования порошка. Его чувствительность к воздействию влаги и диоксида углерода обуславливает необходимость применения специальных мер безопасности, что приводит к значительному усложнению конструкции и увеличению массы энергетической установки.

В совокупности указанные особенности позволяют рассматривать литий скорее как специализированное или добавочное металлическое горючее, потенциально способное интенсифицировать воспламенение или модифицировать кинетику горения других ПМГ, нежели как самостоятельное основное топливо для СПРД на CO_2 . Несмотря на высокую теоретическую энергоемкость, сочетание низкой плотности, сложной химии взаимодействия с CO_2 и повышенных требований к безопасности существенно ограничивает целесообразность его применения в прямоточных двигателях для планетных атмосфер.

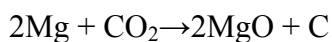
Бор (В) относится к числу высокоэнергетических элементных горючих и, несмотря на то что формально является металлоидом, традиционно рассматривается в энергетике наряду с металлическими топливами благодаря исключительно высокой удельной теплоте окисления. По этой причине исторически его относят к одному из вариантов, вызывающих наибольший интерес для применения в высокоэнергетических ракетных и прямоточных двигателях. Теоретическая удельная

теплота окисления бора превышает 58...59 МДж/кг, а расчетная адиабатическая температура продуктов реакции в окислительных средах может превышать 3500К, что существенно выше аналогичных показателей для ранее рассмотренных ПМГ. Однако практическая реализация этого энергетического потенциала в средах с избытком диоксида углерода оказывается существенно ограниченной кинетическими и фазовыми факторами.

Основной проблемой при горении бора в CO_2 является образование значительной доли конденсированной фазы, прежде всего оксида бора B_2O_3 . Данный оксид обладает относительно низкой температурой плавления ($\approx 720...725\text{K}$) и, образуясь на поверхности частиц, эффективно экранирует металлическое ядро от доступа окислителя. В результате процесс окисления быстро переходит в диффузионно-ограниченный режим, а скорость реакции резко снижается даже при высоких температурах газовой среды. Это обстоятельство подтверждается как экспериментальными наблюдениями, так и анализом микроструктуры продуктов сгорания [14, 15]. Экспериментальные исследования горения порошкообразного бора в атмосфере CO_2 показывают, что полнота сгорания бора в лабораторных условиях не превышает 60...70 %, даже при длительном времени выдержки и повышенных температурах. При этом увеличение времени пребывания частиц в зоне реакции не приводит к пропорциональному росту степени окисления, что свидетельствует о доминирующей роли пассивирующей оксидной оболочки. Дополнительным негативным фактором является склонность бора к агломерации и образованию укрупненных частиц расплава, что еще больше снижает эффективность тепловыделения и увеличивает двухфазные потери.

Несмотря на указанные ограничения, бор рассматривался как перспективное топливо для планетных миссий, в том числе в рамках концепций марсианских ракетных двигателей с использованием борсодержащих соединений, таких как диборан B_2H_6 [16]. Однако практические исследования показали, что проблемы, связанные с образованием топливного расплава, пассивацией поверхности и сложной многостадийной кинетикой горения, существенно ограничивают применимость бора в реальных двигательных установках. В результате по совокупности энергетических, кинетических и эксплуатационных характеристик бор уступает магнию и алюминию при использовании в СПРД, работающих в атмосферах с высоким содержанием диоксида углерода.

Магний (Mg) — наиболее подробно изученное металлическое горючее в контексте CO_2 -ориентированных прямоточных двигателей. Его реакция с диоксидом углерода



характеризуется высокой экзотермичностью и сравнительно высокой скоростью протекания даже в условиях ограниченного содержания окислителя, что принципиально важно для работы СПРД в разреженной атмосфере Марса и в плотной атмосфере Венеры с дефицитом кислорода [17, 18]. По данным термохимических расчетов и экспериментальных оценок, теплота реакции составляет порядка -810 кДж/моль. Температура воспламенения порошкообразного магния в потоке CO_2 находится в диапазоне $600 \dots 700$ °С при размерах частиц порядка десятков микрометров. При этом показано, что уменьшение среднего диаметра частиц и повышение давления газовой среды приводят к снижению температуры воспламенения и сокращению индукционного периода реакции. Адиабатическая температура горения Mg/CO_2 составляет $\approx 2900 \dots 3000$ К, что обеспечивает интенсивное тепловыделение и возможность формирования устойчивого реакционного потока в камере СПРД. Экспериментально установлено, что зажигание порошка магния возможно при концентрациях CO_2 свыше 10 %, с выраженным сокращением времени индукционного периода и увеличением скорости фронта горения при повышении давления [19].

Отдельного внимания заслуживает характер образующихся продуктов сгорания. При окислении магния формируется рыхлый оксид MgO с относительно слабой и пористой оксидной оболочкой, что препятствует полной пассивации поверхности частиц. В отличие от алюминия и бора, магний менее склонен к образованию плотных конденсированных фаз, что снижает агломерацию частиц, уменьшает двухфазные потери и риск шлакования соплового тракта. Вместе с тем отмечается образование свободного углерода, который может осаждаться на стенках камеры и в сопловом тракте. Это способно вызывать закоксовывание внутренних поверхностей, изменение коэффициентов теплообмена, рост шероховатости стенок и, как следствие, дополнительное гидравлическое сопротивление, а при длительной работе — ускоренный износ отдельных элементов тракта.

К недостаткам магния следует отнести высокую чувствительность эффективности реакции к размеру частиц, качеству смешения и аэродинамике потока. При недостаточном времени пребывания частиц в зоне высоких температур возможно неполное сгорание, связанное с инкапсуляцией активного металла в слое оксида MgO . Кроме того, высокая химическая активность магния накладывает определенные ограничения на хранение и транспортировку ПМГ.

Дополнительным аргументом в пользу магния является наличие в последние годы целенаправленных экспериментальных исследований прямоточных двигателей Mg/CO_2 , ориентированных на условия Марса. В работе Сюй Вана [17] проведено экспериментальное и численное исследование влияния конфигурации зоны смешения на

эффективность сгорания магния в марсианском прямоточном двигателе. Рассматривались различные геометрии камеры сгорания, схемы подачи ПМГ и варианты организации потока CO_2 , включая изменение длины зоны смешения и степени турбулизации (рис. 2). Показано, что при неоптимальной конфигурации эффективность сгорания магния не превышает 60...65 %, тогда как при оптимизированной геометрии и наличии дополнительной предкамеры эффективность возрастает до 75...80 % от теоретического значения, при температуре пламени порядка 2800...3000К.

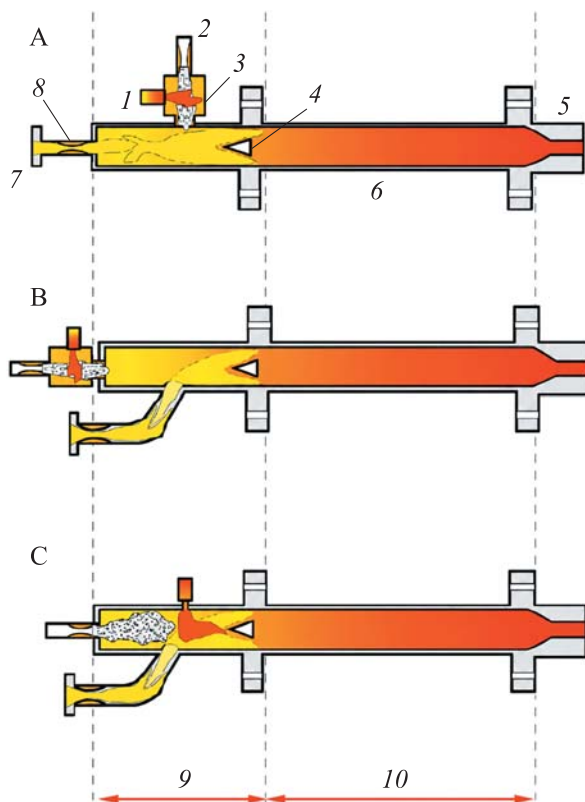


Рис. 2. Схемы, рассмотренные в экспериментах Сюй Вана [17]:

1 — факел; 2 — впрыск смеси Mg/CO_2 ; 3 — предкамера; 4 — турбулизатор потока; 5 — сопло; 6 — камера сгорания; 7 — вдув основного потока; 8 — входное горло; 9 — зона смешения; 10 — зона дожигания

Полученные результаты подтверждают, что основным ограничением реализации энергетического потенциала магния в СПРД является не термохимия реакции Mg/CO_2 , а газодинамика и двухфазное взаимодействие в камере сгорания.

Согласно результатам работ [20, 21], по совокупности факторов магний в настоящее время считается наиболее перспективным ПМГ для ракетных и прямоточных двигателей на CO_2 по сравнению

с алюминием, литием и бором. Он обеспечивает приемлемый теоретический удельный импульс при достаточно высокой полноте сгорания, достигающей до 80 % при оптимизации подвода окислителя и конфигурации камеры сгорания [17], а также характеризуется быстро развивающимся горением, что делает его привлекательным для применения в СПРД, использующих атмосферный диоксид углерода в качестве окислителя. Для сравнения основные характеристики ПМГ представлены в таблице.

Характеристики порошкообразных металлических горючих при взаимодействии с CO_2

Металл	Теплота реакции ΔH , МДж/кг	Температура воспламенения, К	Адиабатическая температура пламени, К	Полнота сгорания, %
Магний	–4,6	850–950	2900–3000	≤ 85
Алюминий	–4,4	1150–1400	≤ 3100	< 80
Литий	–4,3	740–820 / 1100–1200	> 3000	< 75
Бор	–2,6	> 1250	> 3500	< 70

Заключение. Сопоставление приведенных данных позволяет выделить магний как наиболее рациональное ПМГ для применения в СПРД, использующих диоксид углерода в качестве окислителя. По сравнению с алюминием, литием и бором магний характеризуется более благоприятным сочетанием умеренной температуры воспламенения, высокой удельной теплоты реакции, приемлемой полноты сгорания и сравнительно простой кинетики окисления в среде CO_2 . Важным преимуществом магния является также относительная технологичность его использования, высокая доступность сырья и меньшая чувствительность к пассивации, чем у алюминия и бора [22, 23]. Его реакция с диоксидом углерода обеспечивает быстрое и интенсивное выделение теплоты, устойчивое горение в условиях пониженного содержания кислорода и возможность реализации эффективного термохимического цикла в прямоточном двигателе. Образующиеся при горении продукты — преимущественно оксид магния и свободный углерод — не создают критических проблем для конструкционных материалов и газодинамики соплового тракта при корректном выборе режимов работы и конфигурации камеры сгорания. Экспериментальные и расчетные исследования подтверждают, что при оптимизации условий подачи и смешения достижима высокая эффективность использования энергетического потенциала магния [24].

В совокупности рассмотренных факторов магний представляется наиболее перспективным среди рассмотренных вариантов металлическим горючим для дальнейших исследований и экспериментальной

отработки СПРД, ориентированных на использование атмосферного CO_2 . Полученные результаты могут служить теоретической и экспериментальной основой для разработки прямоточных двигателей нового поколения, способных эффективно функционировать в атмосферах Марса и Венеры, богатых диоксидом углерода.

*Работа выполнена при поддержке гранта РНФ,
проект № 26-19-00442.*

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Paul M., Rattner A., Greer C. A Combustion-Driven Power Plant for Venus Surface Exploration. In: *Lunar and Planetary Science XLVIII*. Houston, TX, Lunar and Planetary Institute, 2017, vol. 48, pp. 108–111.
- [2] Mengzhe L., Xu H., Yue L., Li C. Application and performance estimation of Mg/CO_2 engine on Mars. *Acta Astronautica*, 2021, vol. 192, pp. 5–38.
- [3] Goroshin S., Higgins A., Lee J. Powdered magnesium-carbon dioxide propulsion concepts for Mars missions. In: *35th Joint Propulsion Conference and Exhibit*. Reston, VA, AIAA, 1999, vol. 1, pp. 37–52.
- [4] Foote J.P., Litchford R.J. Powdered magnesium-carbon dioxide rocket combustion technology for in situ Mars propulsion. *NASA Technical Memorandum*. Marshall Space Flight Center, 2007, vol. 41, pp. 153–193.
- [5] Демидов С.С., Малинин В.И., Бульбович Р.В. Ракетный двигатель на порошкообразном алюминиевом горючем и углекислом газе в качестве окислителя. *Вестник ПНИПУ. Аэрокосмическая техника*, 2014, № 36, с. 119–130.
- [6] Rossi S., Dreizin E.L., Law C.K. Combustion of aluminum particles in carbon dioxide. *Combustion science and technology*, 2001, vol. 164, pp. 209–237.
- [7] Yuasa S., Isoda H. Ignition and combustion of metals in a carbon dioxide stream. In: *Twenty-Second Symposium (International) on Combustion*. Pittsburgh, PA, The Combustion Institute, 1989, vol. 22, pp. 1635–1641.
- [8] Малинин В.И., Серебренников С.Ю., Бербек А.М. Анализ особенностей горения порошков металлов в смесях с воздухом, водой и диоксидом углерода. *Пожаровзрывобезопасность веществ и материалов*, 2010, т. 19, № 4, с. 12–17.
- [9] Peng X., Zhang S., Wei X. Ignition and combustion of magnesium particles with carbon dioxide in high pressure environment. *Journal of Solid Rocket Technology*, 2013, vol. 36, no. 3, pp. 342–345.
- [10] Reina A., Colombo G., De Luca L. T., Maggi F. Magnesium and Aluminum Ignition in CO_2 Atmosphere. In: *XX AIDAA Congress*. Milan, Italy, AIDAA, 2009, vol. 2, pp. 49–65.
- [11] Chao L., Chunbo H., Xin X., Yue L. Experimental study on the operation characteristics of aluminum powder fueled ramjet. *Astra Astronautica*, 2016, vol. 129, pp. 74–81.
- [12] Zuodong L., Ming J., Ronggang W., Hongyan L. Combustion Performance and Deposit Characteristics of Boron–Aluminum Composite Fuel in a Powder-Fueled Ramjet: A Ground Test Study. *MDPI Molecules*, 2025, vol. 30, pp. 1503–1520.
- [13] Prajith K.K.P., Vaidyanathan A. Medium independent jet (MI-Jet) engine. *Propulsion and Power Research*, 2020, vol. 9, pp. 240–254.
- [14] Vergine F., Simeone D., Bruno C., Hidding B. Mars exploration: Silanes as fuels for Martian ramjet and scramjet engines. In: *61st International Astronautical Congress*. Prague, Czech Republic, IAF, 2010, vol. 1, pp. 7473–7485.

- [15] Tran Q., Vaz N., Pantoya M. L., Altman I. On the effectiveness of metal particle combustion performance and implications to Martian missions. *Elsevier Fuel*, 2023, vol. 342, pp. 1–5.
- [16] Xi W., Liu J., Mengfei R. Improvement of mixing efficiency in the combustion chamber of a powder-fuel ramjet engine. *Frontiers in Energy Research*, 2021, vol. 9, pp. 1–16.
- [17] Wang X., Bu Y., Xu X., Yang Q. Effect of mixing section configurations on combustion efficiency of Mg-CO₂ Martian ramjet. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2023, vol. 36, pp. 165–173.
- [18] Kara O., Karabeyoglu A. Hybrid Propulsion System: Novel Propellant Design for Mars Ascent Vehicles. *Propulsion — New Perspectives and Applications*, 2021, vol. 1, pp. 7–29.
- [19] Barabulica I., Secula M.S., Asoltanei A.M., Iacob-Tudose E.T. Experimental Study on the reaction of magnesium in carbon dioxide and nitrogen atmosphere. *MDPI ChemEngineering*, 2024, vol. 8, pp. 1–15.
- [20] Shafirovich E., Varma A. Metal CO₂ Propulsion for Mars Missions Current Status and Opportunities. *Journal of Propulsion and Power*, 2008, vol. 24, no. 3, pp. 385–394.
- [21] Liu X., Schoenitz M., Dreizin E.L. Combustion of Mg and composite Mg-S powders in different oxidizers. *Elsevier Combustion and Flame*, 2018, vol. 195, pp. 292–302.
- [22] Axdahl E.L., Li L. Uninstalled Performance Predictions of a Magnesium-Fueled Ramjet Cycle in Carbon Dioxide Atmospheres. *NASA Technical Memorandum*. NASA Langley Research Center, 2018, vol. 7, pp. 1–15.
- [23] Аверьков И.С., Разносчиков В.В., Яновский Л.С. Параметрический анализ влияния свойств топлива на летно-технические характеристики летательного аппарата с прямоточным воздушно-реактивным двигателем. *Известия Российской академии ракетных и артиллерийских наук*, 2018, № 4, с. 117–125.
- [24] Hidding B., Bruno C., Pfitzner M., Simone D. Silanes/H₂O₂: a high-performance synthetic bipropellant for chemical space propulsion. *Journal of Propulsion and Power*, 2008, vol. 24, no. 1, pp. 144–146.

Статья поступила в редакцию 13.04.2026

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

Валиуллин Д.А., Святушенко В.В. Обоснование рационального химического состава порошкообразного металлического горючего для среднего двигателя, функционирующего в углеродсодержащей окислительной среде. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2026, вып. 9. EDN GKLQXV

Валиуллин Динар Альбертович — студент кафедры «Ракетные двигатели» МГТУ им. Н.Э. Баумана. e-mail: valiullinda@student.bmstu.ru

Святушенко Виктория Валерьевна — канд. техн. наук, доцент кафедры «Ракетные двигатели» МГТУ им. Н.Э. Баумана. e-mail: svyatushenko@bmstu.ru

Justification of a Rational Chemical Composition of Powdered Metallic Fuel for a Ramjet Operating in a Carbon-Containing Oxidizing Environment

© D.A. Valiullin, V.V. Svyatushenko

Bauman Moscow State Technical University, Moscow, 105005, Russian Federation

The paper analyzes the potential use of powdered metallic fuels in environment ramjet engines operating in the atmospheres of planets with high carbon dioxide content, primarily Mars and Venus. The use of atmospheric CO₂ as an oxidizer is considered a promising way to increase energy autonomy and reduce the complexity of planetary missions. Experimental and calculated data presented in modern Russian and international publications on the interaction of metal powders with carbon dioxide are used as source materials. A comparative analysis of aluminum, lithium, boron, and magnesium was conducted in terms of their thermochemical characteristics, ignition temperature, combustion kinetics, combustion efficiency, and the nature of the resulting products. It was shown that aluminum and boron, despite their high theoretical heat of reaction, exhibit pronounced surface passivation and significant condensed phase formation, which reduces their effectiveness in catalytic converters. Lithium exhibits high chemical activity, but its low density and complex kinetics of interaction with CO₂ limit its practical applicability. Magnesium was found to provide the most favorable combination of energy and kinetic characteristics, a moderate ignition temperature, and high combustion efficiency. It was concluded that magnesium is the preferred powdered metallic fuel for catalytic converters using carbon dioxide as an atmospheric oxidizer and is of particular interest for further research.

Keywords: engine, dioxide, carbon, atmosphere, fuel, aluminum, lithium, boron, magnesium

This work was supported by the Russian Science Foundation (Grant No. 26-19-00442)

REFERENCES

- [1] Paul M., Rattner A., Greer C. A Combustion-Driven Power Plant for Venus Surface Exploration. In: *Lunar and Planetary Science XLVIII*. Houston, TX, Lunar and Planetary Institute, 2017, vol. 48, pp. 108–111.
- [2] Mengzhe L., Xu H., Yue L., Li C. Application and performance estimation of Mg/CO₂ engine on Mars. *Acta Astronautica*, 2021, vol. 192, pp. 5–38.
- [3] Goroshin S., Higgins A., Lee J. Powdered magnesium-carbon dioxide propulsion concepts for Mars missions. In: *35th Joint Propulsion Conference and Exhibit*. Reston, VA, AIAA, 1999, vol. 1, pp. 37–52.
- [4] Foote J.P., Litchford R.J. Powdered magnesium-carbon dioxide rocket combustion technology for in situ Mars propulsion. *NASA Technical Memorandum*. Marshall Space Flight Center, 2007, vol. 41, pp. 153–193.
- [5] Demidov S.S., Malinin V.I., Bulbovich R.V. Rakety dviigatel na poroshkoobraznom alyuminievom goryuchem i uglekislym gaze v kachestve oksiditelya [Rocket engine on powdered aluminum fuel and carbon dioxide as an oxidizer]. *Vestnik PNIPU. Aerokosmicheskaya tekhnika — PNRPU Aerospace Engineering Bulletin*, 2014, no. 36, pp. 119–130.
- [6] Rossi S., Dreizin E.L., Law C.K. Combustion of aluminum particles in carbon dioxide. *Combustion Science and Technology*, 2001, vol. 164, pp. 209–237.

- [7] Yuasa S., Isoda H. Ignition and combustion of metals in a carbon dioxide stream. In: *Twenty-Second Symposium (International) on Combustion*. Pittsburgh, PA, The Combustion Institute, 1989, vol. 22, pp. 1635–1641.
- [8] Malinin V.I., Serebrennikov S.Yu., Berbek A.M. Analiz osobennostey goreniya poroshkov metallov v smesyakh s vozdukhom, vodoy i dioksidom ugleroda [Analysis of the combustion features of metal powders in mixtures with air, water and carbon dioxide]. *Pozharovzryvobezopasnost — Fire and Explosion Safety*, 2010, vol. 19, no. 4, pp. 12–17.
- [9] Peng X., Zhang S., Wei X. Ignition and combustion of magnesium particles with carbon dioxide in high pressure environment. *Journal of Solid Rocket Technology*, 2013, vol. 36, no. 3, pp. 342–345.
- [10] Reina A., Colombo G., De Luca L.T., Maggi F. Magnesium and Aluminum Ignition in CO₂ Atmosphere. In: *XX AIDAA Congress*. Milan, Italy, AIDAA, 2009, vol. 2, pp. 49–65.
- [11] Chao L., Chunbo H., Xin X., Yue L. Experimental study on the operation characteristics of aluminum powder fueled ramjet. *Acta Astronautica*, 2016, vol. 129, pp. 74–81.
- [12] Zuodong L., Ming J., Ronggang W., Hongyan L. Combustion Performance and Deposit Characteristics of Boron–Aluminum Composite Fuel in a Powder-Fueled Ramjet: A Ground Test Study. *MDPI Molecules*, 2025, vol. 30, pp. 1503–1520.
- [13] Prajith K.K.P., Vaidyanathan A. Medium independent jet (MI-Jet) engine. *Propulsion and Power Research*, 2020, vol. 9, pp. 240–254.
- [14] Vergine F., Simeone D., Bruno C., Hidding B. Mars exploration: Silanes as fuels for Martian ramjet and scramjet engines. In: *61st International Astronautical Congress*. Prague, Czech Republic, IAF, 2010, vol. 1, pp. 7473–7485.
- [15] Tran Q., Vaz N., Pantoya M.L., Altman I. On the effectiveness of metal particle combustion performance and implications to Martian missions. *Elsevier Fuel*, 2023, vol. 342, pp. 1–5.
- [16] Xi W., Liu J., Mengfei R. Improvement of mixing efficiency in the combustion chamber of a powder-fuel ramjet engine. *Frontiers in Energy Research*, 2021, vol. 9, pp. 1–16.
- [17] Wang X., Bu Y., Xu X., Yang Q. Effect of mixing section configurations on combustion efficiency of Mg-CO₂ Martian ramjet. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2023, vol. 36, pp. 165–
- [18] Kara O., Karabeyoglu A. Hybrid Propulsion System: Novel Propellant Design for Mars Ascent Vehicles. *Propulsion — New Perspectives and Applications*, 2021, vol. 1, pp. 7–29.
- [19] Barabulica I., Secula M.S., Asoltanei A.M., Iacob-Tudose E.T. Experimental Study on the reaction of magnesium in carbon dioxide and nitrogen atmosphere. *MDPI ChemEngineering*, 2024, vol. 8, pp. 1–15.
- [20] Shafirovich E., Varma A. Metal CO₂ Propulsion for Mars Missions Current Status and Opportunities. *Journal of Propulsion and Power*, 2008, vol. 24, no. 3, pp. 385–394.
- [21] Liu X., Schoenitz M., Dreizin E.L. Combustion of Mg and composite Mg-S powders in different oxidizers. *Elsevier Combustion and Flame*, 2018, vol. 195, pp. 292–302.
- [22] Axdahl E.L., Li L. Uninstalled Performance Predictions of a Magnesium-Fueled Ramjet Cycle in Carbon Dioxide Atmospheres. *NASA Technical Memorandum*. NASA Langley Research Center, 2018, vol. 7, pp. 1–15.
- [23] Aver'kov I.S., Raznoschikov V.V., Yanovskiy L.S. Parametricheskiy analiz vliyaniya svoystv topliva na letno-tekhnicheskie kharakteristiki letatel'nogo apparata s pryamotokhnym vozduшно-reaktivnym dvigatelem [Parametric anal-

ysis of the influence of fuel properties on the flight performance of a ramjet-powered aircraft]. *Izvestiya Rossiyskoy akademii raketnykh i artilleriyskikh nauk*, 2018, no. 4, pp. 117–125.

- [24] Hidding B., Bruno C., Pfitzner M., Simone D. Silanes/H₂O₂: a high-performance synthetic bipropellant for chemical space propulsion. *Journal of Propulsion and Power*, 2008, vol. 24, no. 1, pp. 144–146.

Valiullin D.A., Student, Department of Rocket Engines, Bauman Moscow State Technical University. e-mail: valiullinda@student.bmstu.ru

Svyatushenko V.V., Cand. Sc. (Eng.), Associate Professor, Department of Rocket Engines, Bauman Moscow State Technical University. e-mail: svyatushenko@bmstu.ru