



Влияние эрозионного горения на ракетный двигатель О баллистике ракетного полета

СРАН СТОЙКОВИЧ

Военно-технический институт, сектор ракетного вооружения, Белград, ssrdjanvti@gmail.com

НИКОЛА ГЛИГОРИЕВИЧ

Институт Влатаком, Белград, nikola.gligorijevic@vlatacom.com

Абстрактный: Эрозионное горение в твердотопливном ракетном двигателе — это явление, возникающее в начале работы двигателя и представляющее собой увеличение скорости горения по сравнению с расчетной. Результатом увеличения скорости горения является нежелательное повышение давления в двигателе, а следовательно, и тяги, что изменяет расчетные параметры полета ракеты. При разработке ракетного двигателя эту проблему следует решать конструктивно, по возможности, путем изменения формы и размеров топливного заряда и элементов двигателя. Если это невозможно, конструктор стремится создать систему, достаточно прочную, чтобы выдерживать скачки давления и тяги без существенных нарушений, а также обеспечить воспроизводимость этого явления. В статье представлены примеры влияния эрозионного горения на полет некоторых малокалиберных неуправляемых ракет, а также одной управляемой ракеты малой дальности, где это явление четко выражено, но воспроизводимо и приемлемо. В данной работе использованы результаты, полученные на основе измерений, проведенных исследователями из МТИ, Х.К. Крусика, М.Б. Лукани и Института Влатаком. Измерения проводились в статических и динамических условиях в лабораториях указанных компаний. Для анализируемой управляемой ракеты форма топливного заряда была реконструирована таким образом, чтобы избежать проблем с наведением и структурной целостностью. Также представлены некоторые примеры конструктивных решений топливного заряда ракеты, направленных на снижение вероятности эрозионного горения.

Ключевые слова: Порох, зерно, эрозионное горение, соотношение диаметра посадочного отверстия и горловины, тяга, поверхность горения

ВВЕДЕНИЕ

В твердотопливном ракетном двигателе высокоскоростной поток газообразных продуктов сгорания над поверхностью горения в канале топливного заряда, по пути к соплу, вызывает нежелательное увеличение скорости горения. Это явление называется эрозионным горением -1-. Увеличение скорости горения влияет на повышение давления в двигателе (рис. 1) и, следовательно, на увеличение тяги, что может существенно повлиять на кинематографические и динамические характеристики ракеты.

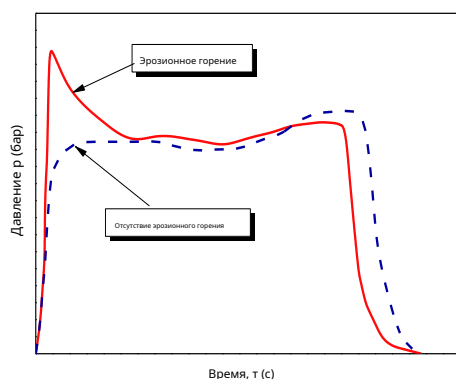


Рисунок 1 – Эрозионное горение

Эрозионное горение хорошо известно и широко обсуждается в литературе -2,3-, но, кроме того, нет четкой модели для определения граничных условий, при которых оно происходит. Каждый случай индивидуален -4,5-, и только некоторые схожие формы топливных зерен можно сравнивать в рекомендуемых условиях.

критерии.

Существуют различные методы предотвращения или уменьшения эрозионного горения, некоторые из которых упомянуты здесь. Кроме того, в данной статье рассматриваются возможные последствия эрозионного горения для полета ракеты.

Эрозионное горение происходит главным образом в начале работы ракетного двигателя, чаще всего в центральном канале топливного заряда, а также в зазорах и отверстиях, через которые продукты сгорания поступают к соплу. Это явление обычно длится недолго, пока не выгорит определенный слой топлива и не расширятся каналы для прохождения газов. Иногда это явление может длиться даже дольше -6,7-, в зависимости от конструкции топливного заряда и других элементов двигателя.

Эрозионное горение наиболее заметно проявляется в тех частях зерна, где наблюдается наибольшая концентрация газов, поступающих к соплу, в задней части канала, поскольку отверстие для зерна слишком мало, чтобы вместить большое количество газов -8-. Это происходит, когда отношение отверстия к горловине меньше 2, но превышение давления на 100 % наблюдалось даже при более высоких значениях отношения от 4 до 6 -9--

Такая ситуация часто встречается в ракетных двигателях меньшего калибра, которые требуют большой тяги, но минимальной возможной массы, что подразумевает высокую объемную долю топлива в камере сгорания. Это достигается за счет длинного топливного заряда, обычно со сложной формой отверстия. Конструкторы часто проектируют топливные заряды с низким соотношением диаметра отверстия к диаметру горловины, частично пренебрегая эрозионным горением или «контролируя его таким образом, чтобы оно было воспроизводимым от одного двигателя к другому» -1-.

В данной статье приведены некоторые примеры контролируемого эрозионного горения, а также некоторые конструктивные особенности, предотвращающие высокую интенсивность этого явления.

Также был проанализирован эффект эрозионного горения на баллистические характеристики нескольких известных ракет. Для анализа использовались несколько собственных программ, разработанных в Военно-техническом институте (ВТИ). Аэродинамические производные рассчитывались с помощью программы DMAC -11-. На основе кривых распределения тяги во времени и математических моделей движения ракеты были рассчитаны уравновешенные (равновесные) траектории в вертикальной плоскости с помощью программы GMTС-3D -12-. Баллистические параметры ракет использовались для расчета параметров их траектории с помощью программы UMTC 3D [13].

ОБЗОР ОТДЕЛЬНЫХ ПРИМЕРОВ

С-8 — это реактивная ракета калибра 80 мм, разработанная ВВС СССР в 1970-х годах для использования на военных самолётах.

-14-- Существует две версии этой ракеты: С-8 КО и С-8 КОМ. Их двигатели являются хорошими примерами достаточно сильного, но контролируемого эрозионного горения, воспроизводимого в одинаковых условиях. Статические испытания на ракетах MB-Lucani, MTI и HK Krušik показали, что при проектировании этих топливных зерен эрозионное горение было допущено, полностью воспроизводимо при повышенных температурах, но таким образом, чтобы система могла выдерживать это без существенных нарушений.

Соотношение диаметра отверстия к диаметру горловины топливного заряда обычно является хорошим критерием возникновения эрозионного горения. Если это соотношение больше 4, считается, что базовая конструкция топливного заряда хороша. Это соотношение также может быть меньше 2, если скорость горения топлива в стандартных условиях составляет менее 7-8 мм/с. Однако у двигателей С-8 КО и С-8 КОМ скорость горения составляет около 11 мм/с, а соотношение диаметра отверстия к диаметру горловины меньше 2 [15]. Это означает, что эрозионное горение можно было предсказать даже на этапе проектирования. Единственный вопрос заключался в том, что впоследствии было доказано экспериментами, является ли уровень эрозионного горения приемлемым с точки зрения коэффициента безопасности элементов двигателя, а также с точки зрения внешней баллистики.

В случае с китайским ракетным двигателем WS-15 калибра 122 мм, испытанным Институтом Влатакома в испытательной лаборатории в Египте, уровень эрозионного горения должен был быть выше, но конструкторы предотвратили это за счет формы зерен. Аналогичная логика была применена и к российским ракетным двигателям «Град» калибра 122 мм и «БУК» калибра 400 мм.

Сложно определить окончательные правила при проектировании и разработке ракетного двигателя, поскольку каждый двигатель — это отдельный случай. В случае специальной конструкции, как, например, для маршевого двигателя управляемой противотанковой ракеты «Бумбар» —6,7— это соотношение диаметра посадочного отверстия к диаметру горловины было еще выше, около 4,50, что является условием менее выраженного эрозионного горения, и тем не менее это явление было очень высоким.

Причиной этого стала специфическая конструкция ракетного двигателя с центральной трубой, в результате чего возникала сильная турбулентность газового потока на пути к соплу, вызывавшая сильное явление эрозионного горения. Система «Бумбар» не могла выдержать такой уровень эрозионного горения, поэтому была проведена перепроектировка топливного заряда и сопла.

Соотношение диаметра отверстия к диаметру горловины — лишь один из ряда различных параметров, используемых для оценки возникновения эрозионного горения. В случае длинных топливных зерен, как в двигателях неуправляемых ракет С-8 КО и С-8 КОМ, соотношение площади горящей поверхности (A_g) в канале зерна к поперечному сечению канала ($A_{порт}$) является одним из очень хороших параметров. В приведенных примерах это соотношение колеблется от 235 до 270. Предварительные расчеты [15] показывают, что эрозионного горения можно избежать, если это соотношение уменьшить ниже 200 или даже ниже. Так обстоит дело с китайской ракетой WS-15, испытанной институтом Влатаком. Для двигателей этого типа этот параметр кажется гораздо лучше, поскольку он учитывает влияние длины топливного заряда. Все газы, образующиеся при сгорании, по всему каналу направляются к соплу, и их наибольшая концентрация находится в задней части топливного заряда, где происходит наибольший теплообмен от газов к поверхности топливного заряда. Это означает наибольшее увеличение скорости горения, а следовательно, давления и тяги.

В данной работе проанализированы явления эрозионного горения в ракетных двигателях неуправляемых ракет «С-8 КО» и «С-8 КОМ» диаметром 80 мм, управляемой ракеты «Бумбар» диаметром 136 мм, а также их влияние на полет этих ракет.

Приведены примеры решения задач эрозионного горения в двигателях ракет «Град» и «ВС-15» калибра 122 мм и ракет «БУК» диаметром 400 мм.

Ракетный двигатель С-8 КО имеет 7-клиновидное звездообразное перфорированное зерно (рис. 2) с сетчатым распределением на поверхности сгорания, как показано на рис.3.



Рисунок 2 –Пороховой заряд S-8 КО

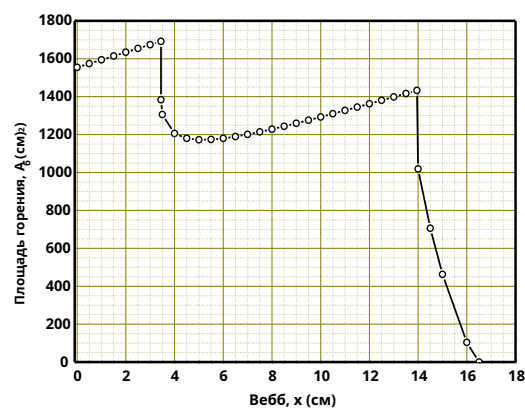


Рисунок 3 –Горящая поверхность

Известно, что скорость горения увеличивается с повышением температуры, но эрозионное горение также более выражено при повышенных температурах.

На рисунке 4 показаны диаграммы зависимости давления от времени в ракетном двигателе S-8 КО при характерных температурах.

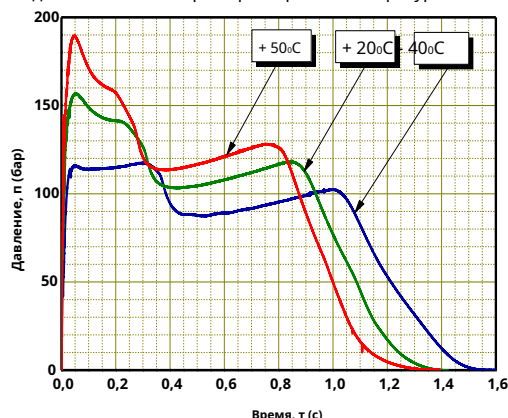


Рисунок 4 – Распределение давления в двигателе S-8 КО

Сравнивая экспериментальные диаграммы (рис. 4) с распределением поверхности горения (рис. 3), видно, что форма кривой давления при низкой температуре очень похожа на распределение поверхности. Учитывая прямую зависимость этих двух характеристик, такая корреляция ожидалась при всех температурах.

Однако с повышением температуры в начальный период работы двигателя наблюдается явное увеличение давления из-за эрозионного сгорания. Повышение давления можно заметить уже при стандартной температуре. В ходе многочисленных статических испытаний было установлено, что это явление воспроизводится в данном двигателе.

Как это влияет на баллистические параметры ракеты? Мы проанализировали случай запуска ракеты с самолета, находящегося на высоте 500 м, с начальной скоростью 200 м/с и углом запуска -10° .

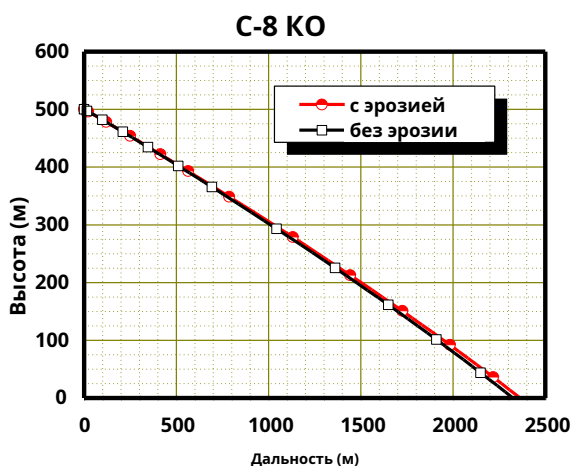


Рисунок 5 – Влияние эрозионного горения на дальность полета ракеты

На рис. 5 показаны два различных случая траекторий ракеты: с эрозионным горением и без него. На рис. 6 и 7 сравниваются кривые зависимости дальности от времени и скорости от времени для двух случаев. Между двумя режимами работы двигателя существует большая разница, но избежать этого невозможно. Конструкторы ракеты посчитали, что этим влиянием можно пренебречь, поскольку результаты расчетов показали, что

Разброс результатов очень близок к установленным стандартам.

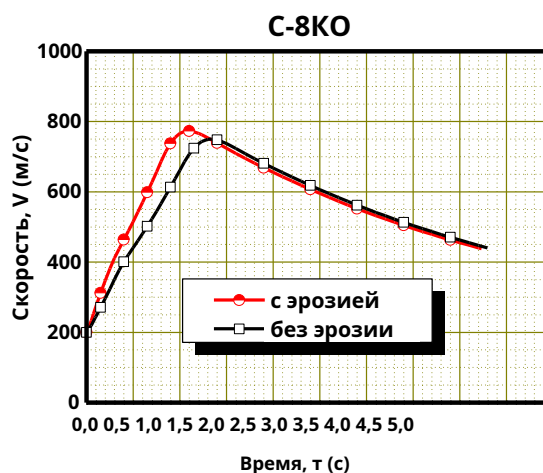


Рисунок 6 – Влияние эрозионного горения на скорость ракеты

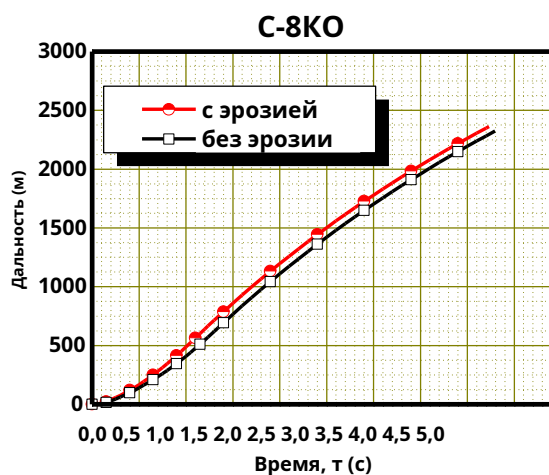


Рисунок 7 – Влияние эрозионного выжигания на время достижения цели.

Значительная разница в режимах работы двигателя при разных температурах выглядит довольно странно, но в данном примере она не оказывает существенного влияния на баллистические параметры ракеты. Очевидно, что конструктор ракетного двигателя имел опыт влияния этих различий на баллистические свойства или же он решил эту проблему в процессе разработки, путем испытаний, приняв допустимый уровень эрозионного горения. Конечно, каждая разработка индивидуальна, и каждое предположение должно быть доказано экспериментально. Аналогичный анализ был проведен для ракеты С-8 КОМ. Топливный заряд в ракетном двигателе, имеющем три плеча, сгорает радиально снаружи и изнутри (рис. 8).



Рисунок 8 -Пороховой заряд S-8 КОМ

Пороховой заряд очень длинный (рис. 9), и на этапе проектирования сразу стало ясно, что существуют условия для возникновения эрозионного горения.

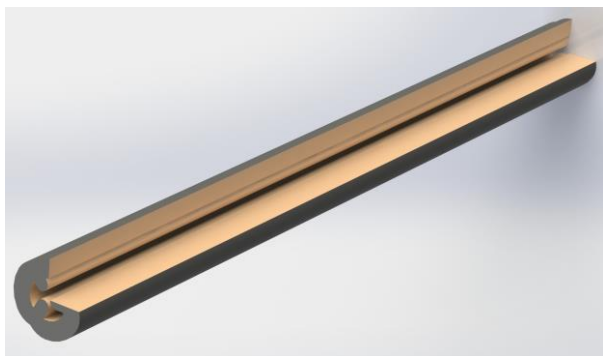


Рисунок 9 -Пороховой заряд С-8 КОМ

На протяжении большей части процесса горения расчетная поверхность горения остается нейтральной, за исключением самого конца (рис. 10).

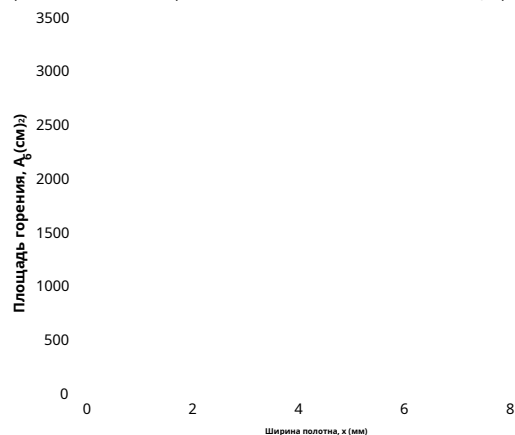


Рисунок 10 -Горящая поверхность С-8 КОМ

Однако, поскольку через канал практически не проходит большое количество газов, в задней части топливного заряда происходит эрозионное горение, поэтому начальное давление при +60°C (225 бар) намного выше, чем давление при -60°C (90 бар). Диаграмма давления при экстремально низкой температуре (-60)°C полностью соответствует распределению поверхности горения. При более высоких температурах, начиная со стандартной (+20)°C. На диаграммах давления (С) видно выраженное эрозионное горение (рис. 11).

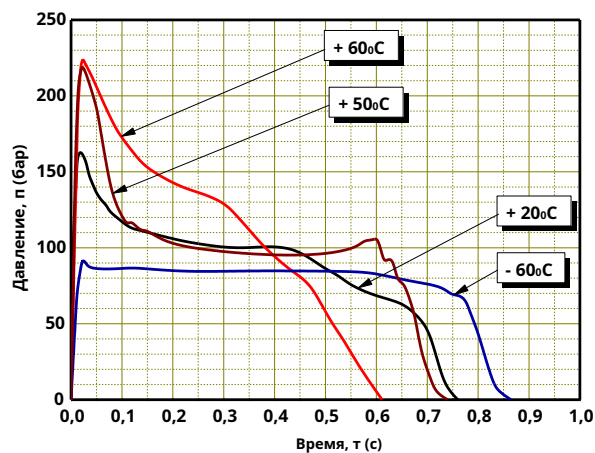


Рисунок 11 -Распределение давления в двигателе С-8 КОМ

Создаётся впечатление, что разница давлений между экстремальными температурами неприемлема. Но, как показывает практика, эта ракета надёжна и широко используется.

Поэтому мы провели анализ с точки зрения баллистики снаряда, чтобы убедиться, что это всё ещё приемлемо. Это лишь означает, что конструктор смог смириться с этим явлением, когда добился его воспроизводимости в процессе разработки двигателя.

Как и в предыдущем случае, траектории ракет были проверены для двух различных случаев: с эрозионным горением и без него (рис. 12). На рисунках 13 и 14 сравниваются кривые зависимости дальности от времени и скорости от времени для этих двух случаев, аналогично тому, как это делалось для ракеты С-8 КО.

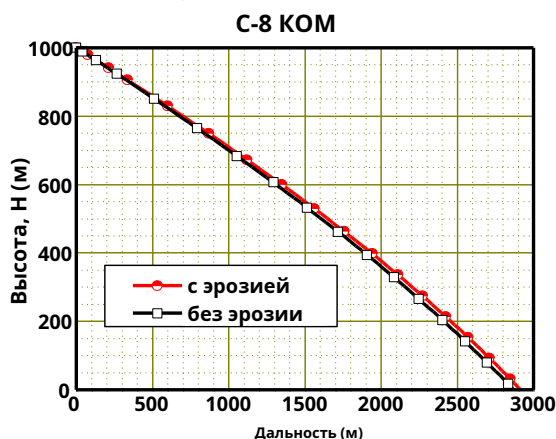


Рисунок 12-Влияние эрозионного горения на дальность полета ракеты

В данном случае влияние эрозионного горения на баллистические параметры также практически незначительно, хотя наблюдается большая разница в режимах работы двигателя (давление в зависимости от времени) с эрозией и без нее (рис. 11).

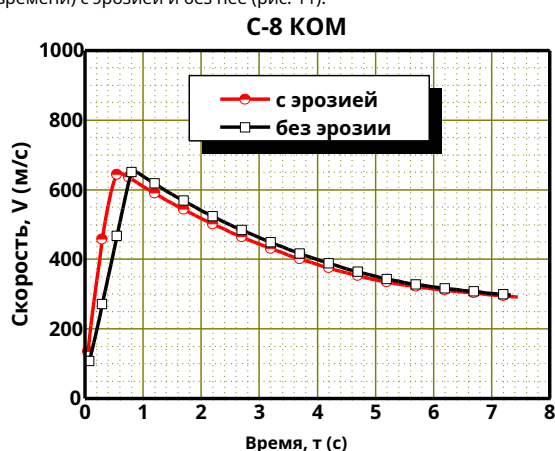


Рисунок 13-Влияние эрозионного горения на скорость ракеты

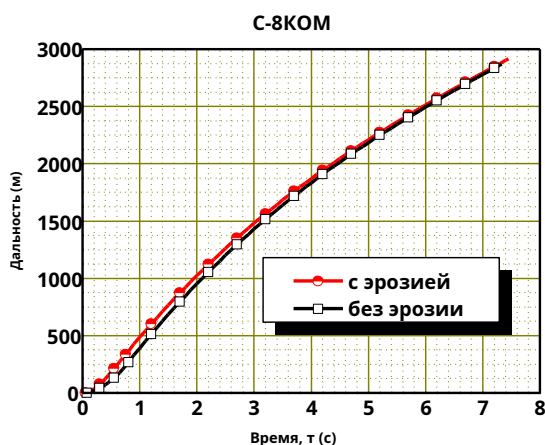


Рисунок 14 –Влияние эрозионного выжигания на время достижения цели

Если в ходе разработки двигателя будет установлено, что данное явление воспроизводимо и приемлемо с баллистической точки зрения, то повышение давления влияет только на механическую прочность элементов двигателя, прежде всего на сам пороховой заряд и корпус двигателя.

В случае с упомянутыми выше двигателями С-8 КО и С-8 КОМ конструктор пришел к выводу, что повышение давления из-за эрозионного сгорания не влияет на конечный результат работы ракеты, но необходимо увеличить толщину камеры двигателя, что повлияло на общую массу ракеты. Было установлено, что увеличение массы является приемлемым.

Особым случаем является пример эрозионного горения в маршевой части сербской противотанковой ракеты «Бумбар».

Система управления вектором тяги применяется с использованием перехватчиков, которые входят в поток газообразных продуктов и выходят из него на выходе из сопла (рис. 15 и 16).



Рисунок 15 –ПТУР «Бумбар»

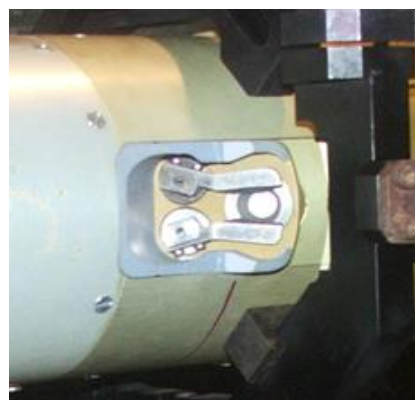


Рисунок 16 -система управления вектором тяги с перехватчиками

Для использования в двигателе разработан двухкомпонентный топливный заряд в простой форме трубки внутреннего сгорания (рис. 17). Заряд сочетает в себе внутреннее и двухстороннее сгорание -1,8- с ингибированной внешней поверхностью.

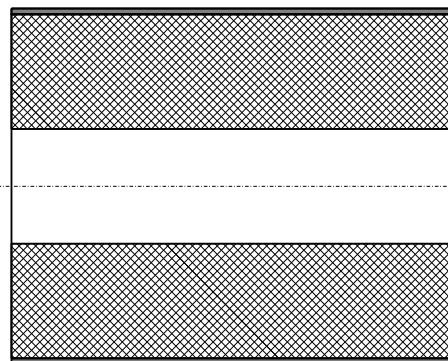


Рисунок 17-Пороховой заряд

При малом соотношении длины к диаметру ($L/D < 2$) ожидалось образование поверхности горения с умеренным прогрессирующим или депрессивным изменением интенсивности.

достаточно высокая степень нейтральности, в соответствии с расчетами (рис. 18).

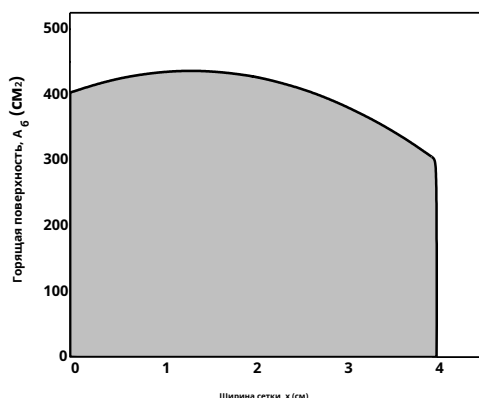


Рисунок 18 –Горячая поверхность

В процессе проектирования можно было ожидать, что кривые давления и тяги будут иметь небольшое увеличение в центральной части работы двигателя, пропорциональное площади горения. К сожалению, во время первоначальных статических испытаний топливного заряда в экспериментальном двигателе в диапазоне температур от -30 °С до +50 °С, эрозионное горение, как и ожидалось -4,5,9,16-, наблюдалось при более высоких температурах (рис. 19).

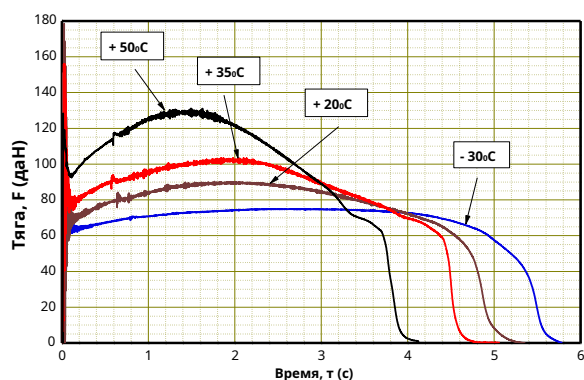


Рисунок 19 –Тяга в зависимости от времени

Основная причина заключается в центральной трубке, проходящей через канал топливного заряда и уменьшающей его поперечное сечение (рис. 21). Продукты сгорания проходят через значительно суженный канал, имеющий форму кольца между внешней поверхностью центральной трубки и внутренней поверхностью топливного заряда. Малый проход для газов создает условия для увеличения скорости потока через канал.

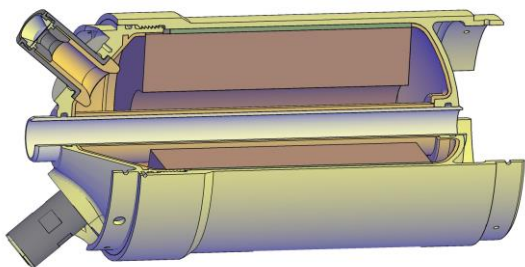


Рисунок 20 –Испытательный моторный перекресток

Очень хорошее решение этой проблемы было достигнуто путем относительно простой замены топливного заряда, а именно путем вскрытия части ингибированной внешней поверхности заряда (рис. 21), что выравнивало количество проходящих газов.

через канал и газы, проходящие снаружи, через зазор между зерном и стенкой камеры.

[6, 7, 17, 18].



Рисунок 21 –Модифицированный топливный заряд

В результате проведенных тестов были получены следующие данные (рис. 22):

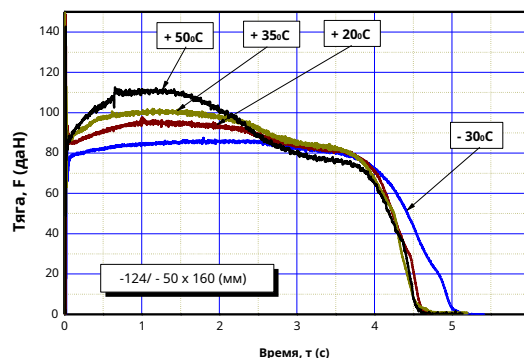


Рисунок 22 –Снижение тяги после изменения формы зерна.

Эрозионное горение по-прежнему присутствует при +50 °С, но увеличение тяги значительно меньше, чем в базовом решении. Это различие лучше всего видно при сравнении двух решений при одинаковой верхней предельной температуре (рис. 23).

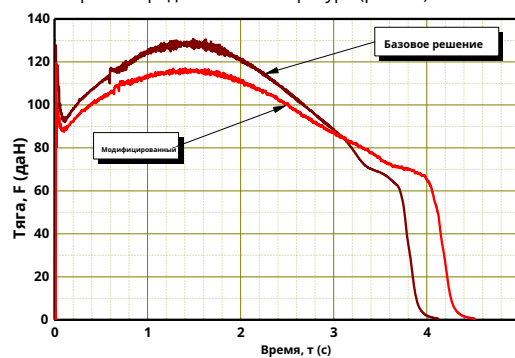


Рисунок 23 –Сравнение результатов теста при +50 °С для двух разных решений

Эти два решения были рассмотрены в результате баллистического анализа. Вследствие системы наведения с управлением вектором тяги, в случае сильно выраженного эрозионного горения, ракета имеет меньшую эффективную дальность полета (рис. 24).

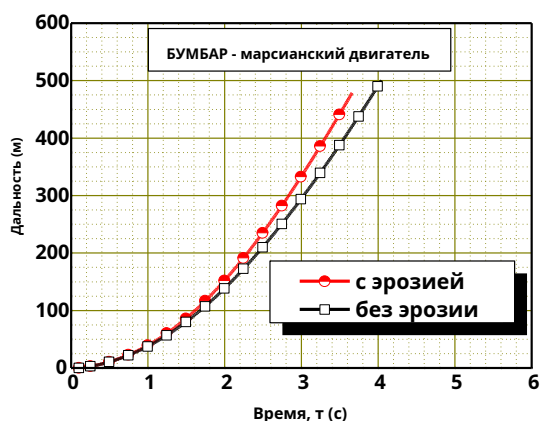


Рисунок 24 –Диапазон против времени

В то же время, более высокой скорости недостаточно для достижения требуемого диапазона (рис. 25).

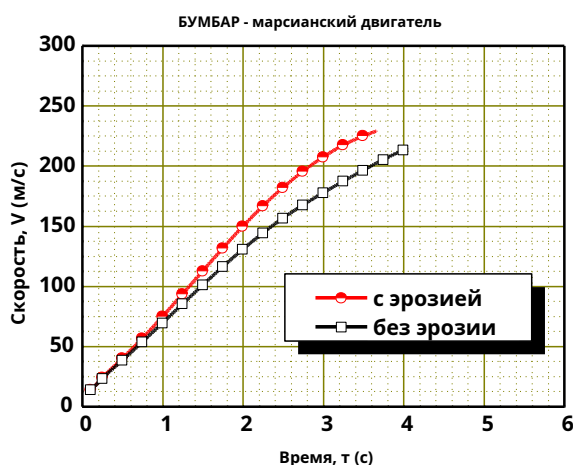


Рисунок 25 –Скорость против времени

В случае незероизонного (или менее эрозионного) горения для поддержания сбалансированного горизонтального полета нам требуется на 10% больше управления по тангажу.-) на первом этапе полета, но на втором этапе, через 3,5 с, когда это гораздо удобнее, нам требуется на 12% меньше команд для достижения горизонтального полета (рис. 26).

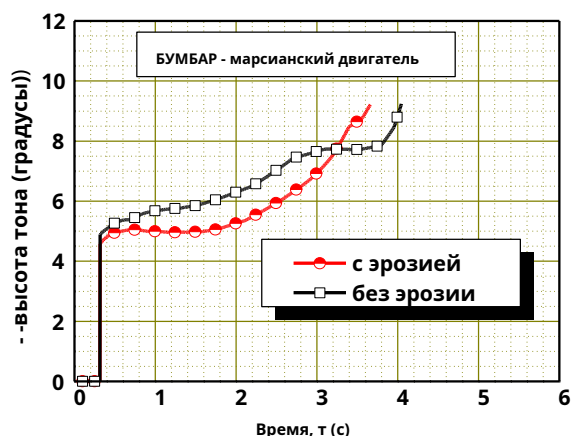


Рисунок 26 –Уверенность в высоте тона

И наконец, когда в двигателе отсутствует эрозионное горение, тяга ниже, и на первом этапе полета маневренность также ниже. Однако на втором этапе полета, который гораздо важнее, маневренность выше (рис. 27).

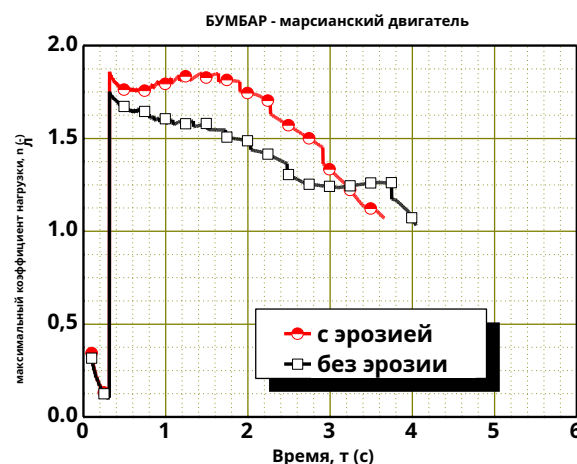


Рисунок 27 –Максимальный коэффициент нагрузки

В целом, можно сделать вывод, что в системе «Бумбар» эрозионное горение привело к заметному ослаблению баллистических свойств ракеты.

В данном конкретном случае существовала еще одна важная причина для конструктивного снижения эрозионного горения. Повышение давления на выходе из сопла влияло на появление больших препятствий для входа элементов управления (перехватчиков) в поток продуктов сгорания, в результате чего система управления вектором тяги оказывалась неэффективной.

Если предполагаемая интенсивность эрозионного горения на этапе проектирования и в процессе разработки неприемлема с баллистической точки зрения, необходимо уменьшить это явление за счет соответствующей конструкции порохового заряда.

Если требуется нейтральное сгорание, которое достигается радиальным сгоранием цилиндрических зерен как с внутренней, так и с внешней стороны, то топливный заряд может быть изготовлен из двух частей, причем часть заряда, расположенная ближе к соплу, имеет более широкий канал, способный пропускать весь объем газов из обеих частей заряда (рис. 28).

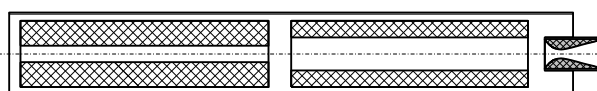


Рисунок 28 –Пороховой заряд с двумя различными цилиндрами

У нас есть такой пример с ракетным двигателем «Град» калибра 122 мм, где необходимая площадь горящей поверхности достигается за счет трубки внутреннего-внешнего горения. Очень сильное эрозионное горение сводится к приемлемому уровню, хотя и при +50°C. В начале работы двигателя тяга на 80% выше, чем тяга в установившемся режиме (рис. 29). Диаграмма показывает, что это явление воспроизводимо. Эти испытания проводились в лабораториях МБ-Лучани и МТИ.

Баллистический анализ в этом случае также показал, что эрозионное горение не повлияло на изменение суммарного импульса двигателя, поэтому оно не оказало существенного влияния на дальность и скорость достижения цели.

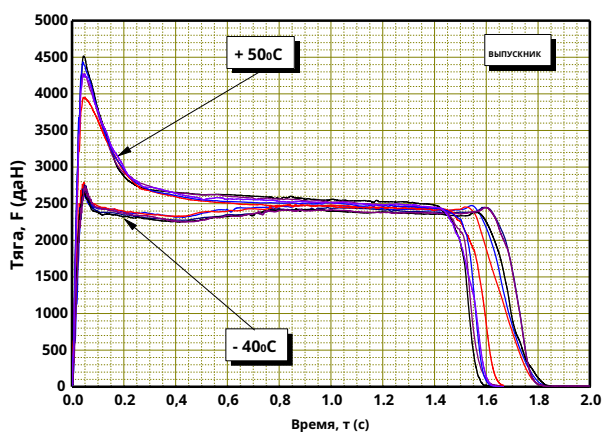


Рисунок 29 –ГРАД, эрозионное горение

Такое решение представляет собой своего рода компромисс, поскольку увеличение диаметра канала для зерна уменьшило объемную долю загрузки зерна, а также увеличение количества дополнительных инертных элементов в камере двигателя за счет двух частей зерна.

В малокалиберных двигателях высокая тяга и суммарный импульс достигаются только за счет использования длинного топливного заряда с радиальным горением, образующего канал сложной формы с большой поверхностью сгорания. Это приводит к высокому образованию газов, которые проходят через канал к соплу. Наибольшее количество газов скапливается в конце топливного канала, где происходит эрозионное горение.

Это явление уменьшается аналогичным образом, как и в предыдущем случае, за счет увеличения поперечного сечения канала для зерна на заднем конце. В нашей практике есть несколько примеров, когда передняя часть канала имеет прогрессивную форму с небольшим круглым поперечным сечением, а задняя часть канала — звездообразную и дегрессивную форму (рис. 30).

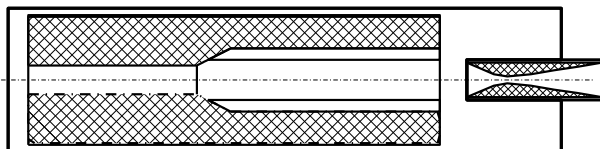


Рисунок 30 –Пороховой заряд Circle-Star

Примером тому служит топливный заряд китайской ракеты WS-15 калибра 122 мм. Институт Влатаком провел испытания этих двигателей в своей лаборатории в Египте. При повышенной температуре были протестированы 5 двигателей, диаграммы зависимости тяги от времени которых показаны на рис. 31.

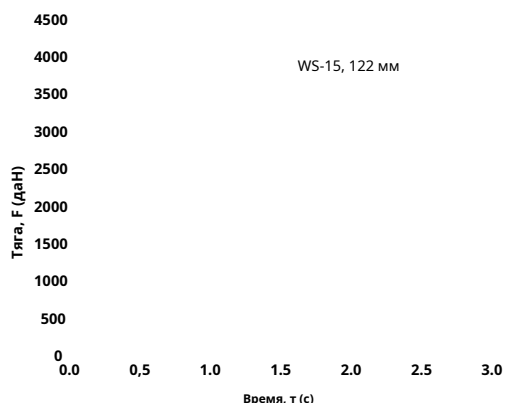


Рисунок 31 –Тяга в зависимости от времени, WS-15

На диаграмме (рис. 31) можно заметить очень слабое проявление эрозионного горения, которое полностью воспроизводимо, а затем как прогрессирующие, так и дегрессивные участки диаграммы.

Здесь важно отметить, что во всех испытанных двигателях была достигнута полная воспроизводимость эрозионного горения.

Военно-технический институт в Белграде разработал аналогичный топливный заряд (рис. 32) для своей ракеты РЛН, известной в народе как «Фрэнки», с еще лучшей диаграммой тяги и очень незначительной эрозией в начале работы двигателя, хотя топливный заряд довольно длинный.

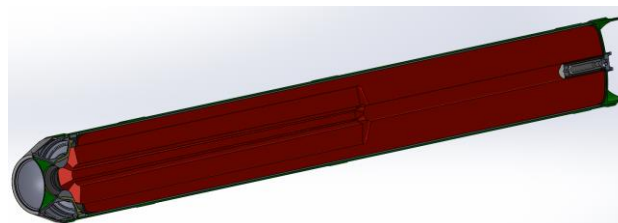


Рисунок 32 –Пороховой заряд RLN

Аналогичный принцип предотвращения эрозионного пригорания был также применен к российскому двигателю БУК 400 мм (рис. 33).



Рисунок 33 –БУК, передняя и задняя части топливного зерна

К сожалению, у нас не было возможности определить режим работы этого двигателя экспериментальным путем. Форма зерна с двумя различными каналами имеет двойную цель: во-первых, приблизительно достичь желаемого режима работы, а во-вторых, предотвратить эрозионное пригорание в начале работы двигателя.

4. ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Эрозионное горение — это негативное явление в ракетном двигателе, приводящее к изменению проектных характеристик.

В качестве базовой зависимости скорости горения от давления в ракетном двигателе обычно используется стандартная температура окружающей среды. В литературе существует множество попыток теоретически описать зависимость от эрозионного горения. Было определено большое количество различных критериев, но истинную интенсивность горения практически невозможно предсказать, за исключением случаев, когда используется опыт, полученный с помощью аналогичных решений.

В ходе этого явления происходит повышение давления в двигателе, вызывающее двойной эффект. Это влияет на прочность элементов двигателя и коэффициент безопасности, что требует увеличения их массы. Кроме того, изменение распределения тяги влияет на баллистические свойства ракеты.

Опыт эксплуатации небольших неуправляемых ракет показывает, что это влияние незначительно, пока нет большой разницы в суммарном импульсе. Иногда, хотя и редко, это влияние может быть довольно существенным из-за большой разницы в режимах работы двигателя, особенно при разных температурах. Именно поэтому конструкторы ракетных двигателей для этого типа ракет сознательно принимают на себя риск эрозионного горения, чтобы обеспечить максимальное заполнение камеры сгорания ракетным топливом. При этом интенсивность этого явления должна контролироваться, чтобы оно было приемлемым и воспроизводимым.

Эрозионное горение оказывает гораздо большее воздействие на управляемые ракеты, и один из таких примеров приведен в данной статье для нашей ракеты «Бумбар». Баллистический анализ показал, что воздействие было недостаточно сильным, чтобы сорвать выполнение задачи ракетой, но его хватило, чтобы ухудшить ее характеристики.

При наличии аналогичных случаев данное явление можно учитывать уже на начальном этапе проектирования. Кроме того, существуют различные способы уменьшения и контроля интенсивности этого явления. Некоторые из них представлены в данной статье.

Ссылки

- [1] Джордж П. Саттон, Оскар Библарц. 2010. Элементы ракетного двигателя. Восьмое издание. John Wiley&Sons inc. ISBN: 978-0-470-08024-5.
- [2] Р. Арора, Х. Ву, Ф. К. Уайт и К. К. Куо, 23 мая 2012 г., «Эрозионное горение композитных твердотопливных двигателей: механизм, корреляция и применение в проектировании зерен», Журнал космических аппаратов и ракет.
- [3] М. Кинг, «Эрозионное горение твердых топлив», Журнал двигательных установок и энергетики, том 9, № 6, ноябрь-декабрь 1993 г.

- [4] Вимпресс, РН:1950. Внутренняя баллистика твердотопливных ракет. Издательство McGraw-Hill Book Company, Нью-Йорк-Торонто-Лондон.
- [5] Марсель Баррер, Андре Жомотт, Бодуэн Фрейс де Вёбеке, Жан Ванденкерхове. 1960. Ракетная тяга., Издательство Elsevier, Амстердам-Лондон-Нью-Йорк.
- [6] Н. Глигоревич, С. Живкович, С. Суботич, М. Николич, С. Козомара, М.А. Булалиб: «Решение проблемы неравномерного горения в малогабаритном ракетном двигателе», Научно-технический обзор, 2014, том 64, № 2, стр.
- [7] М.А. Булалиб, Т. Радиа, С. Живкович, С. Суботич, Н. Глигоревич: «Пример успешного снижения эрозионного горения в малогабаритном ракетном двигателе», ОТЕН 2014.
- [8] NASA. 1972. Конструкция твердотопливного заряда и внутренняя баллистика. Критерии проектирования космических аппаратов NASA SP-8076.
- [9] Кинг К. Меррилл. 1981. Эрозионное горение композитных твердых топлив. Atlantic Research Corporation. Управление научных исследований BBC, AFOSR-TR-81-0395, AD A098088.
- [10] NASA Sp-8039: Анализ и прогнозирование твердотопливных ракетных двигателей, Критерии проектирования космических аппаратов, Монография, май 1971 г.
- [11] Чурчин М., Стойкович С., Милошевич М.: DMAC – Производные аэродинамического коэффициента ракеты, МТИ Beograd, 1995.
- [12] Чук Д., Чурчин М., Мандич С., Стойкович С.: GMTC 3D: Расчет траектории управляемой ракеты – модель движения с 3 степенями свободы, МТИ Beograd, 2002.
- [13] Чурчин М.: UMTC 3D – Расчет траектории неуправляемой ракеты – Модель движения с 3 степенями свободы, МТИ Белград, 1996.
- [14] [https://en.wikipedia.org/wiki/S-8_\(rocket\)](https://en.wikipedia.org/wiki/S-8_(rocket))
- [15] Н. Глигоревич: Прорачун површине сгорания за погонскую пеньку S-8, Анализ могучего проекта ракетного двигателя P-70, Крушук, 2022.
- [16] Ландсбаум М. Эллис. 2005. Эрозионное горение Твердотопливные ракетные двигатели — пересмотр концепции. Журнал двигательных установок и энергетики, том 21, № 3, стр. 470-477. doi: 10.2514/1.5234.
- [17] Техническое решение: Погонское решение Marš Motora Bumbar, Naučno veće VTI, Int.br.01/94-241, 28.09.2015.
- [18] Техническое решение: Marš Motora Bumbar, Naučno veće VTI, Int.br.01/156-79, 18.05.2016.