



МИНОБРНАУКИ РОССИИ
федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение
высшего образования
«Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова»
(БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинов)

Факультет «А» РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ
Кафедра ПЛАЗМОГАЗОДИНАМИКА И ТЕПЛОТЕХНИКА
Дисциплина Б1.В.03 - Внутренняя газодинамика энергоустановок

НАУЧНО-ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКАЯ РАБОТА
на тему:
МОДЕЛИ ВНУТРЕННЕЙ ГАЗОДИНАМИКИ РДТТ
(пояснительная записка)

Студент группы
А9М31

подпись, дата

Ф.А. Юсупов

Руководитель

подпись, дата

В.Н. Емельянов

Санкт-Петербург, 2018

Реферат

Пояснительная записка 25 стр., рис.8, 0 табл., 15 источников

ГОРЮЧЕЕ, ОКИСЛИТЕЛЬ, ПОРОХ, ТОПЛИВО, РДТТ, СОПЛО

В реферате дан краткий обзор основных видов ракетного топлива. Так же были рассмотрены нестационарные неустойчивые режиму ДУ, нестационарное горение топлива, математическая модель нестационарного горения в РДТТ, акустические свойства горячей поверхности, потери акустической энергии и способы подавления колебаний.

СОДЕРЖАНИЕ

Нормативные ссылки	4
Определения, обозначения и сокращения	5
Введение	6
1 ОСНОВНЫЕ ВИДЫ РАКЕТНОГО ТОПЛИВА	7
1.1 Горение твердых ракетных топлив	7
1.2 Математические модели	9
1.2.1 Уравнение энергии	9
1.2.2 Realizable k- ε	9
1.2.3 non-premixed combustion	10
1.3 Результаты исследования и их анализ	11
1.4 Твёрдые ракетные топлива	12
1.4.1 Смесевые топлива	13
1.4.2 Баллистные топлива	15
2 Нестационарные и неустойчивые режимы в ДУ	17
2.1 Классификация нестационарных процессов	17
2.2 Неустойчивость рабочего процесса	17
2.2.1 Термоакустические эффекты	17
2.2.2 Качественные характеристики неустойчивости рабочего процесса в ДУ	18
2.2.3 Неустойчивость рабочего процесса в РДТТ	20
Заключение	24
Список использованной литературы	24

Нормативные ссылки

Настоящая пояснительная записка составлена в соответствии со стандартом организации:

БГТУ.СМК-П-4.2-12 ПОЛОЖЕНИЕ ПО СОДЕРЖАНИЮ, ОФОРМЛЕНИЮ, ОРГАНИЗАЦИИ ВЫПОЛНЕНИЯ И ЗАЩИТЫ КУРСОВЫХ ПРОЕКТОВ И КУРСОВЫХ РАБОТ

При выполнении курсового проекта и оформлении пояснительной записки руководствовались следующими стандартами:

ГОСТ 7.1—84 Система стандартов по информации, библиотечному и издательскому делу. Библиографическое описание документа. Общие требования и правила составления

ГОСТ 8.417—81 Государственная система обеспечения единства измерений. Единицы физических величин

ГОСТ 7.32—2001 Система стандартов по информации, библиотечному и издательскому делу. Отчет о научно-исследовательской работе. Структура и правила оформления

ГОСТ 7.54 Система стандартов по информации, библиотечному и издательскому делу. Представление численных данных о свойствах веществ и материалов в научно-технических документах. Общие требования.

Определения, обозначения и сокращения

В настоящей пояснительной записке применяются следующие термины с соответствующими определениями:

Перечень обозначений и сокращений, применяемых в данной пояснительной записке

Обозначения

ρ	— плотность
S_p	— площадь поверхности горения
u	— скорость горения
t	— время
ρ_c	— плотность топлива
A_c	— коэффициент истечения
F_m	— минимальное (критическое) сечение сопла
p	— давление
R_g	— газовая постоянная
T_p	— температура продуктов сгорания
x_s	— поверхность разложения топлива
c_c	— теплоемкость материала топлива с температурой T_c
λ_c	— коэффициент теплопроводности материала топлива с температурой T_c
T_0	— начальная температура топлива
Y	— массовая доля реагирующего вещества
D	— коэффициент диффузии реагирующего вещества
k_0	— предэкспоненциальный множитель в законе Аррениуса
E	— эффективные энергии активации химической реакции
T	— температура газа
R	— универсальная газовая постоянная
λ	— коэффициент теплопроводности газа
Q	— суммарный тепловой эффект химической реакции в п
γ	— показатель адиабаты
L	— тепловой эффект разложения топлива на газообразные

Сокращения

ЖРД	— жидкостные ракетные двигатели
РДТТ	— ракетные двигатели твердого топлива
НРП	— неустойчивость рабочего процесса

ВВЕДЕНИЕ

Ракетные двигатели твердого топлива (РДТТ) широко используются в космонавтике, дополняя жидкостные ракетные двигатели (ЖРД), работающие на жидком топливе. Области применения различных типов двигателей определяются их сравнительными конструктивными, энергетическими, эксплуатационными, финансовыми и другими характеристиками. ЖРД широко применяются в качестве маршевых (основных) двигателей, обеспечивающих разгон ракет-носителей и космических аппаратов, их торможение и перевод на другие орбиты. В качестве вспомогательных двигателей ЖРД используются, например, почти во всех реактивных системах управления полетом. РДТТ являются одним из основных типов двигателей современных ракетно-космических систем (ракеты-носители) и ракетного вооружения (баллистические ракеты, реактивные системы залпового огня). Они находят широкое применение в качестве маршевых двигателей, стартовых ускорителей и разгонных блоков, а также двигателей вспомогательного назначения (системы управления, разделения, торможения). Установка навесных РДТТ, включаемых при старте, является эффективным средством повышения мощности ракеты-носителя

1 ОСНОВНЫЕ ВИДЫ РАКЕТНОГО ТОПЛИВА

От множества факторов зависит выбор ракетного топлива. Цена, удельный импульс, скорость горения, функция зависимости скорости горения от давления, безопасность и технологичность изготовления могут влиять на выбор топлива.

1.1 Горение твердых ракетных топлив

Как известно, всякое горение представляет собой химическую реакцию. Поэтому химическая кинетика - учение о скорости химических реакций, должна была бы играть в теории горения весьма существенную роль. Но в технических аппаратах горение обычно осложняется многочисленными обстоятельствами, которые, как указывает академик Н.Н. Семенов, изменяют его характер, отодвигают законы химической кинетики на второй план и выдвигают на первый план законы теплопередачи, испарения, газодинамики и подобных явлений. Из-за сложности процесса в реальных аппаратах теория горения всегда рассматривает упрощенную схему явления с целью выяснения в первую очередь качественной стороны закономерностей, определяющих его характер.

Работы советских ученых А. Ф. Беляева, Я. Б. Зельдовича, П. Ф. Похила и др. занимают весьма важное место в развитии теории горения; разработанные ими положения лежат в основе многих работ и зарубежных ученых. В соответствии с представлениями советских ученых считают, что в процессе горения заряд твердого топлива прогревается на некоторую глубину от горящей поверхности, а поверхностный слой его расплавляется. Химические реакции разложения и окисления компонентов топлива начинаются в твердой фазе, протекают более интенсивно в жидкой и заканчиваются в газовой фазе, образующейся в процессе горения топлива. Схема горения ТРТ и характер изменения температуры при этом в общем виде представлены на рисунке. Вследствие интенсивного нагревания жидкой фазы и образования в ней газообразных продуктов расплавленная пленка на поверхности горящего топлива имеет пенообразную структуру. В некоторых случаях жидкая фаза на поверхности горящего топлива не образуется; в результате газификации и диспергирования твердого топлива получают непосредственно газообразные продукты. Иногда жидкая фаза уплотняет пористые заряды и препятствует проникновению горения вглубь их по порам.

Температура на поверхности горящего топлива невысока — всего 600 — 900 К. При наличии жидкой фазы она не может быть выше температуры кипения или разложения расплавленного ТРТ при данном давлении. Одновременно с испарением происходит и частичное диспергирование пе-

нообразной пленки. Образовавшиеся аэрозольные частицы по мере удаления от горячей поверхности уменьшаются в размерах, а затем и совсем исчезают. Поэтому газовая фаза делится на две зоны: «темную» с максимальной температурой 1800 — 1900 К,6 или дымо-газовую, и «светящуюся» — зону пламени, температура которой достигает максимального для данного топлива значения (2500 — 3500 К). Изменение степени дисперсности аэрозольных частиц по мере удаления от горячей поверхности вызывает изменение поглотительной способности дымогазовой фазы, определяющей вместе с теплопроводностью градиент температуры в этой области.

В некоторых случаях и в твердой фазе выделяют зону прогрева без реакции и рекреационную зону. Разбивка зоны, несомненно, имеет в значительной мере условный характер, так как в действительном процессе зоны не всегда четко выражены, а физико-химические преобразования в них могут протекать не только последовательно но и параллельно.

Вследствие малой теплопроводности ТРТ заряды в процессе горения не прогреваются на значительную глубину от горячей поверхности. Разложение компонентов и образование газообразных продуктов в глубине заряда и не желательно, так как это может повлечь за собой вспучивание и растрескивание горячей поверхности и возникновение нестабильного горения. Прогреванию заряда в глубину и возникновению нестабильного горения способствует прозрачность топлива. Для устранения прогрева зарядов излучением в некоторые топлива специально вводят присадки красители, окрашивающие их в черный цвет. Это устраняет глубокое прогревание зарядов во время горения и усиливает нагревание их поверхности. В качестве присадок красителей применяют сажу или графит.

Твердые ракетные топлива сгорают слоями параллельными горячей поверхности, которая постепенно отступает по нормали к самой себе. Скорость изменения положения горячей поверхности, или скорость перемещения пламени, называют линейной скоростью горения или просто скоростью горения ТРТ. Наряду с энергетическими и прочностными показателями величина линейной скорости горения является важнейшей характеристикой ТРТ; она определяет величину горячей поверхности, необходимую для получения заданной тяги РДТТ, а следовательно, конструктивные формы заряда и размеры двигателя.

В зависимости от назначения РДТТ скорость горения топлива должна иметь различную величину. Так например, для самолетных ускорителей, зенитных ракет и катапульти нужны ТРТ с высокой скоростью горения, а для газогенераторов, маршевых двигателей крылатых ракет, межконтинентальных баллистических снарядов (МБС) необходимы ТРТ с весьма малой скоростью горения. В некоторых случаях заряд ТРТ делают из двух топлив: одного, обладающего высокой скоростью горения сгорающего при старте, и другого, обладающего малой скоростью горения и горящего во

время полета. В настоящее время применяют топлива, скорость горения которых находится в диапазоне от 0,3 до 250 мм/сек.⁷

Можно еще рассмотреть модель конкурирующих пламен, известную за рубежом как модель Бекстеда — Дора — Прайса (БДП). Создана она была первоначально для топлив, в которых в качестве окислителя используют перхлорат аммония. Согласно модели БДП процесс включает первичное пламя как результат реакции между продуктами разложения горючего и окислителя; пламя в результате разложения перхлората аммония как моно топлива; конечное диффузионное пламя, охватывающее непрореагировавшие продукты разложения горючего и перхлората аммония. Каждое из этих пламен обеспечивает поступление энергии к поверхности топлива за счет теплопроводности. Очевидно, что горение в этом случае нельзя определить каким либо одним режимом — кинетическим или диффузионным, оба они возможны одновременно благодаря сложной структуре смесового топлива. На основе модели БДП можно рассчитать среднюю температуру поверхности топлива T_s и скорость его горения. Для топлив с крупнозернистым окислителем ($d \gg a/u$) тепловые потоки, имеющие масштаб неоднородности порядка d , не успевают выравниваться в прогретом слое; при этом имеет место неоднородность скорости горения вдоль поверхности топлива. Теоретическое описание процесса горения таких топлив основано на осреднении по времени скорости распространения границы раздела фаз вдоль нормали к средней поверхности горения.

1.2 Математические модели

1.2.1 Уравнение энергии

При решении неизо термических задач необходимо включить галочку Energy Equation (уравнение энергии) в панели Energy (энергия): Define -> Models->Energy... В этом случае при решении в общую систему уравнений будет включено и уравнение переноса энергии.

1.2.2 Realizable k- ε

Realizable k- ε модель имеет два важных отличия от standart k- ε и RNG k- ε моделей. Во-первых, уравнение переноса для скорости диссипации турбулентности ε имеет новую форму. Оно получено из точного уравнения переноса для среднеквадратичного отклонения скорости. Во-вторых, формула для вычисления турбулентной вязкости включает специальную функцию для определения константы C_μ . Уравнение для k и ε в realizable k- ε

МОДЕЛИ ИМЕЮТ ВИД

$$\frac{\partial(\rho k)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u_i k)}{\partial x_i} = \frac{\partial}{\partial x_i} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_{k(R_{k-x})}} \right) \frac{\partial k}{\partial x_i} \right] + G_k - \rho \varepsilon, \quad (1.1)$$

$$\frac{\partial(\rho \varepsilon)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u_i \varepsilon)}{\partial x_i} = \frac{\partial}{\partial x_i} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_{\varepsilon(R_{k-x})}} \right) \frac{\partial \varepsilon}{\partial x_i} \right] + \rho C_{1(R_{k-\varepsilon})} S \varepsilon - \rho C_{2(R_{k-\varepsilon})} \frac{\varepsilon^2}{k + \sqrt{\nu \varepsilon}}, \quad (1.2)$$

где

$$C_{1(R_{k-\varepsilon})} = \max \left[0.43; \frac{\eta}{\eta + 5} \right]; \eta = S \frac{k}{\varepsilon}; S = \sqrt{2 \bar{S}_{ij} \bar{S}_{ij}}; \quad (1.3)$$

$$\bar{S}_{ij} = 0.5 \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right).$$

Здесь C_μ представляет собой не константу, а функцию

$$C_{\mu(R_{k-\varepsilon})} = \frac{1}{A_0 + A_S \frac{KU^*}{\varepsilon}} \quad (1.4)$$

где

$$U^* = \sqrt{S_{ij} S_{ij} + \tilde{\Omega}_{ij} \tilde{\Omega}_{ij}} \quad (1.5)$$

$$\tilde{\Omega} = \bar{\Omega}_{ij} - \varepsilon_{ijk} \omega_k \quad (1.6)$$

$\tilde{\Omega}_{ij}$ -средняя скорость вращения тенора во вращающейся системе отсчета с угловой скоростью ω_k .

Константы A_0 и A_S находятся как

$$A_0 = 4.04; A_S = \sqrt{6} \cos \phi \quad (1.7)$$

где $\phi = \frac{1}{3} \cos^{-1}(\sqrt{6}W); W = \frac{S_{ij} S_{jk} S_{ki}}{\bar{S}^3} \tilde{S}^3 = \sqrt{S_{ij} S_{ij}}$
 $S_{ij} = 0.5 \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right)$

1.2.3 non-premixed combustion

Моделирование без предварительного смешивания включает в себя решение уравнений переноса для одного или двух сохраняемых скаляров (фракции смеси). Уравнения для отдельных видов не решаются. Вместо этого концентрации видов производятся из предсказанных полей фракций смеси. Вычисления термохимии предварительно обрабатываются, а затем подсчитываются для поиска в ANSYS FLUENT . Взаимодействие турбулентности и химии учитывается с помощью функции плотности вероятности предполагаемой формы (PDF). Основа неперемешанного что при

определенном наборе упрощающих предположений мгновенное термохимическое состояние жидкости связано с сохраняемой скалярной величиной, известной как фракция смеси f . Фракцию смеси можно записать в виде атомной массовой доли, как

$$f = \frac{Z_i - Z_{i,ox}}{Z_{i,fuel} - Z_{i,ox}} \quad (1.8)$$

где Z_i - элементарная массовая доля для элемента. Нижний индекс ox обозначает значение на входе в поток окислителя, а нижнее индексированное топливо обозначает значение на входе в поток топлива. Если коэффициенты диффузии для всех видов равны, то уравнение 1.8 является одинаковым для всех элементов, а определение фракции смеси является уникальным. Таким образом, фракция смеси представляет собой элементарную массовую фракцию, которая происходит из потока топлива.

Если включен вторичный поток (другое топливо или окислитель или не реагирующий поток), фракции топлива и вторичной смеси представляют собой просто элементарные массовые доли топливного и вторичного потоков соответственно. Сумма всех трех фракций смеси в системе (топливо, вторичный поток и окислитель) всегда равна 1:

$$f_{fuel} + f_{sec} + f_{ox} = 1 \quad (1.9)$$

Это указывает, что действительны только точки на плоскости ABC (см. Рис. 8.2.1) в пространстве фракций смеси. Следовательно, две фракции смеси f_{fuel} и f_{sec} , не могут варьироваться независимо; их значения действительны только в том случае, если они оба находятся в треугольнике OBC.

1.3 Результаты исследования и их анализ

Расчет проводился в симметричной постановке, с учетом уравнения энергии с использованием модели турбулентности $k - \varepsilon$, модель $k - \varepsilon$ realizable с масштабируемыми пристеночными функциями. Расчетная сетка для задачи выглядит так. Модель турбулентности, используемая в расчете: k-epsilon

Решатель: было подключено уравнение энергии, излучение-модель дискретных ординат.

На рисунке 1.3 изображено распределение температуры. Мы видим фронт и дальше он будет уменьшаться. Фронт уменьшается, поскольку такой тяги данного заряда нет, которая была в начале. На рис.1.4 изображен график распределения температуры. На рис.1.5 мы видим, что наш поток может превышать 1 МВт m^2 , что в принципе вполне себе возможно. На

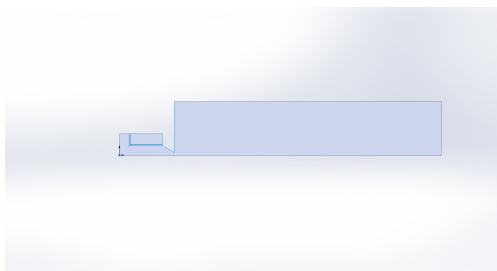


Рисунок 1.1 – Геометрия рассчитываемого порохового заряда

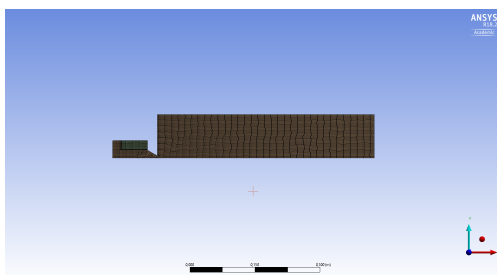


Рисунок 1.2 – Расчетная сетка порохового заряда

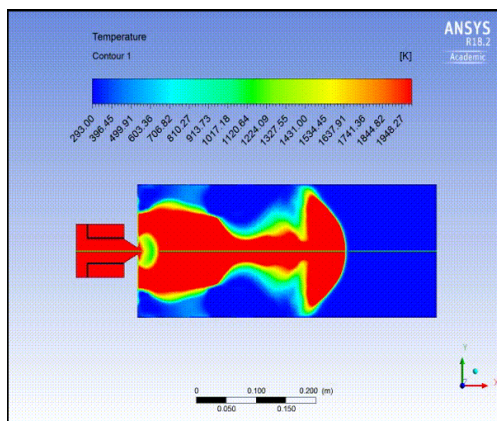


Рисунок 1.3 – Распределение температуры

рис.1.6 изображен график распределения давления.Здесь мы видим вполне физические результаты.

1.4 Твёрдые ракетные топлива

Все заряды твёрдого топлива по внешнему виду представляют собой плотные твёрдые тела. Ракетные пороха как правило имеют тёмно-коричневый цвет и по внешнему виду похожи на роговидное вещество.

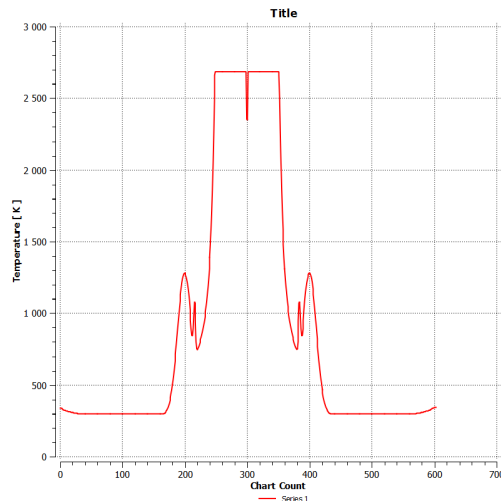


Рисунок 1.4 – График распределения температуры

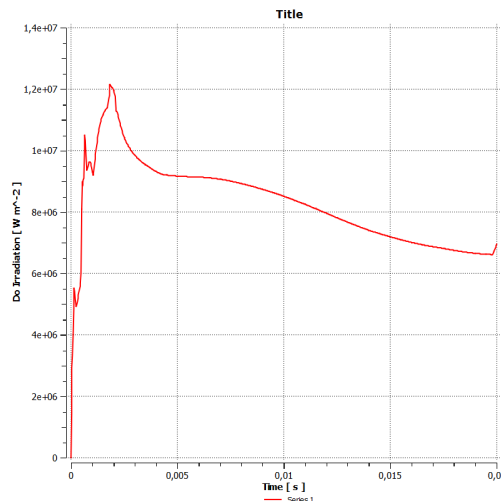


Рисунок 1.5 – График распределения лучистого излучения

Смесевые топлива бывают чёрного и чёрно-серого цвета в зависимости от цвета горючего и добавок, и обычно подобны сильно завулканизированной резине, но менее эластичны и более хрупки.

1.4.1 Смесевые топлива

Обширное использование в РДТТ за последние 30 лет получили смесевые топлива, представляющие механическую смесь кристаллического окислителя в виде мелких частиц размером $10^1 \dots 10^2$ мкм и органических полимеров (полисульфидов, полиуретанов, полибутадиенов и др.). Последние являются горючим и одновременно связующим, придающим топливу необходимые физико-механические свойства, обеспечивающие прочность заря-

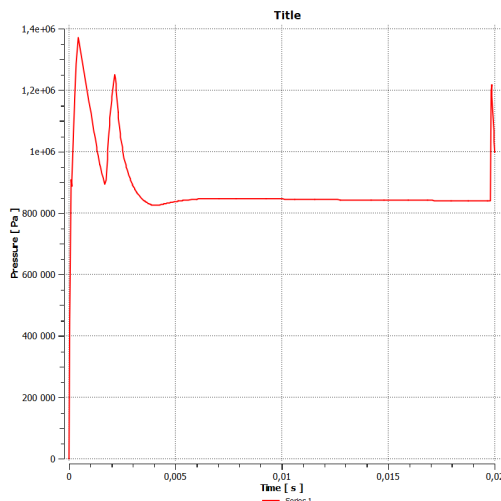


Рисунок 1.6 – График распределения давления

да при хранении и горении.

Как сказано в учебнике для машиностроительных вузов "Большинство современных смесевых ТРТ разработано на основе окислителя перхлората аммония (ПХА) NH_4ClO_4 . Это объясняется его доступностью, сравнительно невысокой ценой, а также тем, собственно что при разложении ПХА образуются лишь только газообразные соединения с небольшой молекулярной массой. Недостатком ПХА является сравнительно небольшая массовая доля свободного кислорода в молекуле, составляющая 34%. Использование в смесевых топливах окислителей с высоким содержанием кислорода (>60%), таких как перхлораты нитрония NO_2ClO_4 и нитрозила $NOClO_4$ затруднено вследствие их плохой сопоставимости с горючим компонентом."

¹

Для топлив на основе ПХА и обычных полимерных связующих характерна низкая степень зависимости скорости горения от давления и начальной температуры и сравнительно высокие энергетические характеристики. При уменьшении размеров частиц окислителя наблюдается значительное повышение скорости горения. Например, для топлив, содержащих 24% связующего и 76% ПХА при уменьшении размеров частиц окислителя от 100 до 5 мкм скорость горения увеличивается от 8,5 до 26,4 мм/с. Топлива на основе перхлората калия КС104 имеют высокую плотность, но пониженный удельный импульс тяги ($I_y = 1800...2200$ м/с) и высокое значение показателя степени ν в формуле скорости горения. Перхлорат лития обладает хорошими энергетическими характеристиками, однако вследствие его гигроскопичности и дороговизны внедрение его в производство ТРТ затруднено. Из нитратов в производстве ТРТ распространен нитрат аммо-

¹ Абугов Д.И. Бобылев В.М. ТЕОРИЯ И РАСЧЕТ РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ ТВЕРДОГО ТОПЛИВА. МОСКВА. "МАШИНОСТРОЕНИЕ" 1987. С.20.

ния (селитра). Топливо на основе его эффективно, когда необходимо иметь небольшую скорость горения и умеренные температуры в камере сгорания. К недостаткам рассматриваемого топлива следует отнести сравнительно низкий удельный импульс $I_y < 2000 \text{ м/с}$, пониженную плотность, гигроскопичность, а также повышенную температурную чувствительность.²

1.4.2 Баллистные топлива

Химическую основу баллиститных топлив составляют органические соединения, включающие богатые кислородом нитро- или нитратные группы. В баллиститном топливе и горючее (элементы С и Н), и окислитель (О), входят в структуру одной молекулы. Одним из главных компонентов баллиститного топлива, определяющим его механическую структуру, является нитроклетчатка - продукт нитрации целлюлозы. Предельное содержание азота в нитроцеллюлозе при замещении всех гидроксильных групп целлюлозы нитратными группами $[C_6H_7O_2(ON O_2)_3]$ составляет 14,4%. Для производства баллиститных ТРТ может применяться нитроклетчатка с содержанием азота от 11,5 до 13,8%. Чем выше степень нитрации, тем выше кислородный баланс нитроклетчатки, тем выше ее теплота разложения, определяемая формулой

$$Q = 675n_N - 4620 (\text{кДж/кг}),$$

где n_N - процентное содержание азота в нитроцеллюлозе. Однако с ростом n_N снижается стабильность топлива при хранении и возрастает взрывоопасность при производстве зарядов. Вторым обязательным компонентом баллиститного топлива является растворитель (пластификатор). Нитроклетчатка образует с растворителем пластичную массу, из которой можно методом проходного прессования (один из наиболее широко распространенных современных методов) изготавливать заряды желательной формы. Обычно используют труднолетучие растворители: нитроглицерин $C_3H_5(ON O_2)_3$, диэтиленгликольдинитрат $(C_4H_8O(ON O_2)_2)$, динитротолуол и другие. Топлива на основе этих растворителей и называют баллиститными. Носителем избыточного кислорода (относительно стехиометрии самого растворителя) является нитроглицерин. Энергетические характеристики топлива улучшаются с увеличением содержания в топливе нитроглицерина.

Предельное содержание нитроглицерина в топливе не превышает 45%, так как при большом его содержании резко снижаются физико-механические свойства топлива и допустимые сроки хранения. . Перечисленные растворители, как и нитроцеллюлоза, являются активными компонентами; ввиду наличия двух основных энергетических компонентов эти

²Абугуов Д.И.Бобылев В.М. ТЕОРИЯ И РАСЧЕТ РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ ТВЕРДОГО ТОПЛИВА. МОСКВА. "МАШИНОСТРОЕНИЕ 1987.С.20.

топлива иногда называют двух-основными. Для получения необходимых физико-химических и физико-механических свойств в топливо вводят различные добавки.[1, с. 18]

При хранении двухосновного топлива происходит постепенное разложение нитроцеллюлозы с выделением окислов азота, являющихся катализаторами разложения нитроцеллюлозы. Чтобы затормозить процесс разложения и тем самым повысить стабильность топлива и собственно сроки хранения, в топливо вводят специальные вещества, называемые стабилизаторами. Стабилизаторы, вступая в химическую реакцию с окислами азота, связывают их, уменьшая тем самым автокаталитическое действие их на нитроцеллюлозу. В качестве стабилизаторов в современных двухосновных топливах применяют этилцентралит $C_{17}H_{20}ON_2$ и дифениламин $C_{12}H_{11}N$. Для повышения термопластичности нитроцеллюлозы при прессовании в состав топлива вводят технологические добавки - пластификаторы: воск, вазелин, минеральные масла и другие вещества. Пластификаторы увеличивают эластичность зарядов и уменьшают чувствительность к детонации. В топливо могут вводиться специальные вещества, служащие катализаторами горения. Их вводят для увеличения скорости горения и устойчивости процесса горения при минимальном давлении, а также для повышения полноты сгорания. В качестве катализаторов применяют окислы свинца и титана, серноокислый калий и другие.³

³Абуглов Д.И.Бобылев В.М. ТЕОРИЯ И РАСЧЕТ РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ ТВЕРДОГО ТОПЛИВА. МОСКВА. "МАШИНОСТРОЕНИЕ 1987.С.17.

2 Нестационарные и неустойчивые режимы в ДУ

2.1 Классификация нестационарных процессов

К нестационарным процессам работы двигательной установки относят быстропротекающие процессы, связанные с штатным функционированием двигателя. К числу этих процессов следует отнести:

- воспламенение заряда и выход двигателя на режим;
- для многорежимных двигателей переход с одного квазистационарного режима на другой для многорежимных двигателей;
- период окончания работы двигателя, когда происходит догорание остатков топлива;
- режимы, связанные с реверсом или обнулением тяги, при которых резко изменяются условия горения заряда;
- процессы, происходящие в камере при гашении заряда (например, впрыском охладителей).

В ряде случаев, нестационарные процессы являются инициаторами спонтанно возникающих неустойчивых процессов, в других случаях нестационарные процессы специально реализуются в модельных двигательных установках для изучения работы топлива в нестационарных условиях.

2.2 Неустойчивость рабочего процесса

2.2.1 Термоакустические эффекты

Возможность возбуждения акустических колебаний горением или иными формами теплоподвода была установлена в экспериментальных работах XIX века. Сюда относится явление "поющего пламени" и труба Рийке в которой при подводе тепла с помощью нагретой сетки возбуждается звук [8].

Маллар и Ле-Шателье обнаружили явление перехода от плавного распространения пламени в длинной трубе к режиму вибрационного горения [9].

В этих академических опытах термическое возбуждение звука происходила на частотах, соответствующих собственным частотам труб и каналов. Это давало основания строить модель явления в виде акустического процесса, протекающего в данной геометрии, для которого горение или теплоподвод осуществляют положительную обратную связь.

В полной мере с проблемой акустической неустойчивости систем с теплоподводом столкнулись при создании жидкостных и твердотопливных двигателей, воздушно-реактивных двигателей и высокофорсированных топок электростанций.

Вопросам теоретической и экспериментального исследования проблем неустойчивого горения в двигателях на твердом топливе посвящены работы. Сборники работ по материалам конференций [10, 11, 12].

2.2.2 Качественные характеристики неустойчивости рабочего процесса в ДУ

Неустойчивость рабочего процесса (НРП) ракетного двигателя или неустойчивость горения в ракетном двигателе проявляется в самопроизвольных колебаниях с большой амплитудой параметров, определяющих рабочий процесс РД (давления, скорости, температуры газа и жидкости и т. д.), относительно их средних значений.

Неустойчивый режим работы РД характеризуется участком развития колебательного процесса (занимает около 0.01 – 0.2 с) и участком автоколебаний, т.е. самоподдерживающихся нелинейных периодических колебаний постоянной амплитуды. При НРП колебательными системами являются в основном газ или жидкость, заполняющие объемы ДУ (камера сгорания, газогенератор, газоподогреватели, топливные магистрали и т.д.).

Почти во всех случаях колебательный процесс поддерживается непосредственно за счет тепловой энергии, выделяющейся при горении ракетного топлива. При этом поступление энергии в колебательную систему регулируется обратной связью, имеющейся между колебательной системой и источником энергии. Механизмов этой связи достаточно много, и они довольно сложны.

При неустойчивости рабочего процесса колебательный процесс совершается на частотах, совпадающих с собственными частотами колебательных систем, значения которых обратно пропорциональны линейным размерам объемов, занимаемых газом или жидкостью, и прямо пропорциональны скорости распространения звука в среде. В цилиндрических объемах, к которым можно отнести в первом приближении большинство камер РД, могут наблюдаться продольные и поперечные (тангенциальные и радиальные) колебания.

В зависимости от их частоты в РД различают низко-, средне- и высокочастотные автоколебания и соответственно такие же виды неустойчивости рабочего процесса. Следует особо отметить, что регистрируемая частота колебаний, рассматриваемая безотносительно, т. е. без учета размеров, тяги РД, еще не определяет тип неустойчивости рабочего процесса.

Так, например колебания с частотой 2000 Гц соответствуют для

небольшого РД низкочастотной неустойчивости, а для крупного РД – высокочастотной. Горение ракетного топлива при наличии автоколебаний называется пульсационным (вибрационным, резонансным) горением.

Низкочастотная неустойчивость рабочего процесса (НЧ-неустойчивость) наблюдается чаще всего в ЖРД (для РД с тягой 0,1 – 5 МК проявляется в диапазоне частот 1 – 100 Гц). Она определяется в основном связью процесса горения с гидродинамическими процессами в системе подачи топлива и скоростью подвода топлива в камеру (газогенератор).

Низкочастотная неустойчивость рабочего процесса часто является причиной опасных продольных упругих колебаний корпуса ракеты (собственные частоты продольных колебаний для больших ракет составляют 5 – 20 Гц), а также колебаний тяги, развиваемой РД (связаны с колебаниями давления в камере). Колебания конструкции могут усиливаться кавитационными колебаниями в питающих магистралях ДУ на входах в центробежные насосы ЖРД.

К низкочастотной неустойчивости рабочего процесса относится также неустойчивость систем автоматического регулирования (для РД с тягой 0,1 – 5 МН наблюдается в диапазоне 20 – 100 Гц). Среднечастотная неустойчивость рабочего процесса (неустойчивость рабочего процесса промежуточной частоты) проявляется обычно в ЖРД и характеризуется наличием продольных колебаний в таких контурах, как ГГ – подводящие магистрали (или форсунки), газовод – камера сгорания и др. Эти колебания лежат в диапазоне частот 100 – 1000 Гц (для РД с тягой 0,1 – 5 МН). Среднечастотная неустойчивость рабочего процесса обусловлена в основном связью процесса горения с гидродинамическими процессами в системе подачи топлива и процессом смесеобразования в камере (в том числе в форсунках), а также зависимостью скорости горения от давления.

Высокочастотная неустойчивость рабочего процесса (ВЧ-неустойчивость, возникает в ЖРД и РДТТ и характеризуется поперечными колебаниями газа в камере сгорания с частотой свыше 1000 Гц (для РД с тягой 0,1 – 5 МН). ВЧ-неустойчивость определяется связью колебаний давления с процессами тепло- и массоподвода при горении.

При неустойчивости рабочего процесса регистрируются колебания давления частотой 5 – 15 000 Гц и амплитудой 5 – 100% от номинального давления в камере сгорания РД, а вибрационные перегрузки элементов конструкции достигают 1000 g. При этом могут быть превышены пределы прочности конструкции РД и ракеты, а также пределы работоспособности установленной аппаратуры. В камерах сгорания при неустойчивости рабочего процесса часто происходит срыв пограничного слоя газа у стенок, что приводит к прогару камер и взрыву РД.

В РДТТ может наблюдаться также увеличение скорости горения топлива, приводящее к нерасчетному возрастанию тяги и соответствующему

сокращению времени работы двигателя. Наибольшую опасность представляет ВЧ неустойчивость, носящая ярко выраженный разрушительный характер.

Борьба с неустойчивости рабочего процесса производится путем изменения характеристик колебательной системы, ослабления взаимодействия между колебаниями и поддерживающими их процессами, а также путем демпфирования колебаний.

В частности, колебания низкой и средней частоты в ЖРД устраняются повышением перепада давления на форсунках камеры и газогенератора, изменением схемы смещения топлива, размеров магистралей подачи и объема зоны горения, установкой дросселирующих элементов (шайб) и демпферов.

Иногда ограничиваются только снижением интенсивности колебаний до безопасного уровня.

Борьба с ВЧ-неустойчивостью производится в ЖРД изменением схемы распыления топлива в камере, введением в них турбулизаторов газового потока, устройством акустических поглотителей (типа полостей и пористых вставок, окружающих зону горения) и установкой антипульсационных перегородок. Последние представляют собой пластины (большей частью радиальные и кольцевые), устанавливаемые на огневом днище форсуночной головки камеры (а иногда и ГГ), перпендикулярно днищу. Роль перегородок могут выполнять выступающие удлиненные форсунки. Антипульсационные перегородки широко используются в ЖРД.

ВЧ-неустойчивость РДТТ устраняют: введением в камеру акустических поглотителей; добавлением в топливо порошков, выполняющих ту же функцию, что и поглотители; увеличением или уменьшением размера частиц отдельных топливных компонентов; изменением геометрической формы топливного заряда, а также созданием в нем отверстий, вызывающих утечку колебательной энергии из резонансной полости внутреннего канала во внешнее пространство т.д.

В то время как методы устранения низко- и среднечастотной - неустойчивости рабочего процесса отработаны в удовлетворительной степени, ВЧ-неустойчивость представляется сложной и недостаточно изученной проблемой и нередко является трудно преодолемым препятствием при создании РД.

2.2.3 Неустойчивость рабочего процесса в РДТТ

В двигателях, работающих на твердом топливе, при некоторых условиях наблюдается аномальное повышение давления в камере сгорания[13]. Это явление иногда называется резонансным горением, неустойчивостью горения и является причиной возникновением вторичных пиков давления.

На рис. 2.1 из [13, стр. 352] приводятся типичные кривые аномального горения в модельных двигателях с зарядами различной формы. Вторичные пики давления являются следствием увеличения скорости горения, которое не может быть объяснено обычной эрозией. Такое аномальное горение связывают с динамической неустойчивостью взаимодействия между газовой фазой и поверхностью горения. Появление пиков давления связывается с колебаниями газа в камере сгорания. Как установлено в специальных исследованиях с тушением зарядов во время развития неустойчивости, их поверхность на этом режиме горения перестает быть гладкой, покрывается сильной рябью или выщербленами. Иногда различаются волны на поверхности с большой амплитудой и периодические выемки.

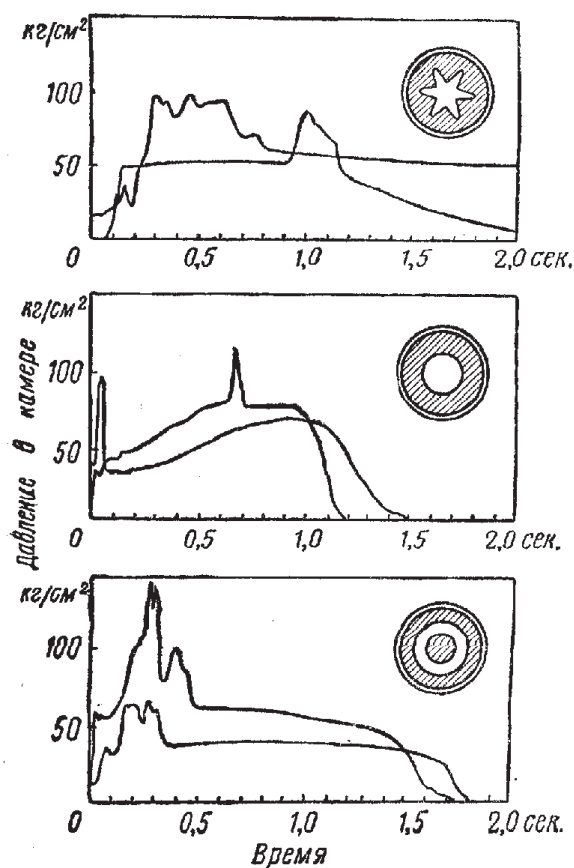


Рисунок 2.1 – Типичные примеры возникновения вторичных пиков давления при сгорании. По [13, рис. 6.31]

Экспериментально было установлено, что рост среднего давления в камере при вибрационном горении сопровождается развитием высокочастотных колебаний давления, которые соответствуют одной из форм собственных колебаний столба в свободном объеме камеры. Заметим, что объем газа, даже для наиболее простой формы полости – цилиндрической, является сложной колебательной системой, допускающей различные формы

колебаний – продольные, тангенциальные, радиальные – так называемые моды колебаний. Основными в развитии резонансного горения являются продольные и тангенциальные моды. Вибрационное горение может быть объяснено тем, что горящая поверхность топлива является элементом системы, который в силу физико-химических процессов горения, обеспечивает резонансный подвод энергии в колебательную систему газового столба.

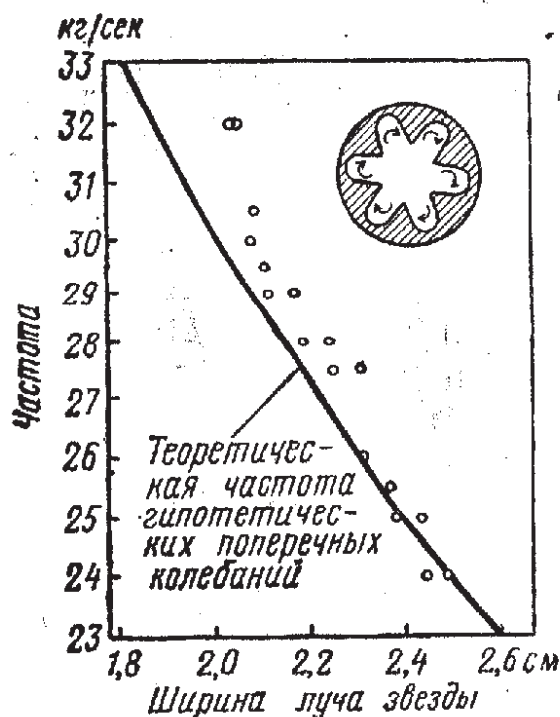


Рисунок 2.2 – Частота колебаний в лучах звезды. По [13, рис. 6.32]

Неустойчивость горения возникает только в некоторые моменты времени, связанные с определенным соотношением геометрических характеристик объема камеры сгорания и обусловлена также и свойствами конкретного топливного состава. Имеется предположение, что очаги возникновения неустойчивого горения находятся в местах пучностей стоячих волн давления, температуры и плотности.

Некруговая форма поперечного сечения по мнению некоторых исследователей, способствует более плавному протеканию процесса горения.

Поперечные выступы (как это имеет место в зарядах звездчатого поперечного сечения) препятствуют образованию поля возмущенных скоростей, соответствующих поперечным модам колебаний. Однако, как это отмечено в [13, стр. 354], при этом могут возникать новые формы колебаний – высокочастотные колебания большой амплитуды, закон изменения частоты которых соответствует гипотетическому виду поперечных колебаний в лучах

звезды. В ряде исследований отмечается, резонансные явления резонансного горения чаще наблюдаются в зарядах, имеющих большее отношение длины к диаметру, чем в коротких зарядах.

В резонансном горении существенной является роль первоначального источника возмущений газодинамических параметров, которые впоследствии могут быть усилены процессом горения. Форма поверхностей и конструктивных элементов, находящихся в потоке газа, также играет определенную роль в развитии вибрационного горения. При обтекании потоком плохообтекаемых тел, за ними образуются вихревые дорожки Кармана с вполне определенной частотой срыва вихрей. Иногда эти вихри слишком низкую, для того чтобы быть усиленными процессом горения, в этих случаях аэродинамическое несовершенство конструкции выступает стабилизирующим фактором. В то же время, плавные входы в каналы могут генерировать широкий спектр частот возмущений, в котором найдутся полосы, усиливаемые процессами на горящих поверхностях топлива. Поэтому дать однозначные рекомендации по организации газового тракта не представляется возможным.

Склонность зарядов к образованию вибрационного горения зависит от химического состава топлива. Некоторые составы никогда не обнаруживают склонности к резонансному горению, в других случаях такое горение наблюдается практически всегда, пока не будут предприняты некоторые меры по подавлению неустойчивостей процесса.

Топлива с низкими энергетическими характеристиками (например, медленно горящие среднекалорийные двухосновные топлива, а также смеси комбинированные на основе перхлората калия, нитрата аммония или пикрата аммония) не обнаруживают тенденций к неустойчивому горению. Подавление неустойчивости высокоэнергетичных композиций осуществляется снижением их энергетики путем частичной замены перхлората аммония менее эффективным окислителем.

Другим способом подавления неустойчивости, который не снижает энергетических характеристик топлива, является добавление в состав присадок (углерода, алюминия, магния) в тонкодисперсном виде. Механизм этого явления связывается с потерями энергии в колебательной системе на малых оксидных частицах, которые образуются при горении металлов.

Законченной теории вибрационного горения пока не построено и основные результаты получаются при использовании экспериментальных методов исследования конкретных рецептур на их склонность к образованию режима вибрационного горения.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Главной целью данной курсовой работы является рассмотрение и исследование основных видов ракетного топлива. В своей курсовой работе я рассматривал баллистные и смесевые топлива. Серьезным недостатком СРТТ на основе ПХА является их токсичность, т.к. при его сгорании выделяется большое количество токсичного хлора и хлористого водорода. Например, при старте корабля «Спейс Шаттл» при работе твердотопливных ускорителей в атмосферу выбрасывается около 2 тонн хлора и 210 тонн хлористого водорода, которые оказывают вредное воздействие на окружающую среду.

Поэтому, чтобы облегчить использование СРТТ в мирных целях, ведутся большие работы как у нас, так и за рубежом по замене ПХА на экологически чистые окислители: аммонийная соль динитроазовой кислоты (АДНА), аммиачная селитра.

БТРТ имеют достаточно широкую сырьевую и промышленную базы и успешно применяются в ракетных двигателях РСЗО, ЗУР, ПТУРС, авиационных ракет, вспомогательных двигателях для космических объектов, двигателях и устройствах специального назначения (газогенераторах, ПАД, МГД-генераторах и др.). Составы, близкие к БТРТ, применяют в качестве порохов ствольных систем, а также для решения народно-хозяйственных задач (тушения пожаров, запуска дизельных двигателей, экстренного торможения железнодорожных составов и морских судов, зондирования земной коры).

СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННЫХ ИСТОЧНИКОВ

1. Абугов Д. И., Бобылев В. М. А17 Теория и расчет ракетных двигателей твердого топлива. Учебник для машиностроительных вузов.- М.: Машино-строение, 1987. - 272 с.
2. Волков К.Н., Емельянов В.Н., Зазимко В.А. Турбулентные струи: статистические модели и моделирование крупных вихрей. Москва: Физматлит, 2013.
3. Волков К.Н., Емельянов В.Н. Вычислительные технологии в задачах механики жидкости и газа. Москва: Физматлит, 2012. 468 с. ISBN 978-5-9221-1438-7
4. Волков К.Н., Емельянов В.Н. Моделирование крупных вихрей в расчетах турбулентных течений. Москва: Физматлит, 2008. 364 с. ISBN 978-5-9221-0920-8.
5. Волков К.Н., Емельянов В.Н., Курова И.В. Нестационарные турбулентные двухфазные течения в камерах сгорания РДТТ. Труды VII Всероссийской конференции по внутрикамерным процессам и горению в установках на твердом топливе и ствольных системах (ICOS-2011), 29-31 марта, Ижевск, Россия. Ижевск: Изд-во ИПМ УрО РАН, 2011. С. 94-112.
6. Моделирование акустической неустойчивости в камере ракетного двигателя твердого топлива. Известия Томского политехнического университета. Инжиниринг георесурсов. Р. Мырзакулов*, М.Ж. Козыбаков**, К.О. Сабденов. 2006. С. 109-113.
7. Нестационарные процессы горения в ракетных двигателях. Итоги науки и техники. Авиационные и ракетные двигатели. /Под ред. А.З. Чулкова. Т.2. М.: ВИНТИ, 1977. – 199 с.
8. *Рэлей (Дж. В. Стрэтт)* Теория звука. Т. 1,2. М.-Л.: Гостехиздат, 1940.
9. *Раушенбах Б.В.* Вибрационное горение. М.: ФМ, 1961. – 500 с.
10. Solid Propellant Rocket Research./Ed. by M. Summerfield. – Progress in Aeronautics and Rocketry. Vol. 1. Academic press. New York-London 1960.
11. Fundamentals of Solid-Propellant Combustion. Solid Propellant Rocket Research./Ed. by K.K. Kuo and M. Summerfield. – Progress in Aeronautics and Aeronautics. Vol. 90. AIAA, New York, 1984.
12. Nonsteady Burning and Combustion Stability of Solid Propellants. /Ed. by L.D. Luca, E.W. Price and M. Summerfield. – Progress in Aeronautics and Aeronautics. Vol. 143. AIAA, New York, 1992.
13. *Баррер М., Жомотт А., Вебек Б.Ф., Ванденкеркхове Ж.* Ракетные двигатели. - М.: Оборонгиз, 1962. – 799 с.
14. *Зельдович Я.Б., Лейпунский О.И., Либрович В.Б.* Теория нестационарного горения пороха. М.: Наука, 1975. – 131 с.
15. *Новожилов Б.В.* Нестационарное горение твердых ракетных топлив. М.: Наука, 1973. – 176 с.