

УДК: 629.7.036.22.001(024)

DOI: 10.53816/20753608_2022_2_76

**ОРГАНИЗАЦИЯ ПРОЦЕССА ГОРЕНИЯ ПОТОКА ПРОДУКТОВ ГАЗОГЕНЕРАЦИИ
В КАМЕРЕ ДОЖИГАНИЯ РАКЕТНО-ПРЯМОТОЧНОГО ДВИГАТЕЛЯ НА
ТВЕРДОМ ТОПЛИВЕ**

**ORGANIZATION OF THE COMBUSTION PROCESS OF THE GAS GENERATION
PRODUCTS FLOW IN THE AFTERBURNING CHAMBER
OF A SOLID FUEL ROCKET ENGINE**

Чл.-корр. РАРАН В.А. Сорокин, А.Н. Логинов, В.П. Францкевич, А.Ю. Норенко

АО «МКБ «Искра»

V.A. Sorokin, A.N. Loginov, V.P. Frantskevich, A.I. Norenko

В данной работе приведены некоторые сведения о путях возможного повышения полноты сгорания борсодержащего топлива в условиях камеры дожигания и камеры газогенератора, представлены конструкторские решения и теоретические расчеты для летательного аппарата, работающего в широком диапазоне высот и скоростей полета. Рассмотрена организация потока в камере дожигания ракетно-прямоточных двигателей на борсодержащем твердом топливе в зависимости от особенностей его горения. На основе анализа экспериментальных исследований по определению характеристик горения частиц бора и испытаний, проводимых с борсодержащими твердыми топливами, предложено конструктивное решение по организации подвода воздуха в камеру дожигания для обеспечения эффективного процесса догорания продуктов первичной газогенерации твердого топлива в комбинированном ракетно-прямоточном двигателе.

Ключевые слова: камера дожигания, твердое ракетное топливо, воздухозаборное устройство, бор, ракетно-прямоточный двигатель.

This paper provides some information on the ways of a possible increase in the completeness of combustion of boron-containing fuel under the conditions of the afterburner and the gas generator chamber; design solutions and theoretical calculations for an aircraft operating in a wide range of altitudes and flight speeds are presented. The organization of the flow in the afterburning chamber of ramjet rocket engines on boron-containing solid fuel is considered, depending on the features of its combustion. Based on the analysis of experimental studies to determine the combustion characteristics of boron particles and tests carried out with boron-containing solid fuels, a constructive solution is proposed for organizing air supply to the afterburner to ensure an effective afterburning of the products of primary gas generation of solid fuel in a combined ramjet rocket engine.

Keywords: afterburner, solid propellant, air intake, boron, ramjet rocket engine.

Введение

Ввиду своих высоких потенциальных энергетических характеристик в качестве основной энергетической добавки к топливу в ракет-

но-прямоточных двигателях на твердом топливе используется бор. Однако существует проблема при практической реализации горения борсодержащего топлива в кислороде воздуха, заключающаяся в трудности воспламенения и горения ча-

стиц бора, в связи с чем фактическая полнота сгорания подобных топливных составов в условиях камеры дожигания (КД) остается невысокой, не позволяя получить теоретически возможный энергетический эффект реакции бора с кислородом. Существует два возможных подхода к повышению энергетики двигателя: химический и конструктивный. Оба этих подхода можно комбинировать и применять одновременно. К числу химических методов относятся рецептурные добавки к составу топлива, например легкоплавкие металлы для повышения температуры, катализаторы, промоутеры горения бора, поверхностное покрытие частиц, грануляция. Ко второму методу относятся различные изменения конструкции газодинамического тракта, например, дополнительный воздушный канал или отбойник для дробления агломерированных частиц.

Типовая схема летательного аппарата с ракетно-прямоточным двигателем (РПД) на твердом топливе представлена на рис. 1.

Конструкция состоит из газогенератора маршевого топлива 1, содержащего твердотопливный заряд; воздухозаборного устройства (ВВУ) 2; сопла ГГ 3, камеры дожигания 5, механизма входа в камеру дожигания 4.

Камера дожигания в момент старта летательного аппарата (ЛА) может содержать заряд твердотопливного ускорителя. После выгорания заряда ускорителя происходит вскрытие механизма входа ВЗУ и запуск маршевого газогенератора. В этом случае такая схема ЛА называется комбинированным ракетным прямоточным двигателем на твердом топливе (КРПД-Т) [1, 2]. Продукты газогенерации поступают в КД через отверстия регулятора расхода топлива. В камере дожигания происходит их смешение и догорание в воздухе, поступающем из ВЗУ. Механизм входа в КД обеспечивает ее герметизацию и вскрытие.

На маршевом режиме по объему КД устанавливается некоторое распределение коэффициен-

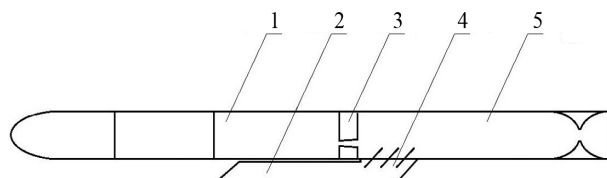


Рис. 1. Схема летательного аппарата с РПД на твердом топливе

та избытка воздуха. В районе участка подвода воздуха создается зона с повышенной концентрацией кислорода, где относительно холодный поток, понижает температуру топливной смеси. Фактически коэффициент избытка воздуха оказывает влияние на процесс горения борсодержащих конденсированных продуктов первичной газогенерации через температуру смеси продуктов газогенерации с воздухом и мольную долю кислорода в этой смеси.

Смесевое газогенераторное топливо это композиция, состоящая из горючего-связующего, окислителя, металлического горючего и различных добавок — катализаторов горения, пластификаторов, стабилизаторов. В качестве окислителя могут использоваться вещества с положительным кислородным балансом, такие как перхлорат аммония, перхлорат калия, нитрат аммония, динитрамид аммония различных фракций. Содержащиеся в топливе борные агломераты являются высокоэнергетическими компонентами топлива. Подобные топлива являются составами, обогащенными горючими элементами, с отрицательным кислородным балансом. В идеальном случае окислитель в их составе требуется, лишь для поддержания пиролиза или минимальной скорости горения заряда, необходимой для выноса горючих элементов в камеру дожигания, где они догорают, смешиваясь с воздухом.

На рис. 2 представлены значения объемной и массовой теплоты сгорания горючих и топливных композиций, а на рис. 3 — графики зависимости теоретического объемного удельного импульса для топливных газогенераторных соста-

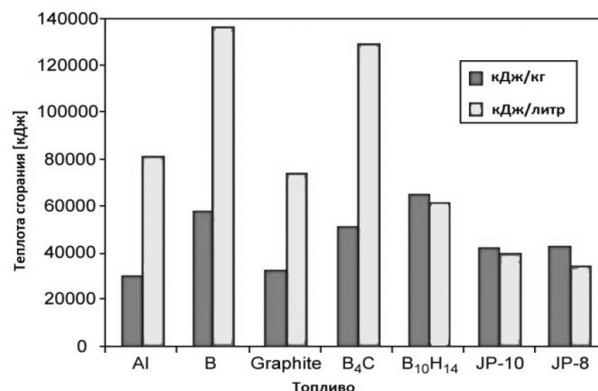


Рис. 2. Объемная и массовая теплота сгорания топлив

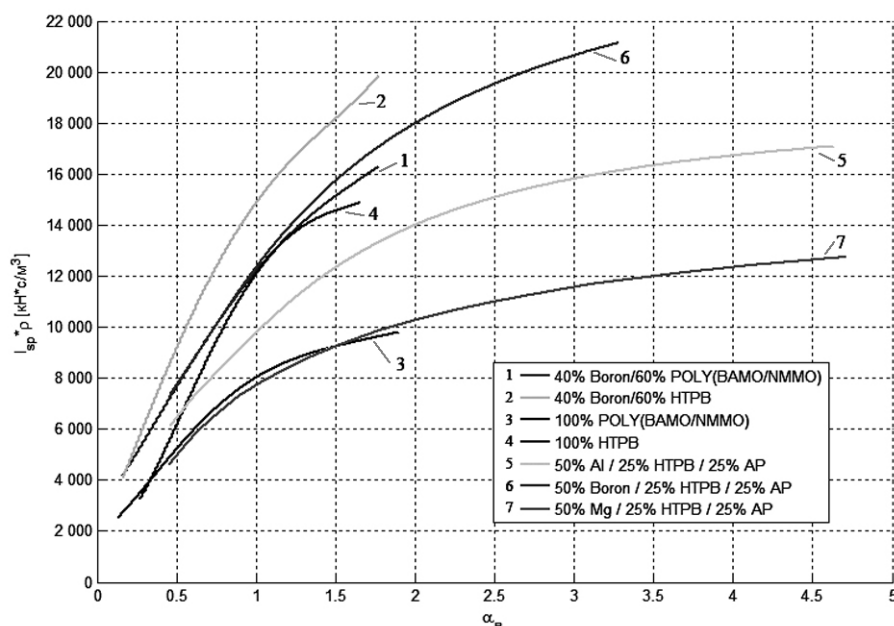


Рис. 3. Теоретический объёмный удельный импульс газогенераторных составов как функция коэффициента избытка воздуха

вов из работ [3, 4], построенных в зависимости от коэффициента избытка воздуха.

Бор существует в нескольких кристаллических и аморфных формах. Аморфные формы бора — это аморфная пудра и стеклообразное твёрдое вещество. Известно множество аллотропных соединений кристаллического бора. Наиболее устойчивая модификация β -ромбический бор, остальные модификации нестабильны, но их скорость трансформации пренебрежимо мала при комнатной температуре и поэтому все модификации могут существовать при нормальных атмосферных условиях. Самыми распространёнными формами являются кристаллический β -ромбический бор и аморфная пудра.

Элементарный бор в природе не встречается. Он входит во многие соединения и широко распространён, но его трудно получить в чистом виде. Аморфную модификацию бора получают восстановлением оксида бора магнием или алюминием. В результате этого процесса получается бор с примесями боридов этих металлов AlB_2 , AlB_{12} , MgB_2 , MgB_4 , MgB_6 . Полибориды магния и алюминия — это смеси боридов, вещества с общей химической формулой вида $Mg_m B_n$ и $Al_m B_n$. Кристаллы чистого бора трудно получить вследствие его способности к полиморфизму и тенденции бора реагировать с примесями.

Процесс горения бора изучается давно. Важные фундаментальные открытия были сделаны в 1969 году [6], когда удалось установить эффект двухстадийности процесса горения бора в кислороде. Основная причина трудности воспламенения и горения бора — это, покрывающая частицу оксидная плёнка B_2O_3 (температура кипения 2133 К), которая обычно присутствует, если частица находилась в кислородосодержащих условиях. Она препятствует дальнейшему окислению бора, в результате чего при ограниченном времени нахождения частицы в условиях камеры сгорания полнота сгорания не достигает приемлемого уровня. На сегодняшний день опубликован вариант математической модели [7, 8], описывающей реакцию отдельных частиц бора с кислородом, водой и фтором. Установлено, что важную роль на первой стадии горения частицы бора играет диффузия бора сквозь оксидную плёнку к поверхности частицы, с образованием полимерного стекловидного комплекса, который получается в результате растворения бора в его оксиде [7]. В более ранних математических моделях, наоборот, основная роль отводилась процессу диффузии кислорода к поверхности бора через жидкую оксидную плёнку. С помощью XRD (X-Ray Diffraction) анализа был опреде-

лен химический состав расплавленной оксидной плёнки, покрывающей частицу бора. Обнаружено, что при температуре 773 К начинается агломерация частиц, а при температуре 1213 К агломерированные частицы бора полностью находятся в жидком состоянии. Несмотря на то что температура плавления бора намного выше и составляет ~2450 К, этот факт объясняется полным растворением частицы бора в его оксиде.

В статье [9] приведены экспериментальные исследования по определению характеристик горения наночастиц бора (679 нм) в плоскопламенной горелке при атмосферном давлении. В процессе экспериментов обнаружены две четко выраженные стадии горения бора и эффект агломерации частиц. На рис. 4 и 5 показаны механизмы реакций, происходящих с частицей бора для стадии воспламенения и горения.

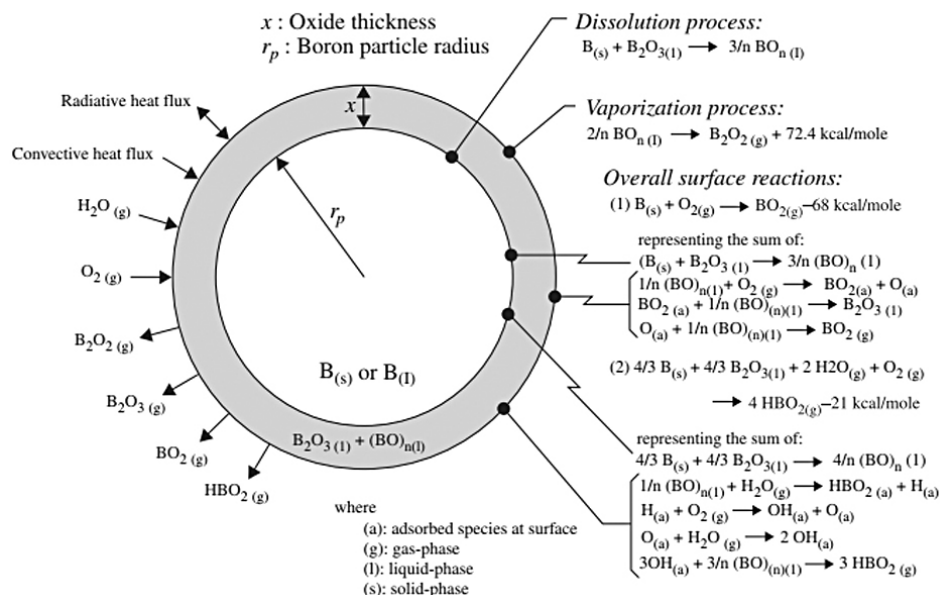


Рис. 4. Механизм первой стадии реакции отдельной частицы бора с кислородом, покрытой оксидной плёнкой (математическая модель Yeh-Кио [7, 8])

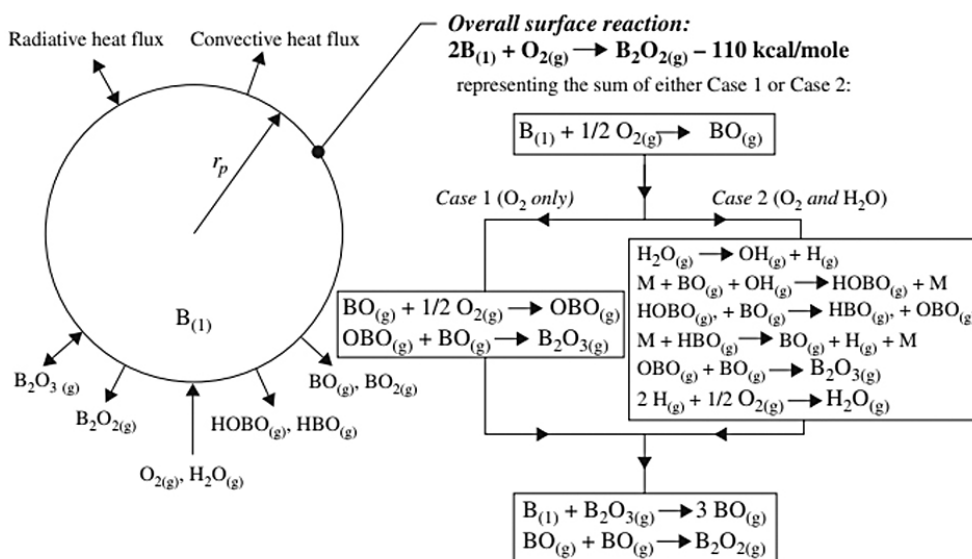


Рис. 5. Механизм второй стадии реакции отдельной частицы бора с кислородом (математическая модель Yeh-Кио [7, 8])

Время воспламенения таких частиц бора лежит в интервале от 1,5 мс до 6 мс, сильно зависит от температуры среды и относительно нечувствительно к мольной доле кислорода.

Длительность второй стадии горения бора для данных условий составляет от 1,5 мс до 3 мс, что почти вдвое короче времени воспламенения. Поэтому важно заметить, что в условиях небольшого времени пребывания частицы в КД нужно стараться сократить именно время воспламенения частицы, так как это время составляет 66% от полного времени горения. В отличие от времени воспламенения, для времени второй стадии характерна сильная зависимость от мольной доли кислорода, особенно в области низких температур среды, где этот эффект наиболее заметен. Например, при увеличении мольной доли кислорода с 0,2 до 0,3 при температуре среды 1625 К время второй стадии сокращается вдвое.

Система распределенного подвода воздуха в камеру дожигания ракетно-прямоточного двигателя на твердом топливе

Для реализации подобного процесса и как следствие увеличения полноты сгорания боросодержащего топлива в условиях камеры дожигания, в конструкции РПД на твердом топливе применяют механизм для распределения воздуха, поступающего в двигатель из ВЗУ. Подобное конструкторское решение ещё называют распределённой подачей воздуха [10, 11].

Для обеспечения эффективного процесса догорания продуктов первичной газогенерации боросодержащего твердого топлива в РПД необходимо организовать подвод воздуха, который бы обеспечивал образование рециркуляционных зон в камере дожигания, обладающих характерными условиями, необходимыми для воспламенения частиц бора. На рис. 6 представлена схема летательного аппарата с предлагаемым механиз-

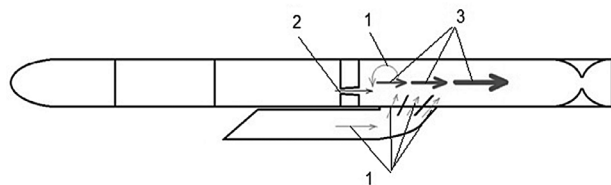


Рис. 6. Схема летательного аппарата с ПВРД на твердом топливе с механизмом распределения воздуха

мом распределения воздуха. Стрелками 1 обозначен воздух, стрелкой 2 — продукты газогенерации и стрелками 3 высокотемпературные продукты их взаимодействия. Размер стрелок 2 показывает количество тепла, образующегося в ходе реакции.

В предлагаемой схеме (рис. 6) распределенная подача воздуха обеспечивается наличием трех окон в камере дожигания с направляющими, установленными под разными углами, — это позволяет уменьшить локальный коэффициент избытка воздуха в передней части КД и создать мощную турбулентную зону, которая обеспечит реализацию условий повышения полноты дожигания топлива на основе бора в КД РПД. Время горения бора можно заметно уменьшить, создав зону высокой температуры, а затем увеличить мольную долю кислорода.

В проводимых исследованиях изучалось влияние распределительного устройства подачи воздуха на образование рециркуляционных зон и на смешивание продуктов первичной газогенерации с воздухом, а также влияние распределенной подачи воздуха на его течение в КД.

Было подготовлено две 3D модели камеры дожигания с различными вариантами подвода воздуха, также эти варианты рассматривались с устройством входа в КД и без него. Расчет течения продуктов газогенерации выполнялся с использованием системы уравнений Навье — Стокса, описывающей движение газа в трехмерной постановке. Результаты расчета течения воздуха и конденсированных продуктов газогенерации в камере дожигания представлены на рис. 7.

По результатам расчетов можно сделать вывод, что механизм распределения воздуха в камере дожигания способствует организации потока таким образом, что в донной области камеры дожигания создается высокотемпературная зона со стехиометрическим соотношением топлива и необходимого для обеспечения стехиометрии количества воздуха. Одновременно оставшаяся часть воздуха поступает во второе и третье окна, где происходит дожигание частиц бора в потоке (рис. 8).

Согласно проведенным расчетным исследованиям, в районе второго и третьего окон реализуется вторая стадия горения частиц бора, при этом эффективность горения обеспечивается

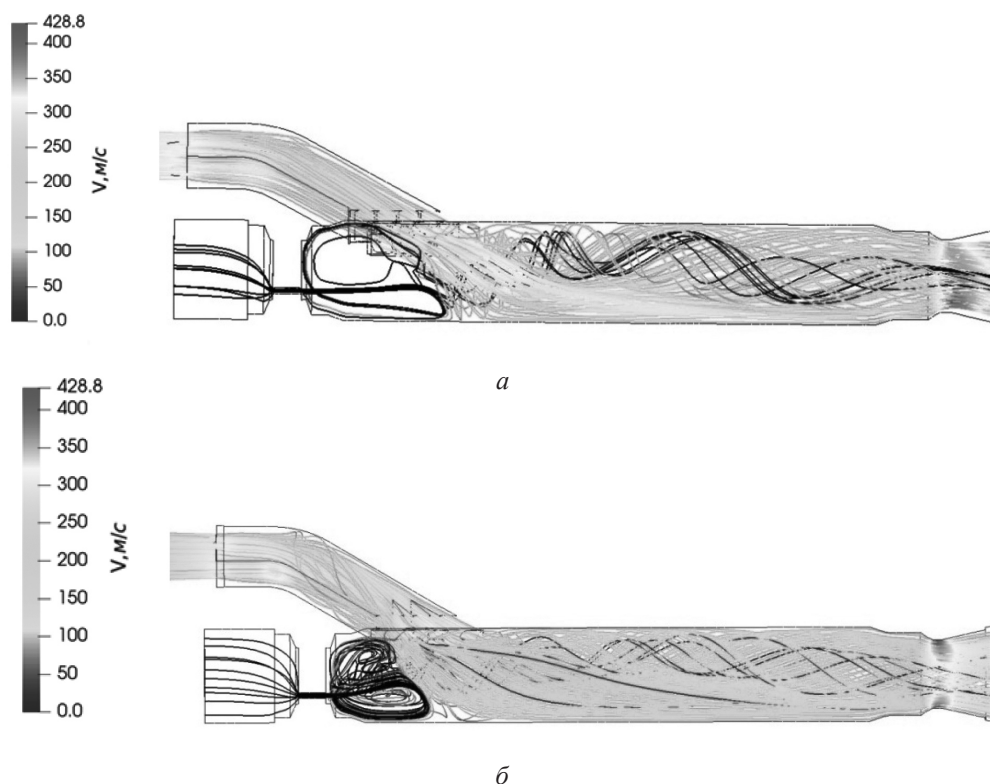


Рис. 7. Результаты расчета скоростей течения воздуха и продуктов газогенерации в камере дожигания: а — без устройства распределения; б — с устройством распределения

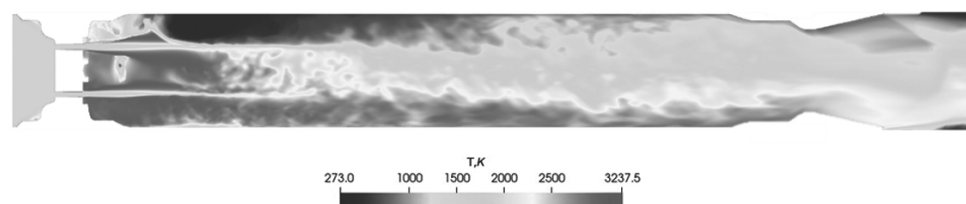


Рис. 8. Осредненные поля абсолютной температуры газовой фазы в плоскости симметрии с устройством распределения

подводом воздуха и эффективным смешением, что в свою очередь приводит к увеличению полноты сгорания генераторного газа и улучшению летно-технических характеристик ЛА. По результатам расчета были получены зависимости полноты сгорания частиц бора в камере дожигания при распределенном подводе воздуха и без него (соответственно рис. 9, 10).

Заключение

Проведенные в АО МКБ «Искра» разработки, исследования и сравнительные расчеты

двух конфигураций камер дожигания РПДТ — классического подвода воздуха и распределенного подвода воздуха — показали, что благодаря использованию предложенной конструкции устройства для распределения подвода воздуха, в донной части корпуса образуется вихревая зона повышенной температуры, а далее формируются две зоны с повышенной мольной долей кислорода воздуха. Характер течения воздуха в КД, организованный подобным образом, способствует увеличению полноты дожигания твердого борсодержащего топлива и, в конечном счете, повышению импульса тяги двигателя.

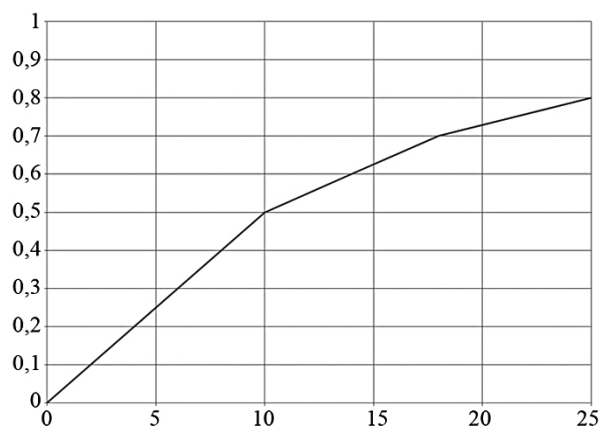


Рис. 9. Зависимость полноты сгорания частиц бора в камере дожигания при распределенном подводе воздуха



Рис. 10. Зависимость полноты сгорания частиц бора в камере дожигания без распределенного подвода воздуха

Литература

1. Сорокин В.А., Яновский Л.С., Козлов В.А. и др. Ракетно-прямоточные двигатели на твердых и пастообразных топливах. Основы проектирования и экспериментальной отработки. — М.: Физматлит, 2010. 317 с.
2. Александров В.Н., Быцкевич В.М., Верхолюмов В.К. и др. Интегральные прямоточные воздушно-реактивные двигатели на твердых топливах. Под ред. д-ра техн. наук Л.С. Яновского. — М.: ИКЦ «Академкнига», 2006. 343 с.: ил.
3. Wen-Hsin Hsieh, Arie Peretz, I.-Te Huang, Kenneth K. Kuo. Combustion Behavior of Boron-Based BAMO/NMMO Fuel-Rich Solid Propellants. J. Propulsion, JULY-AUGUST 1991. Vol. 7. № 4.
4. Alain Davenas. Solid Rocket Propulsion Technology. New York: Pergamon Press, 1993. 620 с.
5. Sanford Gordon and Bonnie J. McBride. Computer Program for Calculation of Complex Chemical Equilibrium Compositions and Applications. I Analysis. NASA Reference Publication 1311, October 1994.
6. Macek A., Semple J.M. Combustion of Boron Particles at Atmospheric Pressure. Combustion Science and Technology. P. 181–191.
7. Kenneth K. Kuo, Ragini Acharya. Applications Of Turbulent And Multiphase Combustion. John Wiley & Sons, 2012. 600 с.
8. Yeh C.L., Kuo K.K. Ignition and combustion of boron particles // Progress in Energy and Combustion Science, 1996. Vol. 22. № 6. P. 511–541.
9. Young G., Sullivan K., Zachariah Michael R., Yu Kenneth. Combustion characteristics of boron nanoparticles. Combustion and Flame, 2009. Vol. 156 (2). P. 322–333.
10. Сорокин В.А., Яновский Л.С., Ягодников Д.А. и др. Проектирование и отработка ракетно-прямоточных двигателей на твердом топливе: учебное пособие. — М.: Издательство МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2016. 317 с.
11. Сорокин В.А., Стирин Е.А., Фёдоров Д.Ю. и др. Перспективная система подвода воздуха для воздухозаборных устройств современных ракетно-прямоточных двигателей на твердом ракетном топливе Полет // Общероссийский научно-технический журнал. 2019. № 1. С. 41–44.