

однонаправленной и может работать только на уменьшение тягово-импульсных характеристик двигательной установки.

2. Для создания системы регулирования, которая могла бы работать как на снижение, так и на повышение тягово-импульсных характеристик ПВРД, необходимо создавать двигатель с заведомо неоптимальными параметрами работы.

3. Уменьшение тяги позволяет скомпенсировать последствия аномального повышения скорости горения топлива в газогенераторе.

4. Для увеличения спектра задач, решаемых регулированием режима работы ПВРД, необходимо обеспечить не только регулирование подачи воздуха, но и управление подачей горючего.

ЛИТЕРАТУРА

1. Мазинг Г.Ю., Никитина И.Е. Теория прямоточного воздушно-реактивного двигателя. В 2 ч. Ч. 1. М.: МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2006. 66 с.

2. Бондарюк М.М., Ильяшенко С.М. Прямоточные воздушно-реактивные двигатели. М.: Государственное издательство оборонной промышленности, 1958. 383 с.

3. В.Н. Александров, В.М. Быцкевич, В.К. Верховоломов. Под ред. д-ра техн. наук Л. С. Яновского. М.: ИКЦ «Академкнига», 2006. 343 с.

4. Кашин В.М., Лифиц А.Л., Немыкин В.Д. И др. Экспериментальное исследование характеристик рабочего процесса камеры сгорания прямоточного воздушно-реактивного двигателя малогабаритной ЗУР и выбор ее оптимальных параметров // «Оборонная техника». 2013. № 11-12, С. 72-81.

УДК621.455 (071.1)

И.В. Кытманов¹И.Е. Никитина²

Регулирование ПВРД ТТ изменением расхода газогенератора

Аннотация: Данная статья представляет собой результаты исследования по возможностям регулирования тягово-экономических параметров прямоточного воздушно-реактивного двигателя твердого топлива генераторной схемы. Рассматривалось регулирование через изменение расхода продуктов газификации газогенератора. Задачей исследования является выяснение возможности получения различных видов траекторий для ракет, посредством регулирования расхода газогенератора, что обеспечит выполнение образцом целого спектра военных задач.

Результаты представлены в виде графиков работы ПВРД ТТ в различных условиях полета ракеты. Проведен расчет по возможностям газогенератора ПВРД ТТ и найдены соответствующие им тягово-экономические параметры двигателя.

Ключевые слова: тактическая ракета (tactical rocket), прямоточный воздушно-реактивный двигатель (ramjet engine), регулирование тяги ракеты (thrust rocket regulation).

I.V. Kytmanov

I.Ye. Nikitina

Ram jet engine regulation by changing the flow of a gasifier

Abstract: The article presents the results of research into the possibilities of regulating thrust parameters and economic features of a solid fueled ram jet engine of a gasifier type. It examines the

¹ И.В. Кытманов – аспирант кафедры «Ракетные и импульсные системы», Московский государственный технический университет им. Н.Э. Баумана (МГТУ им. Н.Э. Баумана)

² И.Е. Никитина – кандидат технических наук, доцент. Доцент кафедры «Ракетные и импульсные системы», Московский государственный технический университет им. Н.Э. Баумана (МГТУ им. Н.Э. Баумана)

regulation by changing the flow of gasification product drain. The aim of research is to explore the possibility to obtain different types of missile trajectories through regulating the flow of the gasifier, which will ensure the performance of a whole range of military commitments by the prototype.

The results are presented by means of graphs showing the work of SF RJE under different conditions of missile travel. The article informs about calculations performed of the possibilities of a SF RJE gasifier and the findings on the corresponding thrust parameters and economic features of the engine.

Key words: tactical missile; ram jet engine; missile thrust regulation.

В настоящее время большой интерес вызывает рассмотрение возможности увеличения баллистических характеристик тактических образцов ракет за счет применения в качестве двигательных установок (ДУ) прямоточных воздушно-реактивных двигателей твердого топлива ПВРД ТТ.

Основным преимуществом прямоточных воздушно-реактивных двигателей твердого топлива (ПВРД ТТ) или ракетно-прямоточных двигателей твердого топлива (РПД ТТ) перед классическими ракетными двигателями на твердом топливе (РДТТ) и жидкостными ракетными двигателями (ЖРД) является тот факт, что в ПВРД или РПД окислитель, необходимый для реакции горения топлива, является атмосферным воздухом. Через тракт воздухозаборного устройства (ВЗУ) окислитель подается в камеру сгорания, обеспечивая достаточно высокую полноту сгорания горючего. В конечном итоге такие двигательные установки сообщают летательному аппарату импульс, на порядок больший, чем классические РДТТ или ЖРД.

Актуальность данного исследования состоит в том, что в ПВРД ТТ используется газогенераторная схема подачи горючих компонентов топлива. Эти двигатели являются одними из перспективных для использования в ракетах различных типов.

В ПВРД суммарный эффект достигается совместным горением горючего и окислителя, и достаточно в небольших пределах изменить подачу горючего для существенного

изменения импульса и тяги. Топливо для ПВРД обладает высокой энергетической способностью, что позволяет уменьшить массу необходимого топлива в сравнении с классическими двигателями.

В настоящее время актуальна задача обеспечения регулирования скорости полета и тяги двигателя для реализации на одном изделии различных вариантов траекторий полета.

Предметом исследования является реализация регулирования расхода газогенератора ПВРД на тактическом образце вооружения. На рисунке 1 приведена принципиальная схема тактического образца вооружения. Внешне образец представляет собой корпус планера аэродинамической формы с крыльями и корбочатыми воздухозаборными устройствами.

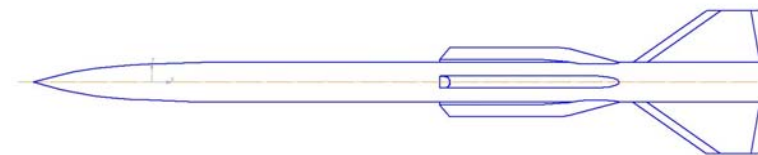


Рис. 1. Схема тактического образца вооружения

Для регулирования рассматриваем ПВРД генераторной схемы подачи горючего в камеру дожигания, который представлен на рисунке 2 и представляет собой конструкцию, состоящую из следующих основных компонентов: заряд твердого топлива 1, размещенный в газогенераторе 2, система подачи воздуха с ВЗУ 3 и камера сгорания с сопловым блоком 4.

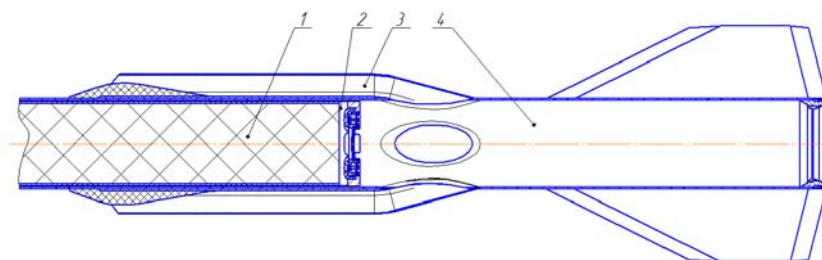


Рис. 2. Схема ПВРД генераторной схемы подачи

Одним из важнейших вопросов исследования является установление возможности реализации одним газогенератором

всего спектра необходимых траекторий. Различные варианты траекторий показаны на рисунке 3.

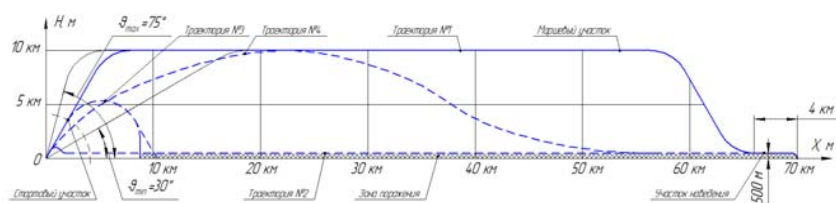


Рис. 3. Различные варианты потребных траекторий

2. Поиск необходимых баллистических параметров на опорной траектории.

Рассчитаем необходимые параметры для различных участков полета ПВРД.

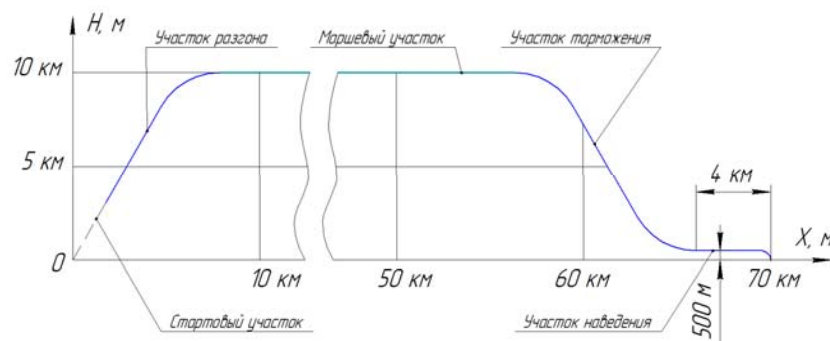


Рис. 4. Опорная траектория полета образца

2.2. Расчет маршевого участка

Расчет проводился для баллистической задачи в плоской постановке. Результаты расчета маршевого участка сведены в таблицу 2.

Таблица 2

Результаты расчета маршевого участка

Параметр	Маршевый участок
Скорость V , м/с	600
Высота H , м	10000
Число Маха M	2,003
Коэффициент силы сопротивления C_x	0,399
Местная скорость звука, м/с	299
Плотность воздуха ρ , кг/м ³	0,414
Скоростной напор q , кг/(м·с ²)	74520
Сила сопротивления X , Н	11907
Необходимая тяга P , Н	11907

Проведем расчет 2 дополнительных участков:

1) Участок прямолинейный: высота 5000 м, скорость 600 м/с – результаты расчета сведены в таблицу 3.

2) Участок прямолинейный: высота 500 м, скорость 600 м/с – результаты расчета сведены в таблицу 4.

Таблица 3

Результаты расчета дополнительного участка №1

Параметр	Участок наведения
Скорость V , м/с	600
Высота H , м	5000
Число Маха M	1,872
Коэффициент силы сопротивления C_x	0,418
Местная скорость звука, м/с	321
Плотность воздуха ρ , кг/м ³	0,737

Параметр	Участок наведения
Скоростной напор q , кг/(м·с ²)	132660
Сила сопротивления X , Н	22171
Необходимая тяга P , Н	22171

Таблица 4

Результаты расчета дополнительного участка №2

Параметр	Участок наведения
Скорость V , м/с	600
Высота H , м	500
Число Маха M	1,773
Коэффициент силы сопротивления C_x	0,435
Местная скорость звука, м/с	338
Плотность воздуха ρ , кг/м ³	1,167
Скоростной напор q , кг/(м·с ²)	210132
Сила сопротивления X , Н	36588
Необходимая тяга P , Н	36588

В результате уточненного баллистического расчета мы получили данные, необходимые для расчета ПВРД при взаимодействии с газогенератором.

3. Оценка тяговых параметров ПВРД ТТ генераторной схемы на опорной траектории

Для расчета по оценке тяговых параметров ПВРД генераторной схемы необходимо ввести несколько допущений. Из уточненного баллистического расчета стали ясны требования к регулированию и режимам работы ПВРД на различных траекториях. Необходимо реализовать одним двигателем на различных высотах различные параметры тяги, скорости ракеты. Характеристики ПВРД ТТ чрезвычайно зависят от высоты H , скорости V , коэффициента избытка воздуха α и др. В течении

полета все эти характеристики меняются и соответственно серьезно влияют на работу и процессы, происходящие в ПВРД. В переменном режиме работает не только двигатель, но диффузор воздухозаборника. Его дроссельные характеристики (C_d, C_n) также зависят от высоты H , скорости V и др. параметров. Он работает в переменном режиме. Первым допущением для нашего исследования было введение лучших показателей диффузора, которые постоянны для всех режимов полета. Стоит согласиться с тем, что таким образом мы получим некоторые погрешности в расчетах, но эти погрешности лежат в допустимых пределах.

Задача заключается в следующем: при сохранении компоновочной схемы из 4 коробчатых воздухозаборных устройств, при обеспечении беспомпажного режима работы, рассмотреть обеспечение высоких характеристик при изменении высоты и скорости полета. Позволяет ли компоновочная схема (с 4 нерегулируемыми воздухозаборными устройствами) обеспечить возможность реализовать все потребные дальности и режимы полета.

В процессе поисков решения были рассмотрены режимы работы ПВРД на различных высотах и с различными дроссельными характеристиками. Было решено, опорным режимом назначить тот, на котором ракета работает самое продолжительное время – это горизонтальный участок полета. На этом участке (на любой высоте) от двигателя, чтобы ракета сохраняла свою скорость, требуется лишь снятие лобового сопротивления. График зависимости лобового сопротивления нашего образца от высоты показан на рисунке 5.

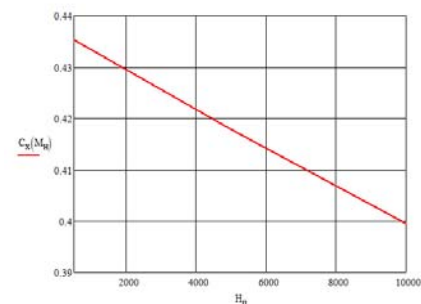


Рис. 5. График зависимости коэффициента лобового сопротивления от высоты полета

Известно, что при неизменности параметров ПВРД ТТ, с увеличением высоты коэффициент тяги C_R растет. После проведения предварительных расчетов стало ясно, что если взять опорным вариант с высотой полета $H_n = 10000$ м, то для регулирования потребуется слишком много ресурсов. Аналогичный вариант для опорной высоты в $H_n = 500$ м. Поэтому было принято решение задаться средней опорной высотой в $H_n = 5000$ м. Расчет опорного варианта ПВРД ТТ проведен и результаты расчета с компенсацией лобового сопротивления показаны в таблице 5.

Таблица 5

Результаты расчета опорного варианта ПВРД ТТ

Параметр	Значение
Коэффициент восстановления давления σ_{max}	0,7
Коэффициент расхода диффузора φ_n	0,8325
Относительная площадь входа	0,427
Относительная площадь критического сечения	0,806
Относительная площади выходного сечения сопла f_a	1,133
Теплотворная способность топлива H_u , кДж/кг	34464
Стехиометрический коэффициент L_0	7,41962
Коэффициент полноты сгорания	0,87
Коэффициент избытка воздуха α	2,7
Коэффициент тяги C_R	0,419
Коэффициент силы сопротивления C_x	0,418
Импульс I_1 , м/с	7089

В процессе решения и поиска опорного варианта был принят вариант характеристики которого показаны в таблице 5. В процессе исследования эти характеристики будут приниматься постоянными (за исключением тяги, импульса и коэффициента силы сопротивления). Это является еще одним из допущений для проектного расчета двигателя.

Одним из способов регулирования тяги двигателя является регулирование расхода газогенератора. Суммарный

расход ПВРД складывается из суммы расходов воздуха и расхода топлива: $G_z = G_T + G_n$. За соотношение расходов воздуха и

топлива в расчете отвечает коэффициент $n = \frac{G_n}{G_T}$.

В процессе исследования мы можем регулировать лишь расход газогенератора-горючего: G_T . Для опорного варианта расчета ПВРД коэффициент соотношения расходов воздуха и топлива равен $n = 20,039$.

График выбранной идеальной дроссельной характеристики коробчатых воздухозаборников показан на рисунке 6.

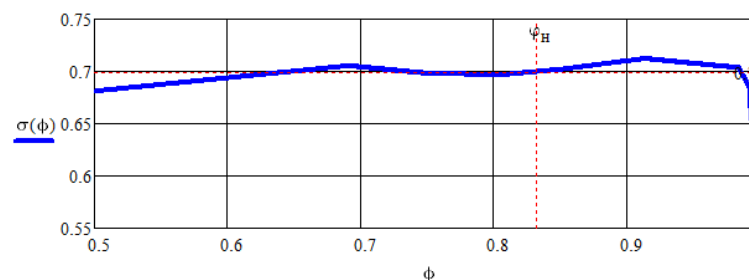


Рис. 6. Дроссельные характеристики коробчатых воздухозаборников

Рассмотрим параметры опорного варианта на других высотах, чтобы понять, что именно и в каких диапазонах нам необходимо регулировать. Результаты расчета опорного варианта для 3 высот показаны в таблице 6 и на рисунках 7-9.

Таблица 6

Результаты расчета ПВРД для трех различных высот без регулирования

Параметр	Высота $H_n = 10000$ м	Высота $H_n = 5000$ м	Высота $H_n = 500$ м
Скорость $V, \frac{м}{с}$	600	600	600
Соотношение расходов воздуха и топлива n	11,253	20,033	31,732

Параметр	Высота $H_n = 10000$ м	Высота $H_n = 5000$ м	Высота $H_n = 500$ м
Расход воздуха $G_{\text{в}}, \frac{\text{кг}}{\text{с}}$	2,027	3,608	5,715
Расход топлива $G_{\text{т}}, \frac{\text{кг}}{\text{с}}$	0,180	0,180	0,180
Коэффициент тяги C_R	0,541	0,419	0,339
Коэффициент силы сопротивления C_X	0,399	0,418	0,435
Импульс I_1 , м/с	9151	7089	5740
Тяга P , Н	16124	22234	28516
Потребная тяга из балл.расчета, Н	11907	22171	36588

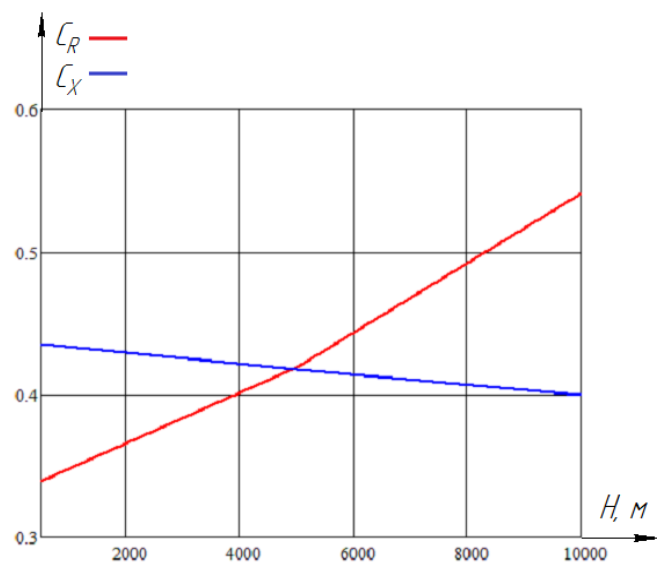


Рис. 7. График зависимости коэффициентов тяги и сопротивления от высоты для опорного режима ПВРД ТТ

Для того, чтобы ракета летела с постоянной скоростью необходимо на всех высотах получить режим при котором коэффициент тяги C_R будет немного больше коэффициента сопротивления C_X .

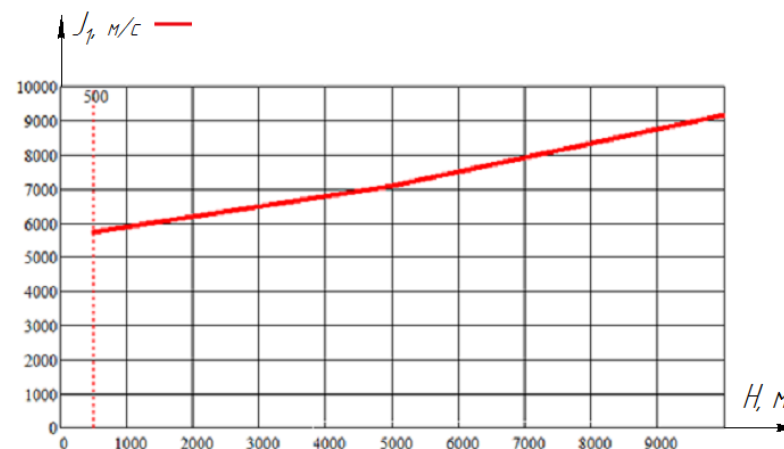


Рис. 8. График изменения импульса опорного режима ПВРД ТТ с высотой

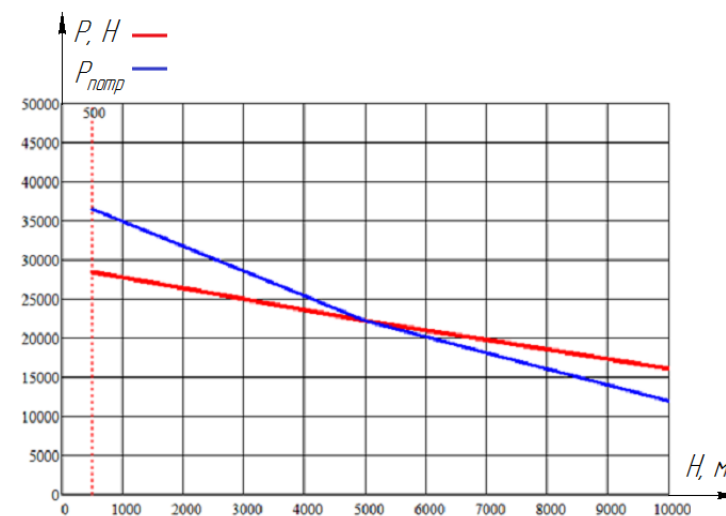


Рис. 9. График изменения тяги опорного режима ПВРД ТТ с изменением высоты

Как видно из результатов расчета представленных в таблице 6: при неизменности режима работы двигателя с увеличением высоты ракета будет ускоряться от номинальной скорости, а при снижении по высоте ракета будет терять скорость из-за увеличения силы сопротивления. Одним из требований исследования было обеспечение постоянства скорости на всех высотах.

Введя в расчет возможность регулирования расхода топлива G_T на основе опорного варианта был проведен поиск необходимых параметров ПВРД ТТ на различных высотах, которые позволят ракете снять лобовое сопротивление и держать скорость постоянной. Поиск параметров проводился до тех пор, пока не были найдены параметры ПВРД, при которых скорость ракеты будет постоянной. Результаты решения задачи с регулированием расхода топлива показаны в таблице 7.

Таблица 7

Результаты расчета ПВРД для трех различных высот с регулированием расхода топлива

Параметр	Высота $H_n = 10000$ м	Высота $H_n = 5000$ м	Высота $H_n = 300$ м
Скорость $V, \frac{м}{с}$	600	600	600
Соотношение расходов воздуха и топлива n	450	20,033	10,95
Расход воздуха $G_a, \frac{кг}{с}$	2,027	3,608	5,715
Расход топлива $G_T, \frac{кг}{с}$	0,005	0,180	0,522
Коэффициент тяги C_R	0,400	0,419	0,436
Коэффициент силы сопротивления C_X	0,399	0,418	0,435
Импульс $J_1, м/с$	6775	7089	7377
Тяга $P, Н$	11937	22234	36651
Потребная тяга из балл.расчета, Н	11907	22171	36588



Рис. 10. График зависимости коэффициентов тяги и сопротивления от высоты для опорного режима ПВРД ТТ с регулированием

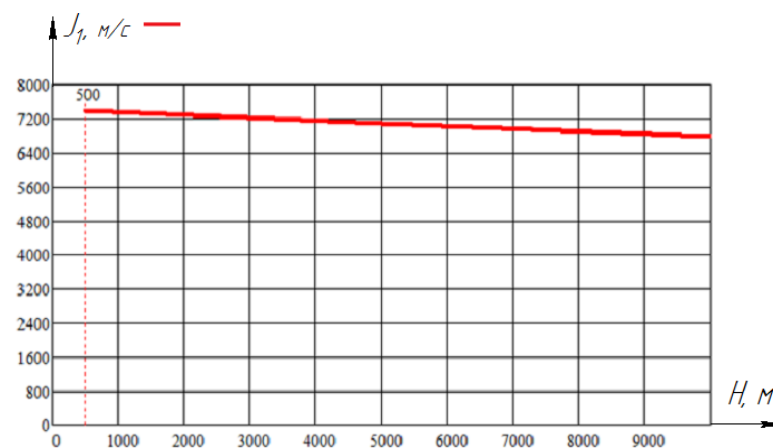


Рис. 11. График изменения импульса опорного режима ПВРД ТТ с высотой с регулированием

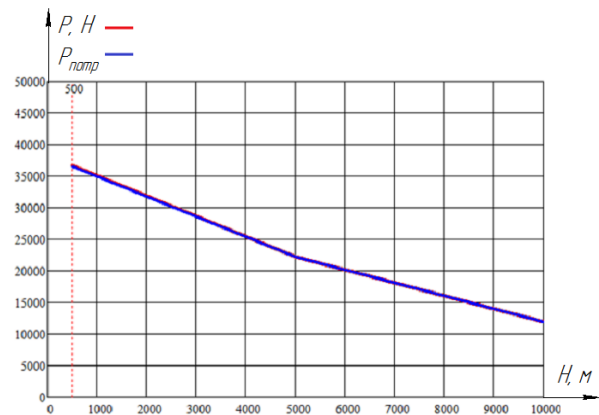


Рис. 12. График изменения тяги опорного режима ПВРД ТТ с изменением высоты с регулированием

Проанализировав результаты расчета двигателя, представленные в таблице 7, можно сказать, что для обеспечения постоянства скорости на всех возможных высотах траектории полета необходимо изменять расход топлива газогенератора G_T в довольно широких пределах.

Для того чтобы реализовать эти расходы топлива необходимо оценить возможности газогенератора.

3. Определение режимов работы газогенератора.

В процессе исследования было решено выбрать вариант регулирования расхода газогенератора методом изменения площади критического сечения сопла. Если мы вмешиваемся в процесс регулирования расхода газогенератора, то происходит следующая ситуация: на опорном режиме расход G_T , скорость горения u и давление P_K в камере газогенератора постоянны. Если мы изменяем площадь критического сечения, то это самым прямым образом влияет на изменение параметров в газогенераторе. Необходимо выяснить, каким образом изменение площади критического сечения сопла газогенератора влияет на процессы и параметры в камере сгорания газогенератора.

Из уравнения Бери найдем зависимость давления в камере газогенератора от критического сечения сопла:

$$u_1 = u_2 \cdot P_K \cdot V_1$$

Для того, чтобы найти возможности газогенератора необходимо решить обратную задачу: по потребному расходу G_T находим скорость горения u_g . По скорости горения из закона скорости горения находим соответствующее давление в камере сгорания P_K . И по этому давлению находим диаметр и площадь критического сечения газогенератора.

В результате проведения расчетов можно сделать следующие выводы:

1) Чтобы увеличить расход газогенератора G_T от текущего необходимо уменьшить площадь критического сечения. В этом случае скорость горения u_g и давление в камере газогенератора P_K увеличатся.

2) Чтобы уменьшить расход газогенератора G_T от текущего необходимо увеличить площадь критического сечения. В этом случае скорость горения u_g и давление в камере газогенератора P_K уменьшатся.

Как оказалось, возможности газогенератора не безграничны и на определенный газогенератор с определенным видом и характеристиками топлива, опорным давлением в камере сгорания накладываются два существенных ограничения:

1) с одной стороны это минимальный (пороговый) уровень давления ниже которого топливо не горит (давление дефлаграции). Для смесевых топлив этот пороговый уровень равен 5 атм. Для расчета минимальное давление мы берем с запасом: .

2) с другой стороны это ограничение по статической устойчивости стенок газогенератора и максимального критического давления, которое допустимо в камере сгорания. Рассчитаем это давление:

Предел прочности стенки газогенератора:
 $\sigma_B = 720 \cdot 10^6 \text{ Па}$

Диаметр газогенератора: $d = 0,200 \text{ м}$

Толщина стенки газогенератора:

Учитывая максимальное и минимальное давления в газогенераторе, в результате расчета, были найдены минимальная и максимальная площадь критического сечения газогенератора, а также минимальный и максимальный расход

топлива газогенератора. Результаты расчета представлены в таблице 8.

Таблица 8

Возможности газогенератора

	Максимальный режим	Средний режим	Минимальный режим
Давление P_k , Па	$28,792 \cdot 10^6$	$3,305 \cdot 10^6$	$0,7 \cdot 10^6$
Давление P_k , атм.	284	32,6	6,9
Скорость горения u_g , мм/с	9,6	5,0	3,1
Расход G_T , кг/с	0,3446	0,180	0,113
Площадь критического сечения, мм ²	13,40	60,99	180,72
Диаметр критического сечения, мм	4,131	8,812	15,169

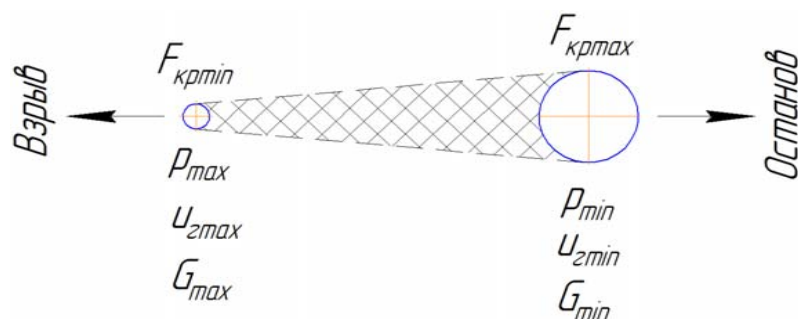


Рис. 13. Схема возможностей газогенератора

Исходя из результатов, можно сказать, что у газогенератора существует еще одна функция – это выключение двигателя – **останов**. Перейти в этот режим довольно просто – необходимо установить площадь критического сечения газогенератора больше максимальной. В этом случае произойдет падение давления ниже порогового, и топливо газогенератора перестанет гореть. Газы от газогенератора перестанут поступать в камеру сгорания и через некоторое время процессы в двигателе ПВРД ТТ закончатся. Характеристики газогенератора в режиме «останов» показаны в таблице 9.

Таблица 9

Режим «останов»

	Режим «Останов»
Давление P_k , Па	$0,1 \cdot 10^6$
Давление P_k , атм.	1
Скорость горения u_g , мм/с	1,8
Расход G_T , кг/с	0,063
Площадь критического сечения, мм ²	706,40
Диаметр критического сечения, мм	30

Рабочие характеристики газогенератора с переменной площадью критического сечения показаны на рисунке 14.

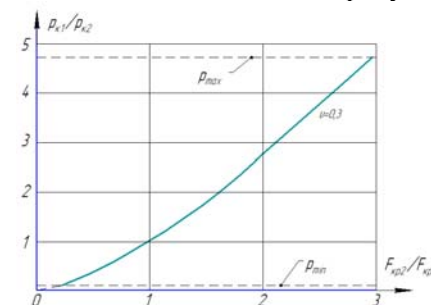


Рис. 14. Рабочие характеристики газогенератора

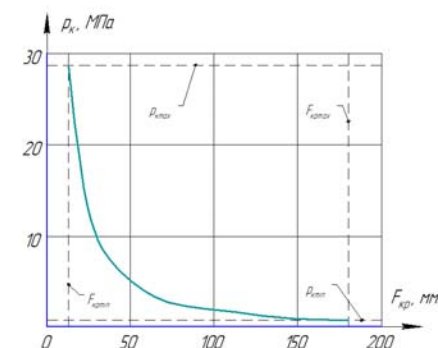


Рис. 15. График зависимости давления в камере сгорания от площади критического сечения газогенератора

Таблица 10

Результаты расчета ПВРД для трех различных высот с регулированием расхода топлива с учетом возможностей газогенератора

Параметр	Высота $H_{II}=10000$ м.	Высота $H_{II}=5000$ м.	Высота $H_{II}=500$ м.
Скорость $V, \frac{м}{с}$	600	600	600
Соотношение расходов воздуха и топлива α	18	20,033	16.6
Расход воздуха $G_a, \frac{кг}{с}$	2,027	3,608	5,715
Расход топлива $G_T, \frac{кг}{с}$	0,113	0,180	0,344
Коэффициент тяги C_R	0,487	0,419	0,386
Коэффициент силы сопротивления C_X	0,399	0,418	0,435
Импульс $I_a, м/с$	8238	7089	6526
Тяга $P, Н$	14514	22234	32423
Потребная тяга из балл. расчета, Н	11907	22171	36588

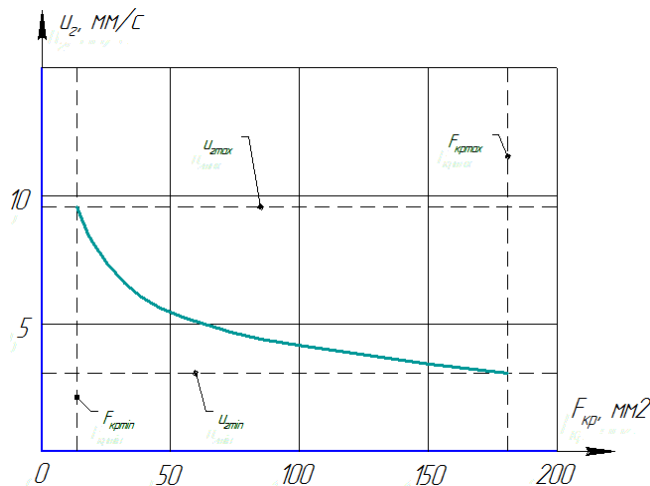


Рис. 16. График зависимости скорости горения от площади критического сечения газогенератора

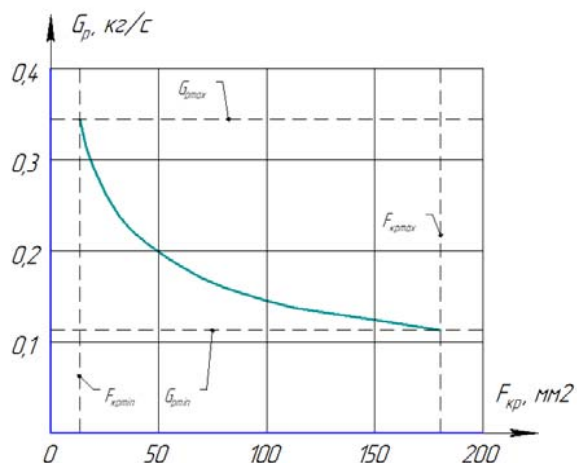


Рис. 17. График зависимости расхода от площади критического сечения газогенератора

Проведем регулирование газогенератором опорного режима ПВРД ТТ. Результаты расчета представлены в таблице 10 и на рисунках 18-20.

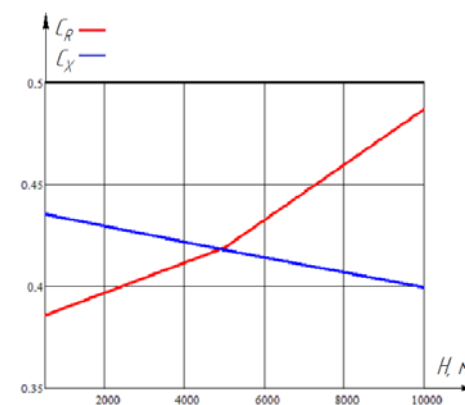


Рис. 18. График зависимости коэффициентов тяги и сопротивления от высоты для опорного режима ПВРД ТТ с регулированием с учетом возможностей газогенератора

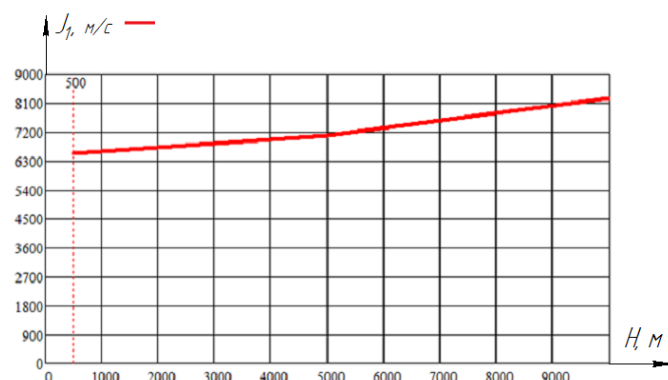


Рис. 19. График изменения импульса опорного режима ПВРД ТТ с высотой с регулированием с учетом возможностей газогенератора

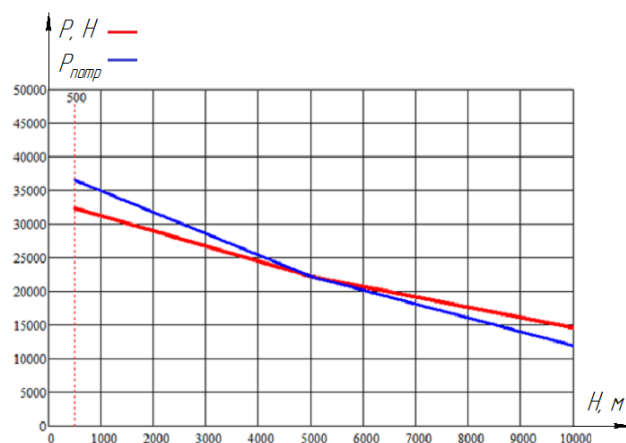


Рис. 20. График изменения тяги опорного режима ПВРД ТТ с изменением высоты с регулированием с учетом возможностей газогенератора

Как можно заметить из результатов расчета опорного режима ПВРД ТТ, с учетом возможностей газогенератора, что диапазона изменения критического сечения газогенератора не хватает для регулирования тяги ракеты на всем диапазоне высот.

Проведем расчет по поиску возможных коридоров высот относительно опорного режима работы ПВРД с регулированием с учетом возможностей газогенератора.

Таблица 11

Результаты расчета по поиску возможностей газогенератора по высотам

H	n	$G_{\text{крит}}, \frac{\text{кг}}{\text{с}}$	$G_{\text{ТТ}}, \frac{\text{кг}}{\text{с}}$	C_R	C_X	$I_{\text{крит}}, \frac{\text{м}}{\text{с}}$	$P, \text{Н}$
10000	18,0	2,027	0,113	0,487	0,399	8238	14514
9000	20,3	2,286	0,113	0,476	0,403	8047	15993
8000	22,8	2,565	0,113	0,458	0,407	7749	17281
7000	25,5	2,888	0,113	0,436	0,411	7384	18540
6000	28,7	3,608	0,113	0,412	0,414	6977	19597
3000	12,95	4,793	0,344	0,432	0,425	7301	28244
2000	14,35	4,929	0,344	0,409	0,429	6919	29652
1000	15,82	5,443	0,344	0,393	0,433	6656	31502
500	16,6	5,715	0,344	0,386	0,435	6526	32423

Первый расчет проводили сверху вниз при максимально раскрытой площади критического сечения газогенератора и, соответственно, минимальном расходе. На высоте 6000 м видно, что коэффициент тяги C_R стал уменьшаться относительно коэффициента сопротивления воздуха C_X . Эту высоту мы рассмотрим более детально для того, чтобы выяснить максимальную высоту, на которой еще есть возможность газогенератором сохранить скорость постоянной в $V = 600 \frac{\text{м}}{\text{с}}$.

Второй расчет проводили снизу вверх при минимально сжатой площади критического сечения газогенератора и, соответственно, максимальном расходе и давлении. На высоте 3000 м коэффициент тяги стал превышать коэффициент сопротивления воздуха. Эту высоту рассмотрим более детально, чтобы найти нижнюю границу коридора высот относительно

опорного режима ПВРД ТТ с регулированием с учетом возможностей газогенератора.

Результатом поиска было нахождение 2 предельных высот на котором регулированием газогенератора возможно поддержание постоянной скорости: и . Рассчитаем параметры ПВРД ТТ с учетом регулирования газогенератора для этих высот.

Результаты расчета ПВРД ТТ с регулированием с учетом возможностей газогенератора и с предельным коридором высот на котором возможно осуществить поддержание скорости ракеты постоянной представлены в таблице 12 и на рисунках 21-25.

Таблица 12

Результаты расчета ПВРД для предельного коридора высот с регулированием расхода топлива с учетом возможностей газогенератора

Параметр	Высота $H_{II}=6100$ м.	Высота $H_{II}=5000$ м.	Высота $H_{II}=2800$ м.
Скорость $V, \frac{м}{с}$	600	600	600
Соотношение расходов воздуха и топлива α	28,2	20,033	13,2
Расход воздуха $G_{\alpha}, \frac{кг}{с}$	3,195	3,608	4,543
Расход топлива $G_T, \frac{кг}{с}$	0,113	0,180	0,344
Коэффициент тяги C_R	0,415	0,419	0,427
Коэффициент силы сопротивления C_X	0,414	0,418	0,426
Импульс $I_1, м/с$	7024	7089	7219
Тяга $P, Н$	19511	22234	28513

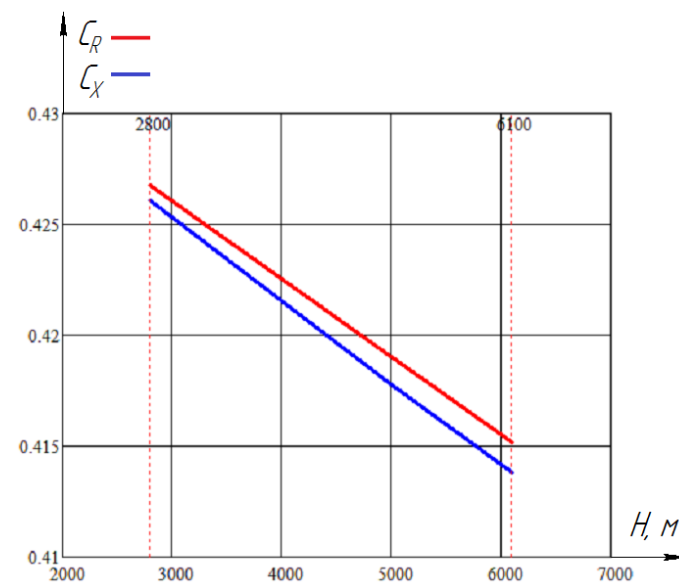


Рис. 21. График зависимости коэффициентов тяги и сопротивления от предельных рабочих высот для опорного режима ПВРД ТТ с регулированием с учетом возможностей газогенератора

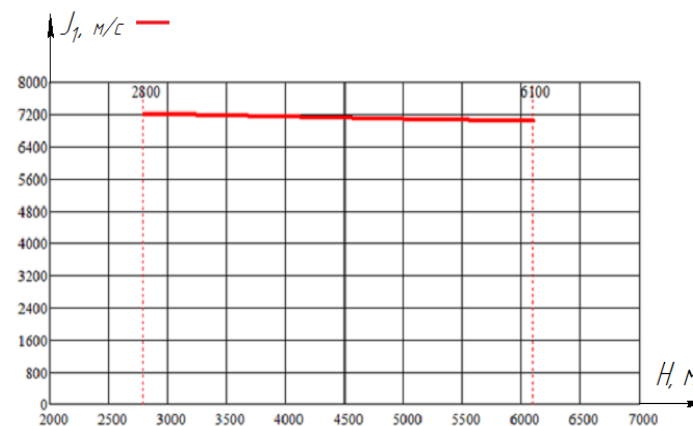


Рис. 22. График зависимости импульса опорного режима ПВРД ТТ от предельных рабочих высот с регулированием с учетом возможностей газогенератора

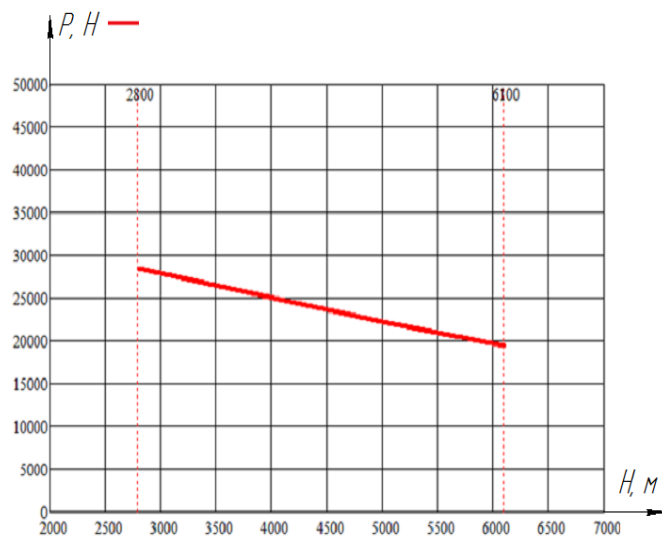


Рис. 23. График зависимости тяги опорного режима ПВРД ТТ от предельных рабочих высот с регулированием с учетом возможностей газогенератора

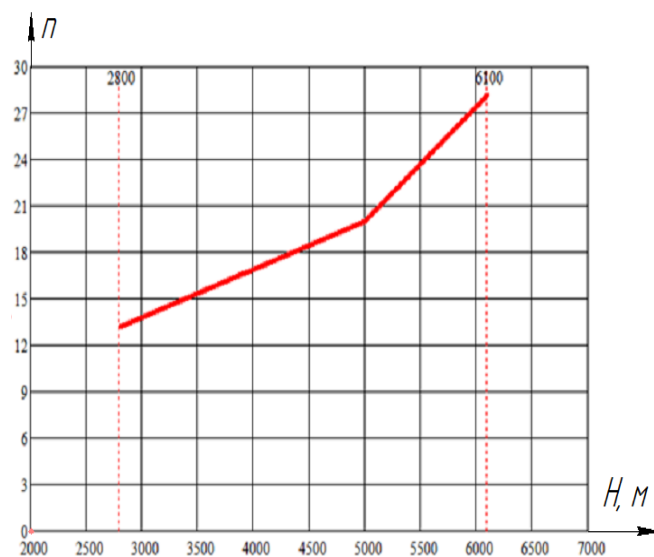


Рис. 24. График зависимости соотношения расходов воздуха и топлива ПВРД ТТ от высоты

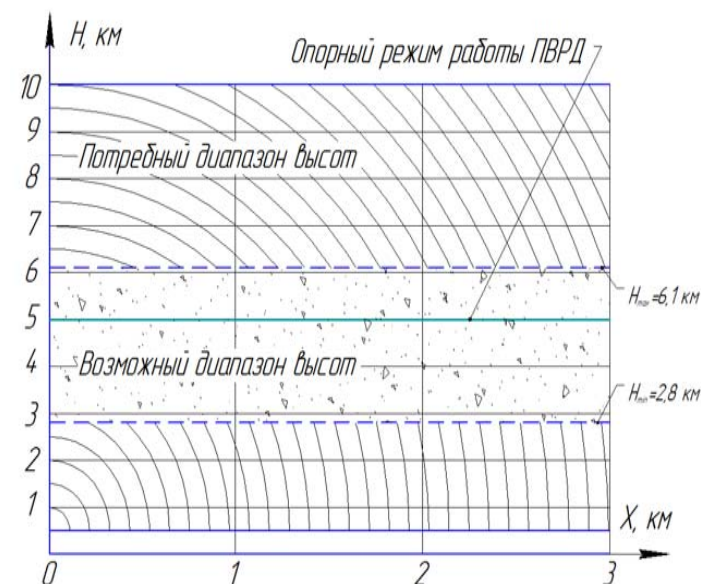


Рис. 25. График сравнения потребных и реализуемых высот ПВРД ТТ с регулированием газогенератора

Проанализировав результаты расчета из таблицы 12 можно, с гарантированной уверенностью, сказать, что обеспечение всего спектра потребных траекторий двигателем ПВРД ТТ с нерегулируемыми коробчатыми воздухозаборными устройствами (ВЗУ) невозможно осуществить только лишь регулированием расхода газогенератора (ГГ). Если осуществлять регулирование лишь расходом топлива газогенератора, то возможный диапазон высот ограничен коридором возможных траекторий, на которых двигатель способен удерживать скорость постоянной. В исследовании для опорного режима двигателя на высоте $H_n = 5000$ м значения предельных высот составили соответственно: $H_n = 2800$ м и $H_n = 6100$ м. Ширина этого коридора составила: $\Delta H_n = 3300$ м, причем, этот коридор не симметричен относительно опорного режима. Относительно опорного режима коридор увеличения высоты составляет . А коридор уменьшения высоты намного больше: . Весьма вероятно, что такое распределение появляется из-за уменьшения

плотности воздуха и соответственно силы сопротивления с высотой, а также из-за того, что при увеличении высоты ракету требуется «затормаживать», а при уменьшении высоты, наоборот «ускорять». В случае ускорения ракеты у газогенератора возможностей получается намного больше, чем для торможения.

В заключение следует отметить, что чтобы обеспечить ракете выполнение всех режимов и требований по реализуемым траекториям необходимо двигателю ПВРД ТТ включить в свой состав (помимо регулирования расхода газогенератора) регулирование воздухозаборных устройств. Причем регулирование расхода воздуха и расхода топлива должно осуществляться нераздельно на всех участках траектории, совместно реагируя на изменение процессов в двигателе. Для этого потребуется система автоматического регулирования расходов ВЗУ и ГГ, которая обеспечит весь спектр необходимых траекторий полета.

ЛИТЕРАТУРА

- 1.Присняков В.Ф. Динамика ракетных двигателей твердого топлива. М.: Машиностроение, 1984. – 248 с.
- 2.Обносков В.В., Сорокин В.А., Яновский Л.С., Ягодников Д.А., Францкевич В.П., Животов Н.П., Суриков Е.В., Кобко Г.Г., Тихомиров М.А., Шаров М.С. Конструкция и проектирование комбинированных ракетных двигателей на твердом топливе / под ред. В.А. Сорокина. 2-е изд. перераб. и доп. М.: МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2014. 303 с.
- 3.Орлов Б.В., Мазинг Г.Ю. Основы проектирования ракетно-прямоточных двигателей для беспилотных летательных аппаратов / под ред. Б. В. Орлова. М.: Машиностроение, 1967. 424 с.
- 4.Липанов А.М., Алиев А.В. Проектирование ракетных двигателей твердого топлива. М.: Машиностроение, 1995. 400 с.
- 5.Кашин В.М., Немыкин В.Д., Харькин В.С. и др. Экспериментальное исследование характеристик горения твердых топлив и рабочего процесса камеры сгорания прямоточного воздушно-реактивного двигателя на различных составах твердого топлива. // «Оборонная техника». 2013. № 11-12, С. 94-104

УДК 623.4.021.2

В.Н. Жураковский¹
К.С. Кондрашов²

Автономный обзор в радиолокационной системе управления артиллерийским комплексом морского базирования

Аннотация: В статье представлены теоретические принципы и практические результаты по разработке алгоритма вторичной обработки данных автономной обзорной РЛС, входящей в состав системы управления артиллерийским комплексом морского базирования. Приводится синтез алгоритма автозавязки траекторий, оптимального по методу максимума правдоподобия, а также практические особенности реализации алгоритма сопровождения траекторий. Приводятся особенности практической реализации программного обеспечения, осуществляющего вторичную обработку в реальном масштабе времени с использованием объектно-ориентированного подхода

Ключевые слова: вторичная обработка в радиолокации; обзорный радиолокатор; метод максимума правдоподобия; встраиваемые системы

В.Н. Жураковский
К.С. Кондрашов

Автономный обзор в радиолокационной системе управления артиллерийским комплексом морского базирования

Annotation: The article presents theoretical principles and practical results concerned with the data processing in autonomous surveillance radar included into the navy artillery control system. A novel algorithm of track locking is proposed, which is optimal with

¹ Жураковский Валерий Николаевич – кандидат технических наук, Московский государственный технический университет им. Н.Э. Баумана (МГТУ им. Н.Э. Баумана)

² Кондрашов Кирилл Сергеевич - Московский государственный технический университет им. Н.Э. Баумана (МГТУ им. Н.Э. Баумана)