

УДК 621.452.22

Определение рациональных параметров и алгоритма работы бикалиберной ракеты с ракетно-прямоточным двигателем

Дикшев А.И.^{1*}, Костяной Е.М.^{2}**

¹*Конструкторское бюро приборостроения им. академика А.Г. Шипунова,
ул. Щегловская засека, 59, Тула, 300001, Россия*

²*Тульский государственный университет,
проспект Ленина, 92, Тула, 300012, Россия*

**e-mail: dickshev@inbox.ru*

***e-mail: jaykem@mail.ru*

Аннотация

В статье показано, что для бикалиберных ракет актуальны вопросы увеличения дальности полёта при сохранении габаритно-массовых параметров на неизменном уровне. Решение данной задачи в рамках использования классических для данного класса летательных аппаратов ракетных двигателей на твёрдом топливе крайне затруднено по причине близости их нынешних тяговых характеристик к предельным значениям. В связи с этим авторами предложено разместить на борту летательного аппарата ракетно-прямоточный двигатель на твёрдом топливе, выполненный по интегральной схеме. В статье рассмотрено три схемно-компоновочных решения и по итогам многопараметрической оптимизации даны прогнозные оценки максимальной дальности полёта для каждого из них относительно избранного прототипа. Приведены рациональные площади характерных сечений прямоточного тракта и предпочтительные с точки зрения

дальности полёта соотношения масс топлива ракетного двигателя на твёрдом топливе и ракетно-прямоточного двигателя. В результате получен алгоритм функционирования бикалиберной ракеты с ракетно-прямоточным двигателем, позволяющий расширить зону применимости такой ракеты на 80 % по сравнению с вариантом, оснащённым только ракетным двигателем на твёрдом топливе.

Ключевые слова: алгоритм функционирования, бикалиберная ракета, рациональные параметры, ракетно-прямоточный двигатель.

В настоящее время многоступенчатые ракеты, которые позволяют более рационально применить заряд за счёт того, что в полёте ступень, выработавшая своё топливо, отделяется, и остальное топливо ракеты не тратится на ускорение конструкции отработавшей ступени, ставшей ненужной для продолжения полёта, достаточно широко используются при решении различного класса задач (от доставки полезной нагрузки в пределах тактической зоны до вывода объектов на околоземную орбиту).

Многоступенчатыми принято называть такие ракеты, разгон которых обеспечивается как путём непрерывного отброса активной массы, так и за счёт дискретного отброса пассивной массы (конструкции) ступени после израсходования находившегося в ней запаса топлива [1]. В конструкциях многих современных ракет для придания им высокой скорости полёта на начальном участке траектории применяют стартовый двигатель (СД), отделяющийся от ракеты после выгорания стартового топлива, имеющий тандемное заднее расположение и большой калибр

[2]. В данном случае отделение стартового двигателя обусловлено необходимостью минимизировать необратимые потери энергии на преодоление аэродинамического сопротивления, а не возможностью исключить разгон отработавшей и ставшей пассивной массы стартовой ступени, как это имеет место в классических многоступенчатых ракетах. Такую схему объёмной компоновки многоступенчатых ракет принято называть бикалиберной (схема «дротик»). Ракеты бикалиберной схемы (РБС) находят применение в отечественных и зарубежных изделиях классов «поверхность-поверхность», «поверхность-воздух» и «воздух-поверхность» [3 – 7].

Современные тенденции развития ракет неразрывно связаны с увеличением дальности полёта. Увеличение дальности полёта актуально и по той причине, что современные системы наведения (СН) ракет рассматриваемого класса с точки зрения точности перестают иметь ограничение по максимальной дальности действия и полётному времени, поскольку практически не накапливают ошибку. Особенно это актуально применительно к ракетам, использующим для наведения спутниковые навигационные системы, которые получают всё большее распространение. В то же время к вновь разрабатываемым ракетам повышенной дальности полёта предъявляются габаритно-массовые ограничения, остающиеся на прежнем уровне, для обеспечения совместимости с остальными элементами существующих пусковых установок, поскольку разработка нового шасси представляет собой отдельную сложную и весьма затратную задачу.

Тенденция увеличения дальности полёта РБС объясняется не только развитием СН, но и спецификой применения таких ракет. Увеличение дальности

полёта позволяет решать поставленные задачи на безопасной для носителя дистанции от цели, упреждая таким образом применение со стороны противника средств противодействия.

Не менее важным показателем технического уровня РБС является минимальная дальность полёта. Для РБС класса «поверхность-поверхность» минимальная дальность полёта определяет место расположения стартовой позиции относительно близкорасположенной цели, и, следовательно, глубину территории, которая может быть покрыта без «мёртвых зон» и смены позиции носителя. Кроме того, полёт на малые дальности сопряжён с большими величинами потребной нормальной перегрузки для попадания в заданную точку поверхности или вывода ракеты в заданную область пространства, что при близости значений располагаемой и потребной величин перегрузки ведёт к снижению точности.

В результате можно говорить о том, что для РБС актуально не просто повышение дальности полёта, а расширение зоны их применимости. В дальнейшем сосредоточим внимание на РБС класса «поверхность-поверхность».

Путь развития РБС, направленный на повышение дальности полёта и подразумевающий дальнейшее использование ракетного двигателя твёрдого топлива (РДТТ) в качестве единственной двигательной установки, по причине близости энергетического потенциала современных твёрдых ракетных топлив к пределу своего совершенства, требует наращивания массы топлива и в связи с этим является экстенсивным. В данном контексте актуальными становятся нетипичные для рассматриваемого класса летательных аппаратов (ЛА) решения, в частности,

такие, как использование ракетно-прямоточного двигателя (РПД). В работах [8 – 9] эффективность применения РПД продемонстрирована для управляемых ЛА активного старта, обладающих схожей с РБС класса «поверхность-поверхность» дальностью полёта и решающих аналогичные задачи.

Условия полёта РБС класса «поверхность-поверхность» весьма привлекательны для применения в их составе РПД, который обладает в 3 – 4 раза большей удельной тягой по сравнению с РДТТ и запускается после окончания его работы по достижении заданной скорости [10], позволяя увеличить полный импульс двигательной установки (ДУ). Активный участок траектории (АУТ) рассматриваемой РБС проходит в плотных слоях атмосферы, а скорость её полёта достигает больших чисел M (больше 3), что создаёт хорошие условия для функционирования прямоточной ДУ, равно как и на приведённых в качестве примера ЛА активного старта. Отделение ДУ после окончания её работы и «мягкий» старт РБС из трубчатой направляющей позволяют нивелировать проблемы, которые связаны с применением РПД на ЛА активного старта [8, 9]. В частности, в РБС с РПД отсутствуют стартовые перегрузки, превышающие 10000 единиц, и прибавка аэродинамического сопротивления после окончания работы ДУ, возникающая от взаимодействия набегающего потока воздуха с воздухозаборным устройством и открытым прямоточным трактом.

С учетом вышесказанного сформулирована цель исследования: определение возможного расширения в случае использования РПД зоны применимости РБС класса «поверхность-поверхность» по сравнению с прототипом.

Для достижения поставленной цели необходимо решить следующие задачи:

– синтез схемно-конструктивных решений в области объёмной компоновки РБС с РПД;

– выбор оптимальной с точки зрения увеличения максимальной дальности полёта схемы объёмной компоновки РБС с РПД;

– определение рациональных соотношений масс топлива РДТТ и РПД и относительных величин характерных площадей прямого тракта (площади входного сечения ВЗУ и площади критического сечения сопла второго контура РПД);

– нахождение оптимального алгоритма функционирования РБС с РПД с точки зрения расширения зоны применимости РБС класса «поверхность-поверхность».

Оценка эффективности применения РПД на РБС класса «поверхность-поверхность» производилась с использованием разработанного в Тульском государственном университете программного комплекса, позволяющего на ранних стадиях проектирования в первом приближении прогнозировать лётные характеристики РБС с РПД (структурная схема программного комплекса представлена на рисунке 1).

Расчёт производится следующим образом. На каждом шаге траектории в случае работы РПД описывается предыстория потока до его попадания во внутренний канал воздухозаборного устройства (ВЗУ) на базе теорий конических течений, косых скачков уплотнения и волн разрежения. Определяется дополнительное аэродинамическое сопротивление, обусловленное ВЗУ.

Вычисляются параметры потока после прохождения прямого скачка уплотнения, заменяющего систему скачков уплотнения во внутреннем канале ВЗУ. Определяется толщина вытеснения на входе во внутренний канал ВЗУ и с использованием закона сохранения массы находится относительная скорость потока на выходе из диффузора. В зависимости от размера критического сечения сопла 2-го контура вычисляется относительная скорость в камере дожигания (КД). Далее определяется расход газа из 1-го контура, соответствующий текущим параметрам набегающего потока и заданной геометрии прямоточного тракта, которая в процессе работы РПД остается неизменной.

Вычисление потребного расхода газа из 1-го контура производится следующим образом. Задается расход газа из 1-го контура. Для заданного расхода и параметров набегающего потока определяется температура торможения в газогенераторе. Затем с использованием закона сохранения импульса находится отношение расхода воздуха к расходу топлива, которое соотносится с заданным расходом газа из 1-го контура. Если расхождение превышает допустимое значение, то задается следующий расход топлива и процедура расчёта повторяется до тех пор, пока расхождение не станет меньше допустимого значения.

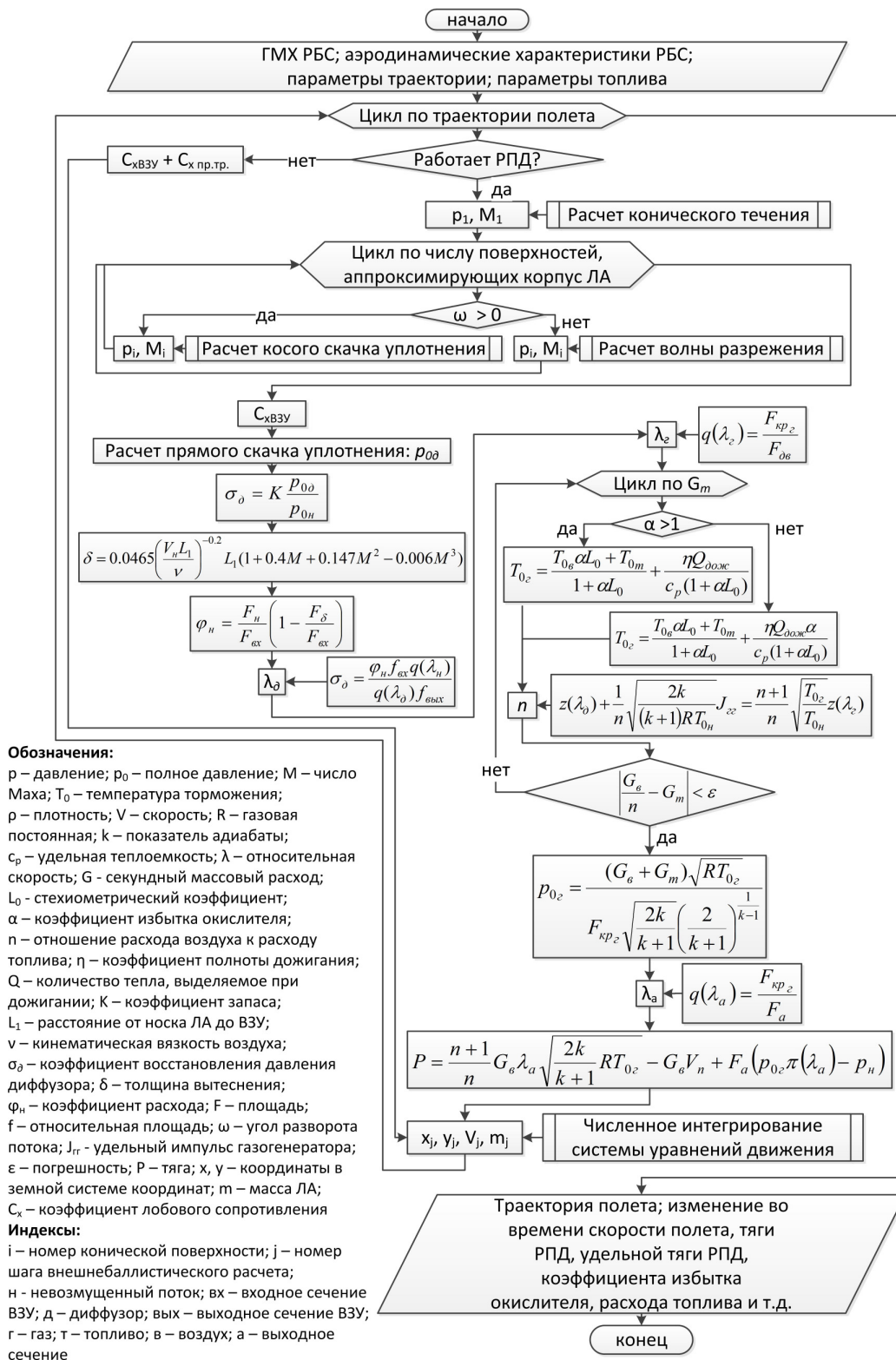


Рисунок 1 – Структурная схема программного комплекса для расчёта лётных характеристик РБС с РПД

После определения потребного расхода газа из 1-го контура определяется давление в КД и вычисляется тяга двигателя. Тяга двигателя, секундный массовый

расход топлива и дополнительное аэродинамическое сопротивление, обусловленное ВЗУ, используются во внешнебаллистическом блоке для расчёта траектории.

Для оценки эффективности применения РПД в составе РБС класса «поверхность-поверхность» синтезирован набор схемно-компоновочных решений в области объёмной компоновки РБС с РПД, которые представлены на рисунке 2.

В качестве возможной конфигурации РБС с РПД проанализировано наиболее распространённое и отработанное техническое решение – интегральный РПД на твёрдом топливе (ИРПДТ), используемое, в частности, в ракетах классов «поверхность-воздух» и «воздух-воздух» [11]. В роли опорной точки для сравнения рассматривался вариант РБС с ДУ на базе РДТТ, габаритно-массовые характеристики и отдельные параметры которого приведены в [5 – 7].

Схема 1 (рисунок 2а) представляет собой бикалиберную ракету, оснащённую ИРПДТ, газогенератор (ГГ) которого установлен в передней части двигателя, а камера сгорания (КС) РДТТ – в задней части ДУ. При этом сопла первого контура расположены в донной части ГГ РПД. Указанная схема нашла наиболее широкое применение в ЛА, в том числе в ракетах класса «поверхность-воздух». В числе её недостатков следует отметить малое удлинение КД, что в значительной мере отрицательно сказывается на величине коэффициента полноты дожигания топлива РПД.

Для увеличения коэффициента полноты дожигания в схеме 1 предложена её разновидность – схема 2 (рисунок 2б). В схеме 2 КД с соплом второго контура и диффузором могут смещаться в осевом направлении назад относительно ГГ, за счёт

чего обеспечивается высокое значение коэффициента полноты дожигания. В числе недостатков такой схемы наиболее весомыми являются: сложность конструктивной реализации телескопической трансформации ДУ в полёте, большая толщина пограничного слоя во входном сечении ВЗУ, объясняемая увеличенным расстоянием от него до носа ракеты, а также несколько больший коэффициент аэродинамического сопротивления.

Схема 3 (рисунок 3в) представляет собой РБС, оснащённую ИРПДТ, КС РДТТ которого имеет кольцевую форму, а в ней концентрично размещён цилиндрический ГГ, представляющий собой первый контур РПД. При этом сопла первого контура расположены в передней части РПД. Конфигурация КД РПД в схеме 3 при достаточной площади её поперечного сечения для организации процессов устойчивого горения создаст высокие значения коэффициента полноты дожигания. При этом к недостаткам данной схемы можно отнести необходимость теплозащиты ГГ как изнутри, так и со стороны КД.

Для определения наиболее предпочтительной схемы объёмной компоновки проведём сравнительный анализ трёх представленных выше схем с точки зрения достижения максимальной дальности полёта РБС. При этом логика проведения серии вычислительных экспериментов строилась следующим образом:

– в первом варианте рассматривались РБС с РПД, выполненные по представленным выше схемам, причём их полная масса соответствовала полной массе РБС с РДТТ, т.е., поскольку РПД обладает худшим коэффициентом совершенства конструкции, полная масса топлива РБС с РПД оказывалась меньше;

– во втором варианте полная масса топлива синтезированных РБС с РПД принималась равной массе топлива варианта с РДТТ с соответствующим увеличением полной массы РБС с РПД.

Маршевая ступень (МС) во всех рассматриваемых вариантах оставалась неизменной, а СД видоизменялся с учетом выполнения его по схемам 1 – 3 при сохранении внешних габаритов. В ходе проведения серии численных экспериментов рассматривались различные соотношения массы топлива РПД и РДТТ (в качестве топлива РПД использовано стандартное топливо [10], параметры которого представлены в таблице 1). При этом были определены рациональные с точки зрения дальности полёта относительные величины характерных площадей для обоих вариантов всех трёх схем при оптимальном соотношении масс топлива.

Зависимости дальности полёта от относительной площади входного сечения ВЗУ представлены на рисунке 3 (за единицу принята дальность полёта РБС с РДТТ).

На рисунке 4 приведены зависимости относительной дальности полёта РБС, выполненных по схемам 1 – 3, от массовой доли топлива РПД в полной массе топлива (РДТТ + РПД). Полученные результаты свидетельствуют о том, что схема 3 с полной массой топлива, равной массе топлива варианта с РДТТ, более предпочтительна с точки зрения обеспечения максимальной дальности полёта. Это объясняется большей относительной длиной КД в схеме 3, обеспечивающей более высокий коэффициент полноты дожигания топлива РПД по сравнению со схемой 1 при большей эффективной площади входного сечения ВЗУ (за вычетом толщины пограничного слоя) по сравнению со схемой 2.

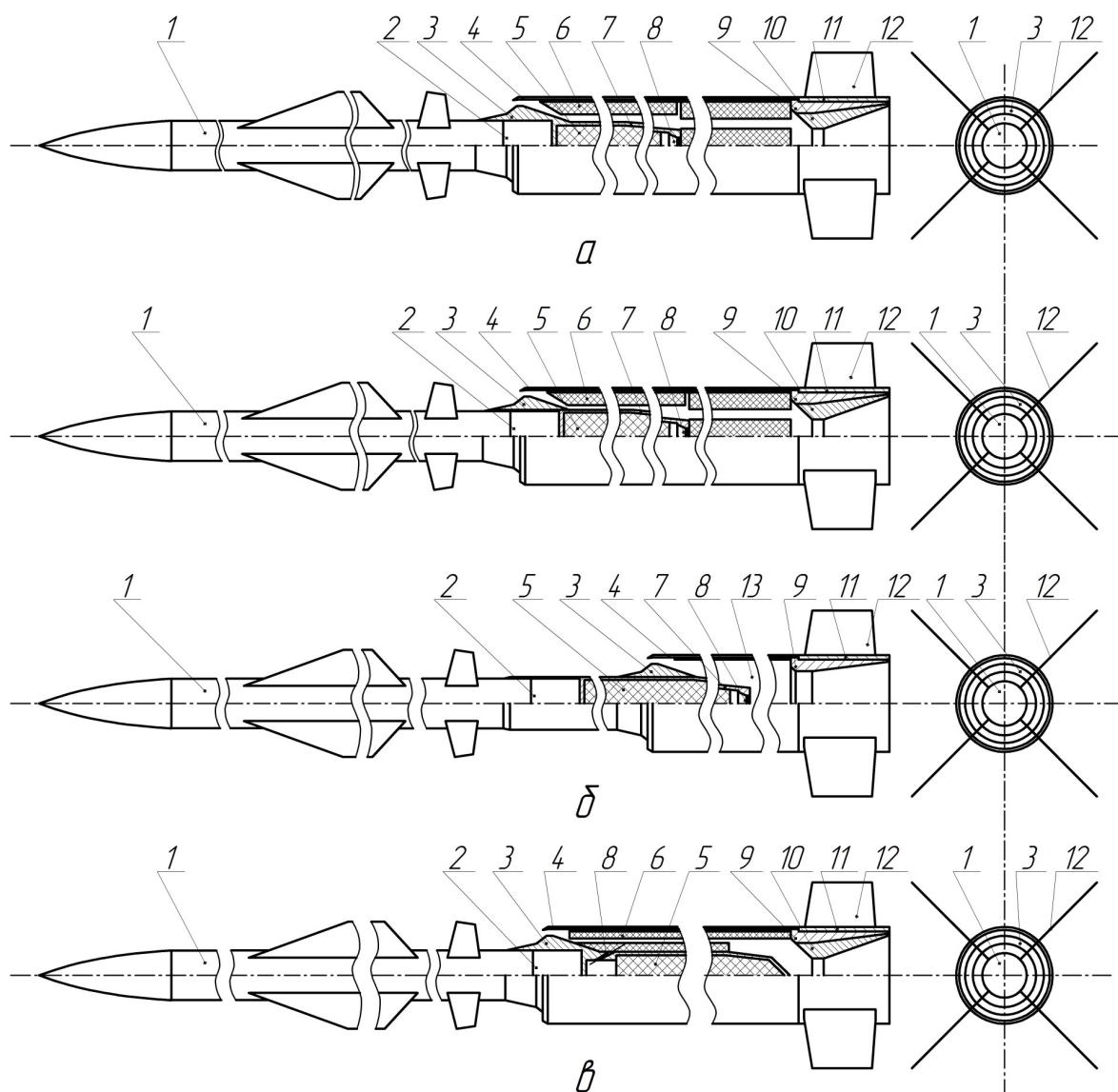


Рисунок 2 – Схемы объёмной компоновки РБС с РПД: 1 – МС; 2 – механизм разделения; 3 – ВЗУ (диффузор); 4 – корпус двигателя; 5 – заряд ГГ; 6 – топливо РДТТ; 7 – корпус ГГ; 8 – сопло ГГ; 9 – сопло 2-го контура; 10 – сопло РДТТ; 11 – блок стабилизаторов; 12 – стабилизатор; 13 – КД

Таблица 1

Параметры топлива

Параметр	Значение
Полная теплотворная способность топлива H_u , кДж/кг	24697

Теплотворная способность в первом контуре $Q_{ГТ}$, кДж/кг	4111
Стехиометрический коэффициент L_0	5,87
Удельный импульс ГГ $J_{ГТ}$, м/с	24697

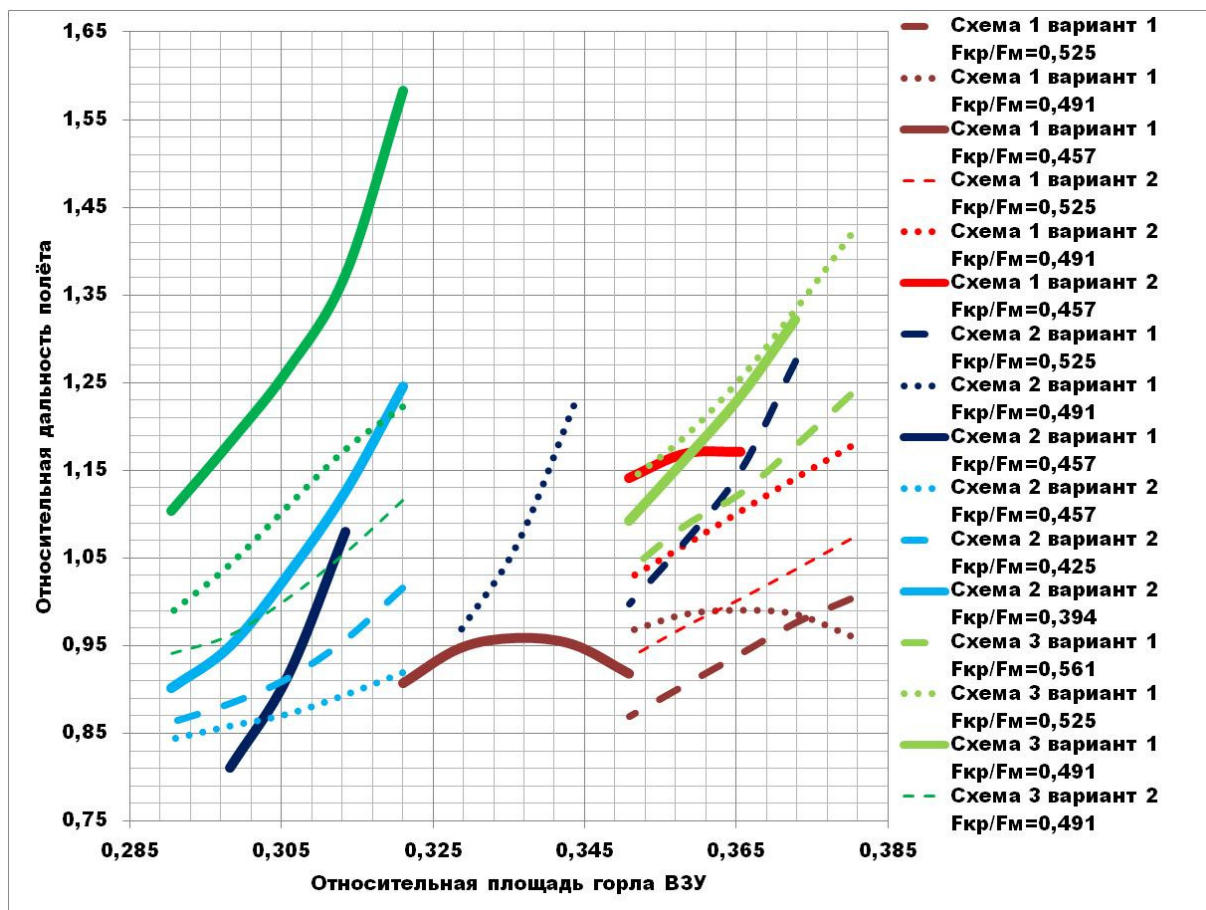


Рисунок 3 – Зависимость относительной дальности полёта РБС с ИРПДТ от соотношения величин характерных площадей

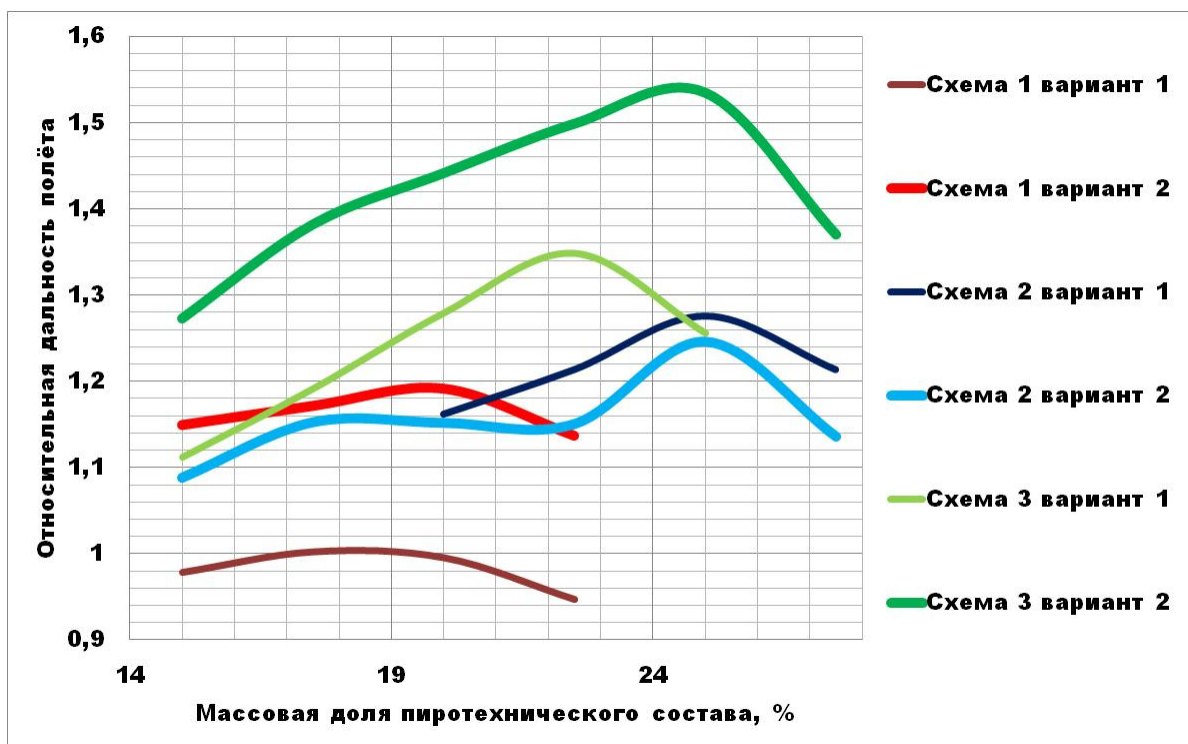


Рисунок 4 – Зависимость максимальной дальности полёта РБС с ИРПДТ от доли топлива РПД в полной массе топлива

В таблице 2 приведены характеристики наиболее предпочтительных с точки зрения дальности полёта вариантов РБС с ИРПДТ в сравнении с вариантом ракеты, оснащённым РДТТ, а на рисунках 5 – 8 представлены траектории полёта на максимальную дальность и соответствующие им профили скорости (значения параметров приведены относительно соответствующих параметров РБС с РДТТ). Поскольку в качестве одного из вариантов выполнения РБС с РПД принят вариант с увеличенной полной массой, будет корректно для его оценки ввести в рассмотрение вариант РБС, оснащённый РДТТ, с увеличенной полной массой ракеты, прибавка которой распределена между конструкцией СД и зарядом его твёрдого топлива, а время работы СД увеличено пропорционально росту массы топлива.

Анализ полученных результатов свидетельствует о том, что более целесообразным является добавление полной массы РБС при сохранении массы топлива (варианты 2 для схем 1 – 3), чем сохранение полной массы РБС при уменьшении массы топлива (варианты 1 для схем 1 – 3). При этом наибольшая дальность полёта обеспечивается для схемы 3. Основное преимущество схемы 3 перед схемами 1 и 2 формируется на участке работы РПД. Схема 3 позволяет обеспечить наилучшее с точки зрения дальности полёта сочетание между средней скоростью полёта на АУТ и его продолжительностью. Так, средняя скорость полёта на АУТ для варианта 2 схемы 1 является наибольшей среди решений с РПД, но при этом продолжительность АУТ практически в 3 раза меньше, чем в случае с вариантом 2 схемы 3.

Вариант 2 схемы 2 обеспечивает близкую к варианту 2 схемы 3 среднюю скорость полёта на АУТ и большую, чем для варианта 2 схемы 1, его продолжительность. Однако в сравнении с вариантом 2 схемы 3 продолжительность АУТ для варианта 2 схемы 2 всё равно в 1,7 раза меньше, т.е. схема 3 обеспечивает наилучшие тягово-экономические характеристики применительно к переменным внешним условиям, характеризующим функционирование РБС.

Поскольку очевидно явное превосходство РБС с РПД, выполненной по схеме 3 с сохранением полной массы топлива, следует определить оптимальный алгоритм её функционирования, обеспечивающий наибольшее расширение зоны применимости рассматриваемых ракет класса «поверхность-поверхность».

Таблица 2

Сравнение оптимальных по дальности полёта вариантов РБС с ИРПДТ и прототипа

Параметр	РБС с РДТТ	РБС с увелич. РДТТ	Схема 1 вариант 1	Схема 1 вариант 2	Схема 2 вариант 1	Схема 2 вариант 2	Схема 3 вариант 1	Схема 3 вариант 2
Относительная длина ЛА	1	1,06	1	1	1	1	1	1
Относительная суммарная масса топлива	1	1,1	0,9	1	0,9	1	0,9	1
Относительная масса ракеты	1	1,06	1	1,06	1	1,06	1	1,06
Соотношение масс топлив ($M_{т.РПД}/M_{т.РДТТ}$)	0/100	0/100	18/82	20/80	25/75	25/75	23/77	25/75
Относительная масса твёрдого ракетного топлива	1	1	0,82	0,8	0,75	0,75	0,77	0,75
Соотношение площадей критического сечения РПД и РДТТ ($F_{кр.РПД}/F_{кр.РДТТ}$)	0	0	4,7	4,7	4,7	3,4	4	4
Относительная дальность баллистического полёта	1	1,1	1	1,3	1,28	1,32	1,44	1,7
Относительная дальность полёта с участком планирования	1	1,1	1	1,2	1,22	1,25	1,37	1,55
Относительное значение максимальной скорости	1	1,2	0,81	0,92	0,86	0,86	0,88	0,86
Относительное время отделения ДУ	1	1,2	3,4	5,5	3,8	3,5	8,3	14,8

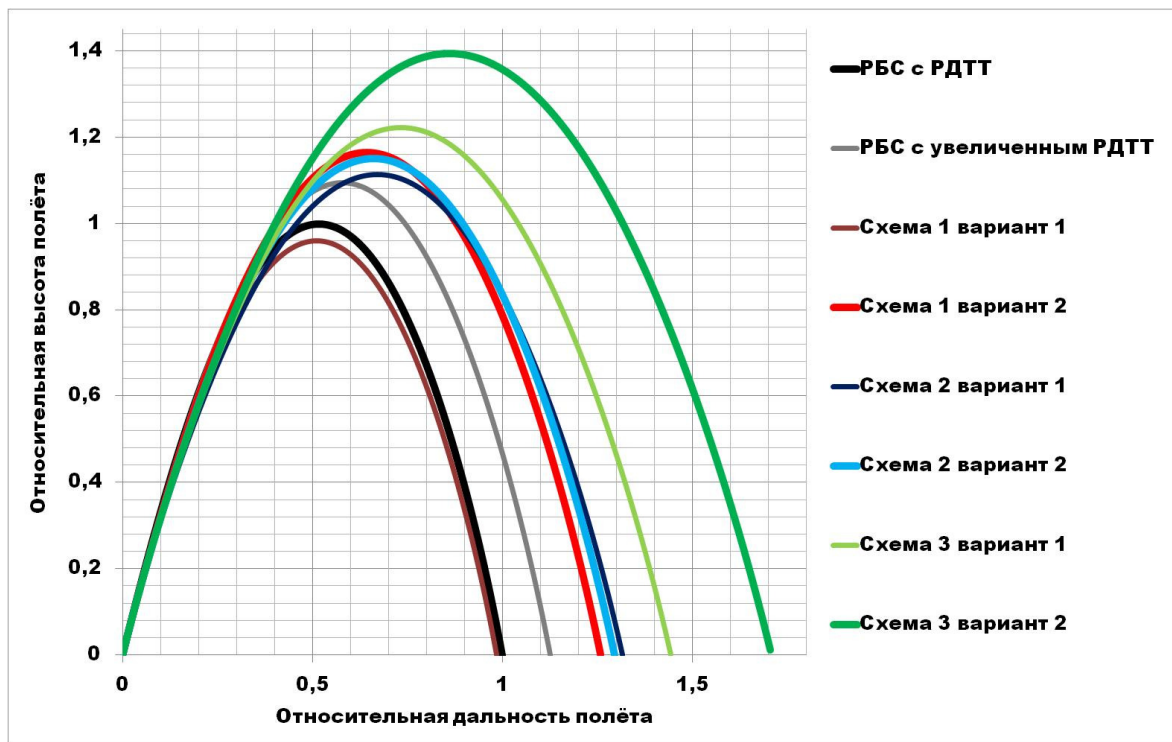


Рисунок 5 – Баллистические траектории для наилучших с точки зрения дальности полёта вариантов РБС с ИРПДТ

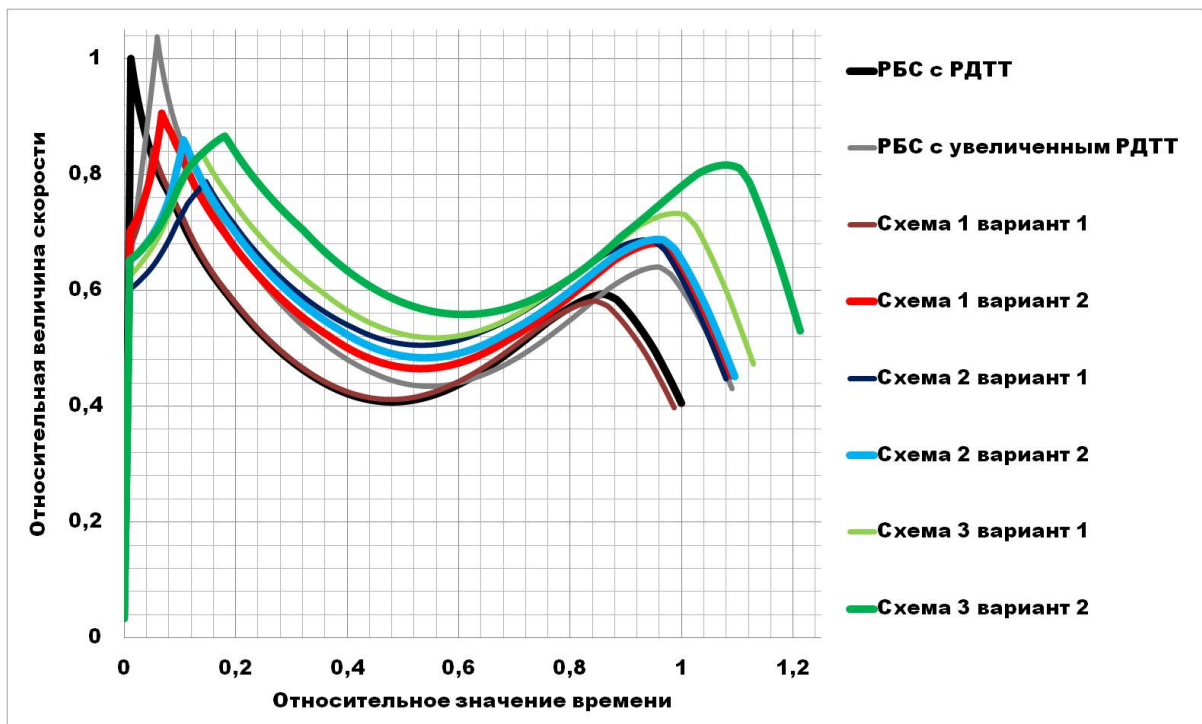


Рисунок 6 – Профили скорости наилучших с точки зрения дальности полёта вариантов РБС с ИРПДТ при баллистической траектории полёта

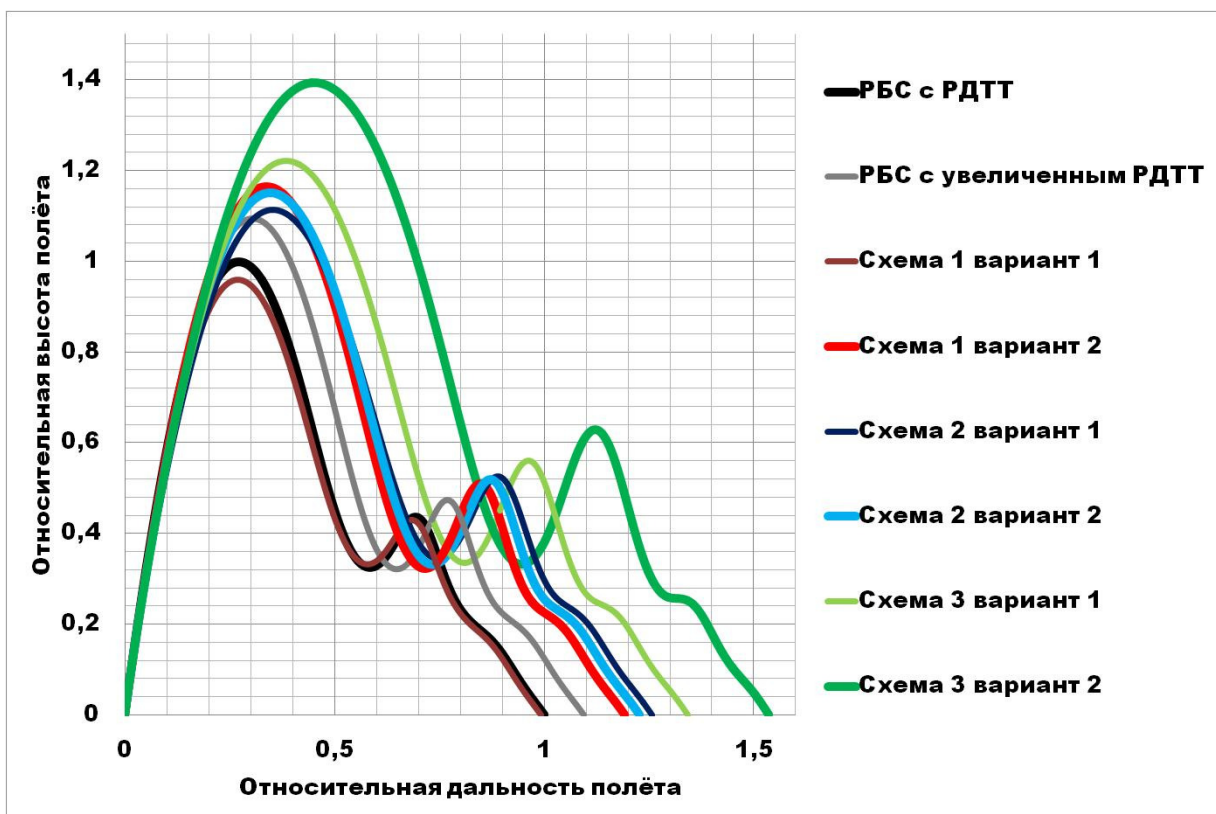


Рисунок 7 – Траектории с участком планирования для наилучших с точки зрения дальности полёта вариантов РБС с ИРПДТ

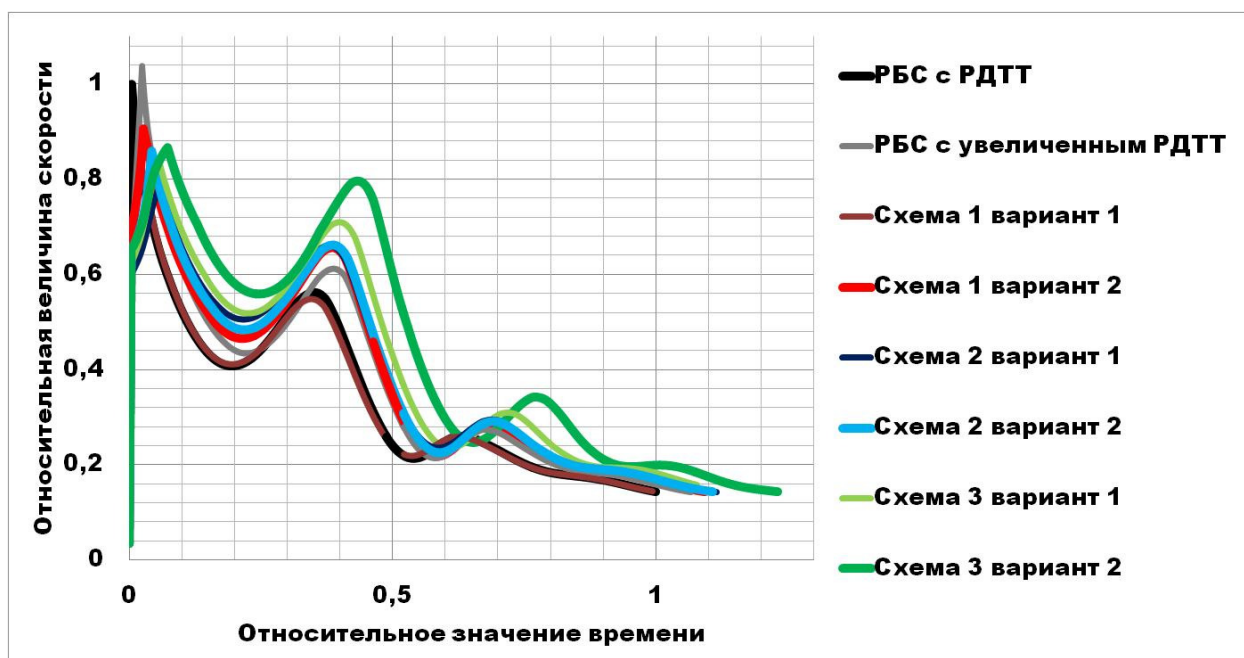


Рисунок 8 – Профили скорости наилучших с точки зрения дальности полёта вариантов РБС с ИРПДТ при траектории полёта с участком планирования

Как было отмечено выше, границы зоны применимости РБС определяются не только максимальной, но и минимальной дальностью полёта. Для уменьшения ближней границы зоны применимости РБС с РПД предложен следующий алгоритм её функционирования, представленный на рисунке 9 (при полёте в дальнюю зону). Перед осуществлением пуска РБС с РПД из транспортно-пускового контейнера (рисунок 9а) с пусковой установки в бортовую аппаратуру РБС загружают полётное задание, характеризующее зону, в которую осуществляется наведение. Далее производят запуск РБС (рисунок 9б) с несколькими возможными вариантами осуществления её полёта. В случае полёта в зону повышенной дальности запуск РБС выполняют с заданным оптимальным углом возвышения направляющей, после чего включают разгонный, интегрированный в КД прямоточного двигателя, РДТТ (рисунок 9в).

После окончания работы РДТТ производят вскрытие заглушек и отстрел сопловой «груши» с одновременным воспламенением заряда твёрдого топлива РПД (рисунок 9г). Вследствие этого формируется РПД, продолжающий разгон РБС (рисунок 9д), после окончания работы которого СД сбрасывают (рисунок 9е) и МС продолжает движение за счёт инерции. В случае осуществления полёта в зону средних дальностей заряд твёрдого топлива РПД не воспламеняют, а СД сбрасывают непосредственно после окончания работы РДТТ. При полёте в ближнюю зону заряд твёрдого топлива РПД не воспламеняют, а СД сбрасывают программируемым в зависимости от заданной дальности временем задержки. Также при полёте в среднюю или ближнюю зону возможно варьирование угла возвышения

направляющей. Такой алгоритм функционирования РБС с РПД позволяет уменьшить минимальную дальность полёта на 75 % по отношению к варианту с РДТТ.

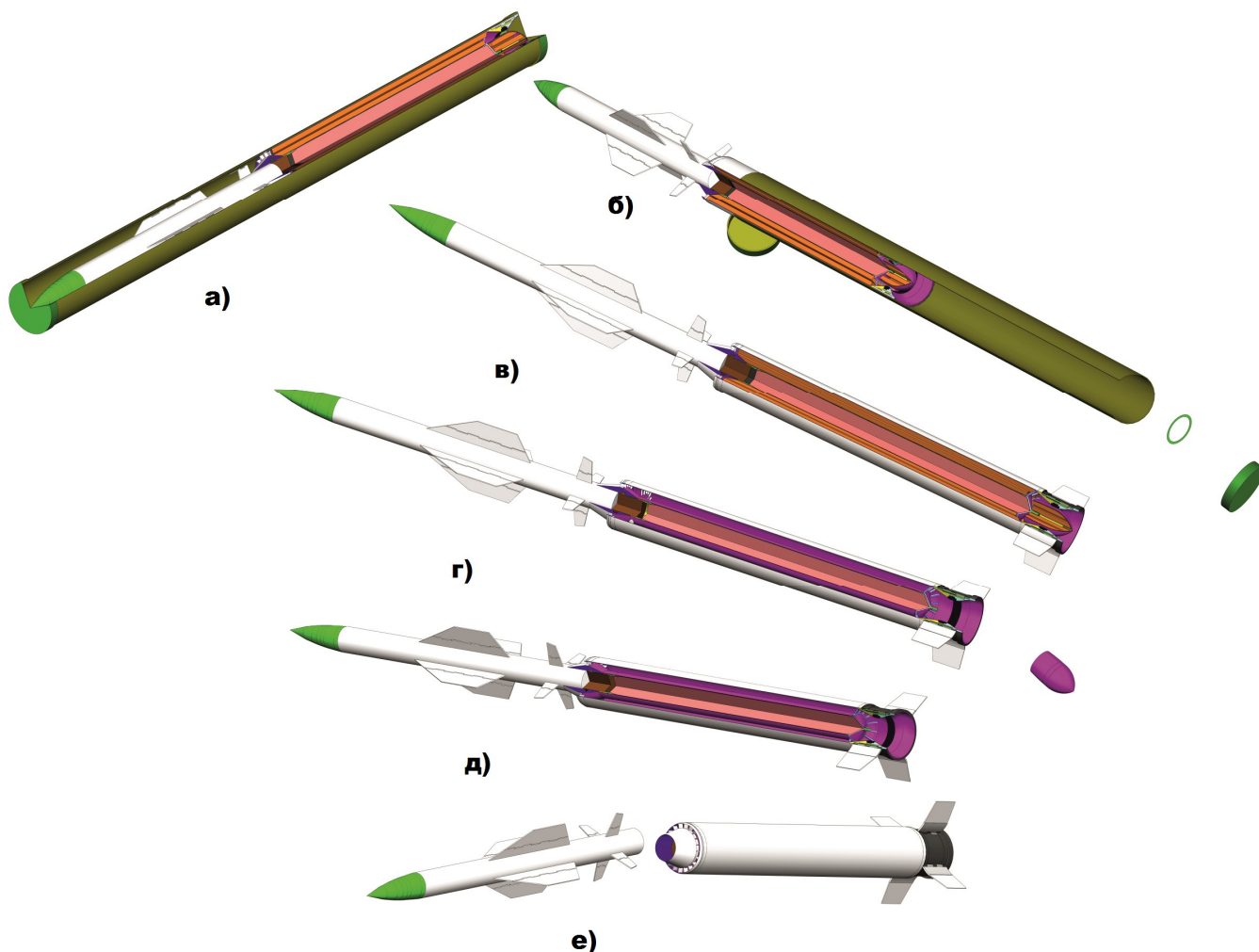


Рисунок 9 – Алгоритм функционирования РБС с РПД при полёте в дальнюю зону

По итогам проведенных исследований можно сделать следующие выводы:

– синтезированы 3 схемно-конструктивных решения в области объёмной компоновки РБС с РПД, для каждого из которых рассмотрено два варианта реализации: с сохранением габаритов и полной массы прототипа при уменьшении массы топлива и с сохранением габаритов и массы топлива при увеличении полной массы ЛА;

– по результатам серии вычислительных экспериментов показано, что наиболее предпочтительной с точки зрения дальности полёта является схема 3, которая по сравнению с РБС, оснащённым РДТТ и имеющим аналогичную полную массу, обеспечивает приращение дальности полёта 60 – 80 % при полёте по баллистической траектории и 50 – 70 % при полёте по траектории с участком планирования;

– для схемы 3 оптимальными с позиций максимальной дальности полёта являются соотношение масс топлива РПД и РДТТ 25/75, относительная площадь входного сечения ВЗУ 0,321 и относительная площадь критического сечения сопла второго контура 0,425;

– предложен алгоритм функционирования РБС с ИРПДТ, который позволяет расширить зону применимости указанных ракет не менее чем в 1,8 раза, причём как за счёт увеличения максимальной дальности полёта, так и за счёт приближения границы ближней зоны.

Библиографический список

1. Николаев Ю.М., Соломонов Ю.С. Инженерное проектирование управляемых баллистических ракет с РДТТ. – М.: Воениздат, 1979. – 240 с.

2. Бикалиберная управляемая ракета. Патент № 2114382 РФ /, Жуков В.П., Рассказов А.В., Хрипунов Л.А., Кузнецов В.М. – Оpubл. 27.06.1998, Бюл. № 18, стр. 329; Приоритет 27.02.1996.

3. Шипунов А., Степаничев И., Семилет В., Кузнецов В., Игнатов А., Селькин В. «Гермес-К» – легкий, многоцелевой, дальнобойный. Военный парад № 3(93) 2009 г. – С. 38 – 40.

4. Сайт разработчика <http://www.kbptula.ru> (дата обращения 10.06.2013)

5. Jane`s Missile`s & Rockets, 2010, No. 6, pp. 1 – 2.

6. Сайт разработчика <http://www.tetraedr.com> (дата обращения 8.07.2010)

7. Jane`s Land Based Air Defence, 2008 – 2009, pp. 176 – 179.

8. Бабичев В.И., Ветров В.В., Костяной Е.М.. Анализ целесообразности использования ракетно-прямоточных двигателей на артиллерийских снарядах. Известия Российской академии ракетных и артиллерийских наук. Москва – 2012. Вып. 4(74). – С. 3 – 8.

9. Ветров В.В. , Дикшев А.И. , Костяной Е.М. . Трансформируемый в полёте, управляемый артиллерийский снаряд с ракетно-прямоточным двигателем. Известия ТулГУ. Технические науки. Вып. 11. Ч. 2. Тула: Изд-во ТулГУ, 2012. – С. 55 – 60.

10. Интегральные прямоточные воздушно-реактивные двигатели на твёрдых топливах (Основы теории и расчёта) / Александров В.Н., Быцкевич В.М., Верховоломов В.К. и др. – М.: ИКЦ «Академкнига», 2006. – 343 с.

11. Ракетные двигатели на твёрдых и пастообразных топливах. Основы проектирования и экспериментальной отработки. – М.: ФИЗМАТЛИТ, 2010. – 320 с.