

УДК 629.7.02

Повышение энерго-баллистической эффективности ракет ближней тактической зоны

Курчанов М. В.

*Конструкторское бюро приборостроения,
проспект Ленина, 92, Тула, 300012, Россия*

e-mail: maxkurchanov@mail.ru

Аннотация

В статье рассмотрены различные способы повышения энерго-баллистической эффективности ракет ближней тактической зоны, а именно: применение разгонно-поражающей двигательной установки, адаптивных органов управления, а также способа создания крутящего момента с помощью нарезных канавок. Выявлены достоинства и недостатки данных способов, приведены результаты численных экспериментов, раскрывающих огромный потенциал данных направлений.

Ключевые слова: разгонно-поражающая двигательная установка, боевая часть, органы управления, нарезы, скос потока

Современные комплексы высокоточного оружия (ВТО), давно перестали являться средством устрашения предполагаемого противника, в настоящее время это симбиоз научно-технической мысли человека, производственных и технологических возможностей изготовителя. По ТТХ вооружения, можно судить о состоянии научно-технической базы, современных технологиях, которыми владеет страна изготовитель. Все современные достижения в науке моментально находят применение в комплексах ВТО.

В Российской Федерации в течение последних двух десятков лет развитие систем вооружения сосредоточено на экстенсивном направлении. В связи с этим в развитии высокоточных ракетных систем образовалось направление по совершенствованию, как конструкционно-технологических параметров, так и энерго-баллистической эффективности летательного аппарата [1]. В рамках данного направления для малогабаритных управляемых ракет существует возможность повысить их летные характеристики посредством способов представленных ниже.

Разгонно-поражающая двигательная установка.

В настоящее время на самоходных зенитно-ракетных комплексах (ЗРК) достаточно широко используют ракеты, выполненные по схеме «дротик». Такие ЛА разгоняются отделяющейся твердотопливной двигательной установкой и осуществляют перехват цели на пассивном участке своей траектории. Характер профиля скорости, обеспечивающий интенсивный разгон ракеты до максимальной скорости усложняет разработку ее конструкции из-за существенного аэродинамического нагрева [2].

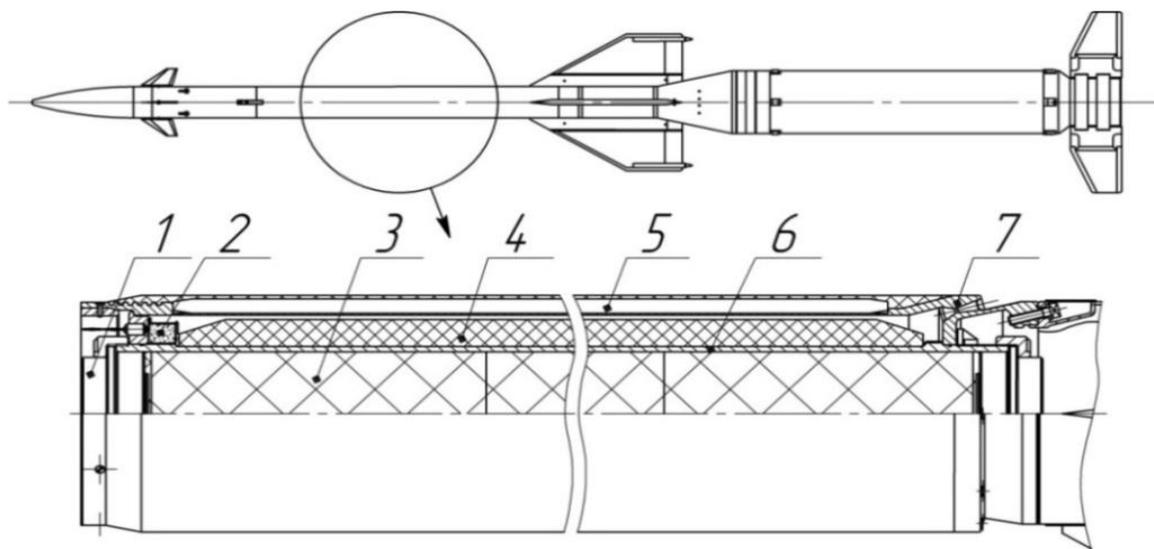


Рисунок 1 – Схема компоновки зенитной управляемой ракеты с РПДУ: 1 – предохранительно-исполнительный механизм (ПИМ); 2 – воспламенитель; 3 – заряд ВВ; 4 – заряд ТТ; 5 – стержни(поражающие боевые элементы); 6 – корпус БЧ; 7 – сопловой блок

Перехват цели на пассивном участке траектории вызывает увеличение потребной перегрузки, и, соответственно, создание необходимой располагаемой перегрузки осложняется низким значением скорости полета. В связи с вышесказанным, целесообразно на борту маршевой ступени расположить дополнительную двигательную установку на твердом топливе, включающуюся за 1,5-2 секунды до встречи с целью и обеспечивающую разгон ракеты непосредственно перед встречей с целью. Такой профиль скорости позволяет уменьшить потребную перегрузку и увеличить располагаемую перегрузку рассматриваемых ЛА. Целесообразно объединить данную ДУ с боевой частью в один агрегат, который позволил бы использовать материал конструкции двигателя для создания дополнительных поражающих элементов, позволяющих сохранить или увеличить требуемую вероятность поражения цели при уменьшении массы боевой части (БЧ). Агрегат ракеты, в котором сочетаются двигательная установка ракеты и ее боевая часть может быть назван разгонно-

поражающей двигательной установкой (РПДУ). Возможная схема компоновки ЗУР, на базе ракеты 9М311, с разгонно-поражающей двигательной установкой представлена на рисунке 1.

Данная двигательная установка (рисунок 1), предназначена для ракет с длительным пассивным участком полета, содержит заряд взрывчатого вещества 3 с корпусом 6, предохранительно-исполнительный механизм 1, воспламенитель 2, заряд твердого топлива 4, прочноскрепленный с корпусом 6, готовые поражающие элементы 5, уложенные вокруг корпуса двигателя и снаружи закрытые пластиковым обтекателем, а также сопловой блок 7.

Для определения целесообразности указанной модернизации, в рамках повышения маневренных свойств ракеты, составим математическую модель полета ЛА с целью определения внешнетраекторных характеристик и прироста располагаемой перегрузки на конечном участке траектории.

В зависимости от решаемой задачи общие уравнения могут быть более или менее существенно упрощены. При движении в вертикальной плоскости обращаются тождественно в нуль уравнения, описывающие изменение боковых параметров и движение летательного аппарата в вертикальной плоскости описывается следующей системой уравнений [3]:

$$\left\{ \begin{array}{l} m \frac{dV}{dt} = P \cos \alpha - X - G \sin \theta; \\ mV \frac{d\theta}{dt} = P \sin \alpha + Y - G \cos \theta; \\ I_z \frac{dw_z}{dt} = M_z; \\ \frac{d\vartheta}{dt} = w_z; \\ R = \sqrt{(D^2 + H^2)}; \\ R \frac{d\varphi}{dt} = -V \sin(\varphi - \theta); \\ \frac{dR}{dt} = V \cos(\varphi - \theta); \\ \frac{dH}{dt} = V \sin \theta; \\ \frac{dD}{dt} = V \cos \theta; \\ \frac{dm}{dt} = -m_{сек.}; \\ \alpha = \vartheta - \theta, \end{array} \right.$$

к которым следует добавить уравнения, описывающие процессы в канале тангажа системы управления. Работа системы управления описывает командный метод наведения по трем

точкам. В каждый момент времени полета ракеты на наземную аппаратуру поступает информация о координатах цели и ракеты. Эти данные преобразуются в необходимые для блока управления данные в виде угла визирования цели (ε) и угла пеленга ракеты (μ):

$$\varepsilon = \frac{Y_c}{X_c}; \mu = \frac{H}{D};$$

Далее сравниваются значения полученных углов, и формируется команда на органы управления:

$$\varepsilon > \mu \Rightarrow \delta = f(R) \cdot \delta_M; \varepsilon < \mu \Rightarrow \delta = -f(R) \cdot \delta_M,$$

– где $f(R)$ – функция, характеризующая величину отклонения рулей, которая зависит от расстояния ракеты до линии визирования ($f(R) \in [0..1]$), δ_M – максимальный угол отклонения рулей.

В данном описании работы системы управления принято допущение, что отсутствуют задержки сигналов поступающих как на наземную аппаратуру, так и на бортовую аппаратуру ракеты, органы управления отклоняются моментально, а также ошибки определения координат цели и ракеты отсутствуют, т.е. система управления идеальна.

Силы, действующие на ЛА, определяются выражением [4]:

$$Y = C_y q S; X = C_x q S,$$

– где C_x и C_y коэффициенты лобового сопротивления и подъемной силы ЛА, соответственно, q – скоростной напора; S – характерная площадь.

Коэффициенты лобового сопротивления и подъемной силы ЛА, положения центра масс ракеты, момент инерции, тяга двигателя рассчитываются заранее и используются в качестве функциональных зависимостей от числа Маха или времени:

$$C_x = f(M); C_y = f(M); x_T = f(t); J_y = f(t); P = f(t),$$

Параметры окружающей среды используются в качестве функций зависящих от высоты полета ЛА (таблица стандартных атмосфер), исходя из скорости ЛА и местной скорости звука, пересчитывается число Маха:

$$\rho = f(y); a = f(y); M = \frac{V}{a},$$

Коэффициенты моментов тангажа по углу атаки, углу отклонения рулей, а также коэффициент демпфирующего момента являются функциями двух параметров – числа Маха и координаты центра масс:

$$m_z^\alpha = f(M, x_T); m_z^\delta = f(M, x_T); m_z^{w_z} = f(M, x_T),$$

Масса ЛА определяется:

$$m = m_0 - dm_t \cdot t,$$

где m_0 – стартовая масса, dm_t – секундный массовый расход топлива.

Во время работы двигателя, происходит смещение центра масс и необходимо ввести пересчет коэффициентов моментов тангажа по углу атаки, углу отклонения рулей:

$$m_z^\alpha = C_y^\alpha (\bar{x}_T - \bar{x}_{F\alpha}); m_z^\delta = C_y^\delta (\bar{x}_T - \bar{x}_{F\delta}),$$

– где $\bar{x}_T, \bar{x}_{F\alpha}, \bar{x}_{F\delta}$ – относительные координаты центра масс, фокусов ЛА по углу атаки и углу отклонения рулей.

Момент тангажа в итоге вычисляется следующим образом:

$$M_z = m_z qSL = (m_z^\alpha \cdot \alpha + m_z^\delta \cdot \delta + m_z^{w_z} \cdot w_z) \cdot qSL,$$

– где α, δ и w_z – угол атаки ЛА, угол отклонения рулей и угловая скорость, соответственно, L – длина корпуса ЛА.

Наличие угла атаки ЛА вызывает образование индуктивного сопротивления, которое также необходимо учитывать:

$$C_{x_a} = C_{x_0} + \frac{C_y^\alpha}{57.3} \alpha^2,$$

– где C_{x_0} – лобовое сопротивление при нулевом угле атаки, C_y^α – коэффициент подъемной ЛА по углу атаки.

Перемещение цели характеризуется следующей системой уравнений движения:

$$\begin{cases} V_{xc} = V_{xc_{i-1}} + a_{xc} \cdot dt, \\ V_{yc} = V_{yc_{i-1}} + a_{yc} \cdot dt, \\ X_c = X_{c_{i-1}} + V_{xc} \cdot dt, \\ Y_c = Y_{c_{i-1}} + V_{yc} \cdot dt; \end{cases}$$

– где V_{xc}, a_{xc} – скорость и ускорение цели по оси x , V_{yc}, a_{yc} – скорость и ускорение цели по оси y , X_c, Y_c – координаты цели, dt – шаг по времени.

Такая математическая модель с достаточной степенью точности позволяет описать управляемый полет ракеты, и позволяет моделировать стрельбу по воздушной цели, характеризующуюся различными параметрами ее полета.

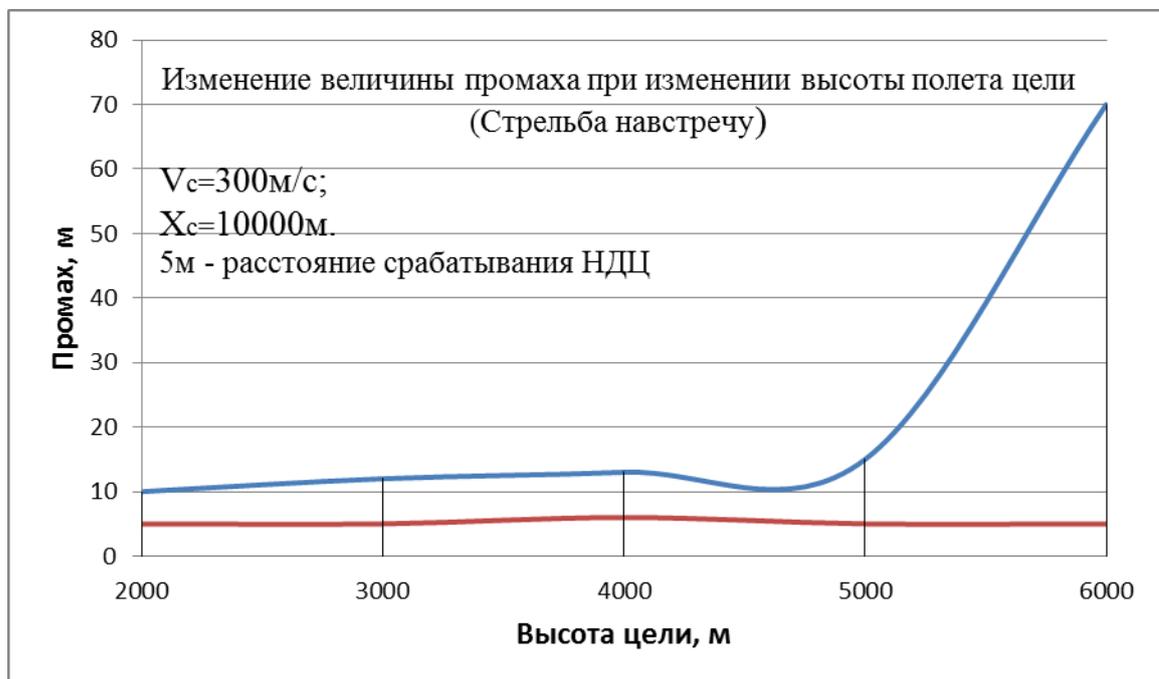
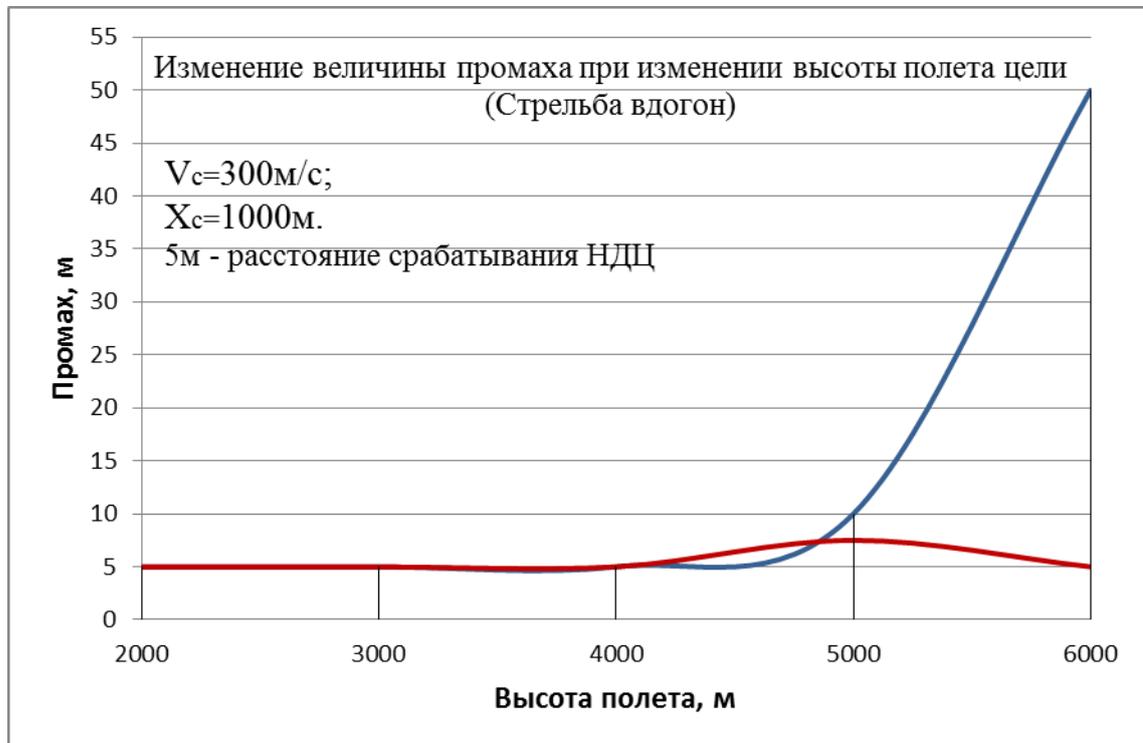


Рисунок 2 – Зависимости величины промаха от высоты полета цели: синий график – зависимость промаха для базового образца (9МЗ11); красный график – зависимость промаха для ЗУР с РПДУ.

Численное моделирование полета ЛА с разгонно-поражающей двигательной установкой позволяет говорить, что его применение позволяет существенно снизить промах ракет, выполненных по схеме «дротик», в дальней и средней зонах поражения. На рисунке 2 представлены зависимости величины промаха ракеты, принятой за базовый образец, от высоты полета цели и ЗУР с разгонно-поражающей двигательной установкой, при стрельбе вдогон и навстречу при скорости цели 200 - 300м/с (расстояние срабатывания неконтактного датчика цели 5м). В дальнейшем под промахом будем понимать минимальное расстояние между ракетой и целью за все время полета.

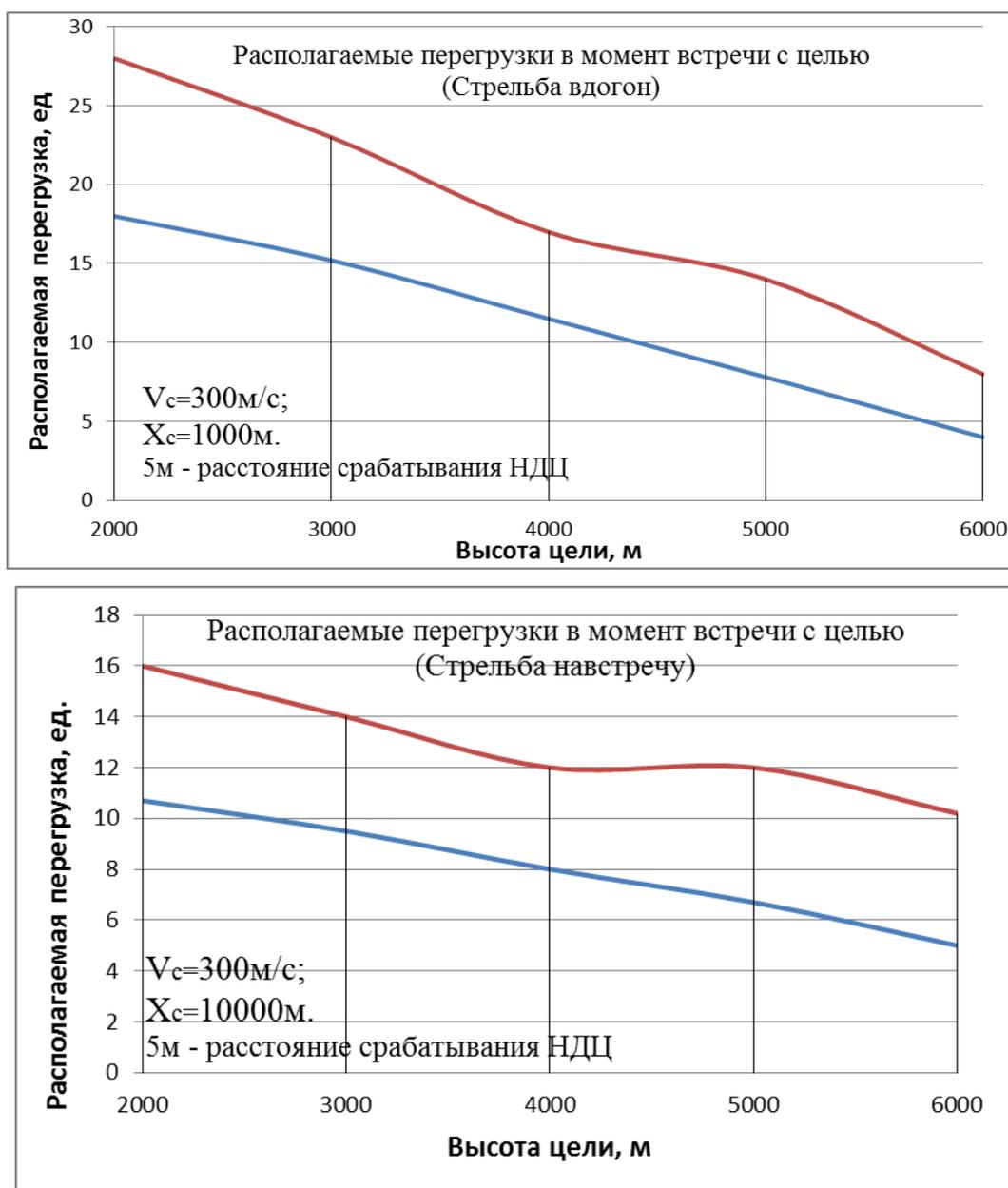


Рисунок 3 – Зависимости располагаемой перегрузки во время встречи с целью от высоты полета цели: синий график – зависимость располагаемой перегрузки для базового образца (9М311); красный график – зависимость располагаемой перегрузки для ЗУР с РПДУ

Из графиков следует, что промах базового варианта сильно зависит от расстояния до цели при том, что доработанный вариант лишен этого недостатка. При этом большое влияние на снижение промаха ракеты в средней и дальней зонах поражения оказывает высокое значение располагаемых перегрузок непосредственно перед встречей с целью (рисунок 3).

Стоит отметить, что увеличение располагаемой перегрузки возникает не только за счет большего значения скорости, но и также за счет смещения центра масс маршевой ступени в сторону кормой части, при горении заряда твердого топлива разгонно-поражающей двигательной установки. В среднем увеличение располагаемой перегрузки перед встречей с целью достигает 6-8 единиц. Проведенное численное моделирование стрельбы по движущейся цели позволило построить зоны поражения (рисунок 4, 5) для ЗУР с РПАР и базового образца. Анализ полученных результатов позволяет сделать вывод о значительном расширении дальней зоны поражения с увеличением вероятности поражения на средних и дальних дистанциях данной ракеты. Данное обстоятельство обусловлено в первую очередь ростом располагаемой перегрузки, а также увеличением скорости ракеты (рисунок 6, 7).

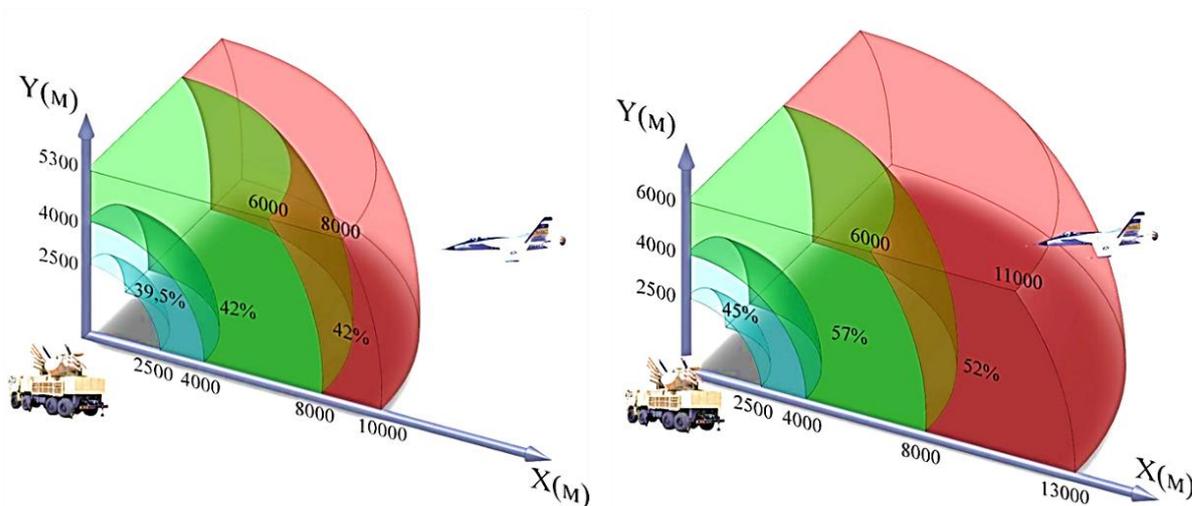


Рисунок 4 – Зоны поражения слева – ЗУР 9М311 (базовый вариант), справа – ЗУР с разгонно-поражающей двигательной установкой, стрельба навстречу, скорость цели 300м/с.

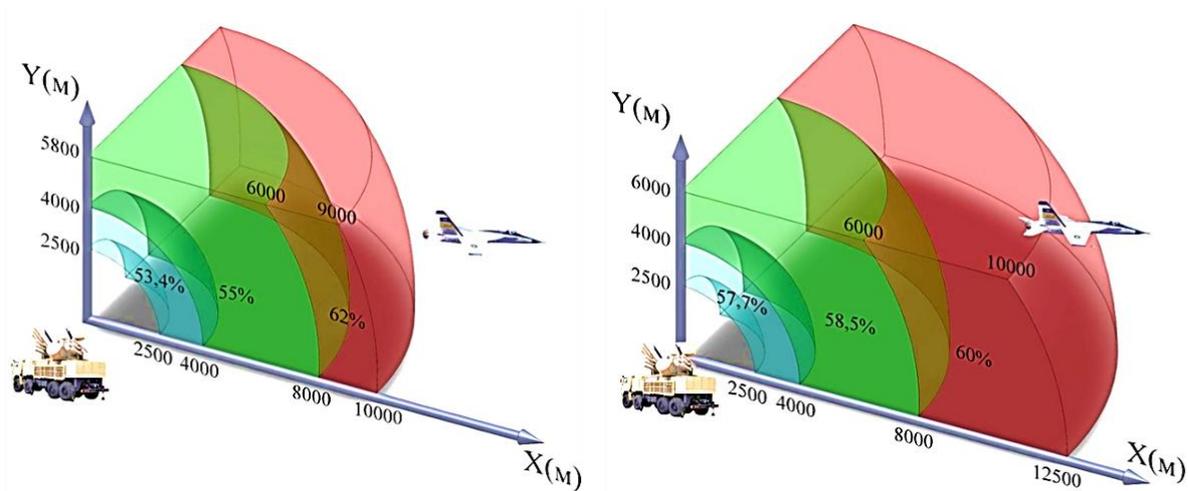


Рисунок 5 – Зоны поражения слева – ЗУР 9М311 (базовый вариант), справа – ЗУР с разгонно-поражающей двигательной установкой, стрельба вдогон, скорость цели 300м/с.

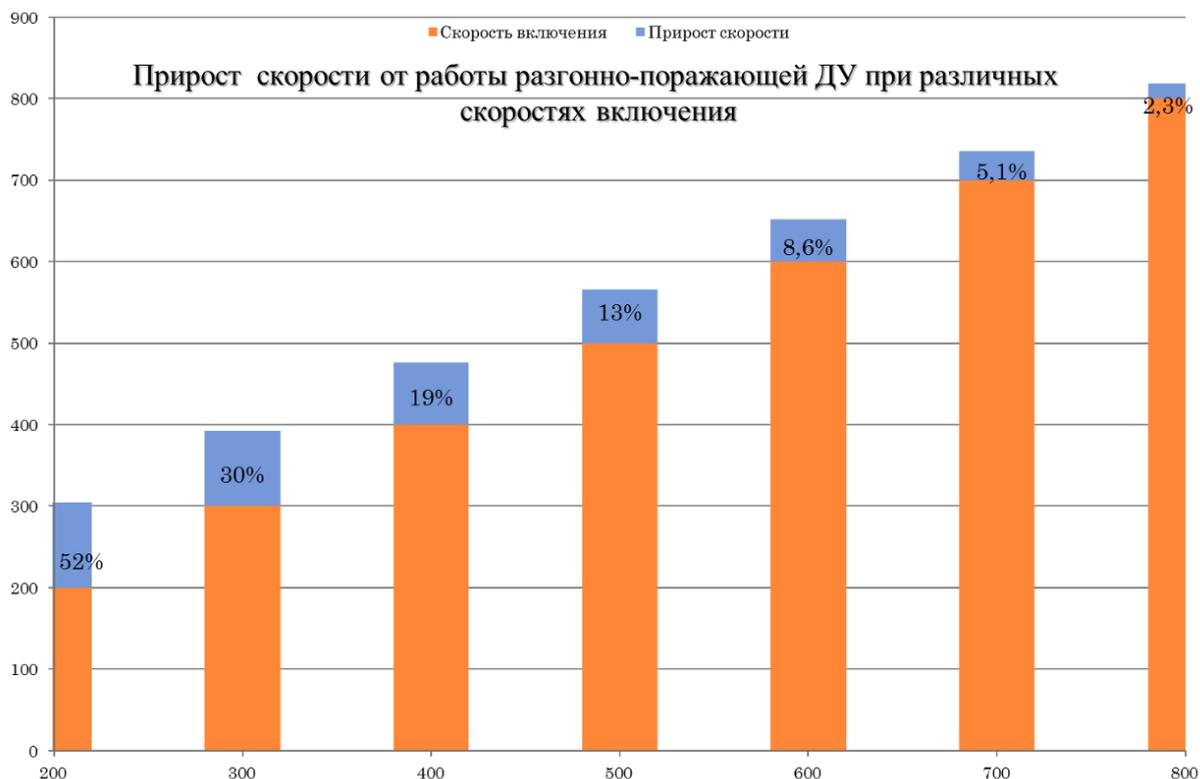


Рисунок 6 – Диаграмма прироста скорости ЗУР при различных скоростях включения разгонно-поражающей двигательной установкой

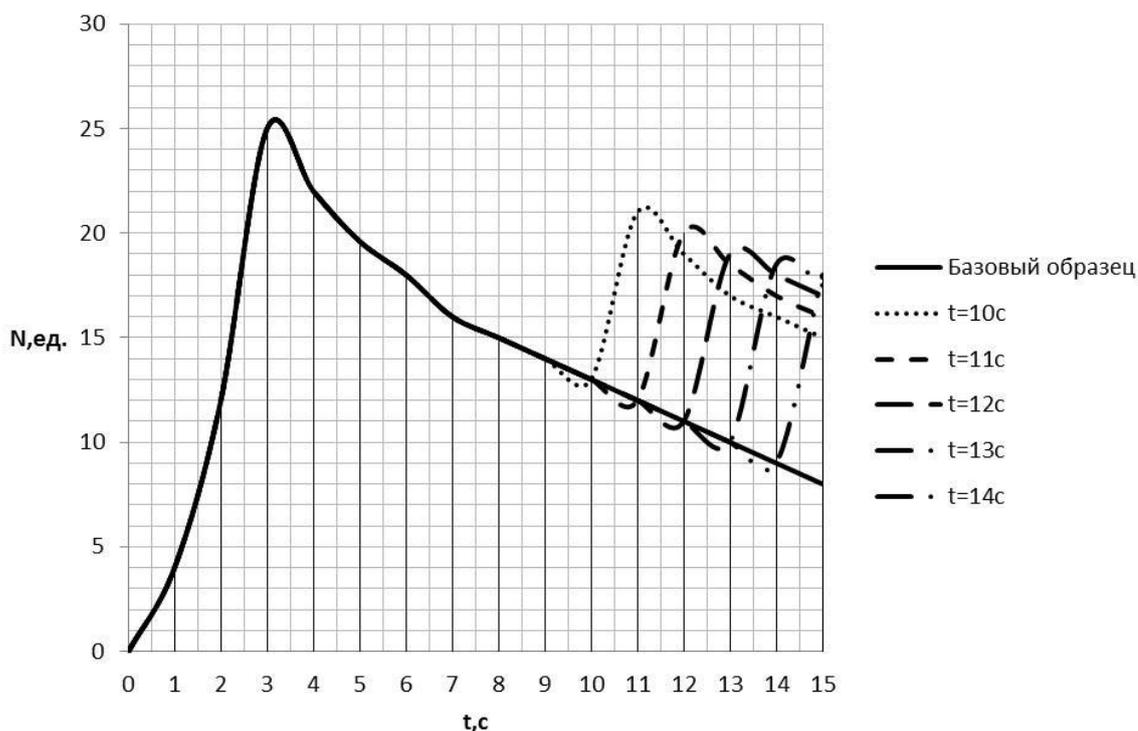


Рисунок 7 – График изменения располагаемой перегрузки ЗУР 9М311 (базового образца) и образца с разгонно-поражающей двигательной установкой в зависимости от времени включения

Результаты численных исследований показали, что вышеописанная компоновка ракеты позволяет добиться увеличения располагаемой перегрузки непосредственно перед встречей с целью в среднем на 6-8 единиц, а поражающее действие боевой части не уступает базовому образцу, взятому для исследования. Моделирование стрельбы в различных ситуациях и с различными начальными условиями показало снижение промаха ракеты во всех случаях в среднем на 5-20%.

Адаптивные аэродинамические органы управления.

Современные реалии ведения боевых действий предполагают использование комплексов ВТО для выполнения поставленной задачи в вооруженных конфликтах и столкновениях. Большинство комплексов ВТО предполагает использование беспилотных летательных аппаратов (ракет) различных типов и классов, применяющихся в зависимости от поражаемой цели.

Для поражения таких целей, как бронированная техника, укрепленные наземные огневые точки, автотранспорт, артиллерийские орудия и боевые расчеты, дистанционно пилотируемые летательные аппараты (ДПЛА), вертолетная техника, самолеты на высотах до 10-15 км, применяются ракеты, в которых управляющая сила, при наведении ЛА на цель,

создается аэродинамическим способом. В большинстве случаев управляющая сила или управляющий момент при указанном способе управления создается при помощи поворотных аэродинамических поверхностей (рулей), отклоняемых на определенный угол в зависимости от команд, полученных от системы управления. В редких случаях вместо рулей используются интерцепторы (прерыватели потока).

Для наведения ракеты на цель используются различные системы наведения, выбор которой зависит от аппаратуры, расположенной на пусковой установке, а также непосредственно на борту ракеты. От аппаратуры, входящей в состав комплекса ВТО напрямую зависит его стоимость.

Главными задачами любой системы наведения являются: расчет траектории движения ракеты с учетом движения цели и выработка команд на органы управления для удержания ракеты на траектории полета к цели. В настоящее время, при существующем развитии науки и техники, движение ракеты строго по заданной системой управления траектории невозможно, ракета постоянно совершает колебания с различной амплитудой вокруг расчетной траектории.

Это объясняется многими причинами: несовпадение расчетной модели планера ЛА с реальной его конструкцией, наличие задержки при выработке и передаче команды на органы управления, погрешность отклонения аэродинамических рулей, превышение или недостаток управляющей силы возникающей при работе органов управления (избыточная или недостаточная маневренность).

Необходимым условием возможности поражения цели является превышение располагаемой перегрузки ЛА над потребными перегрузками предписанные траекторией движения [5], т.е.:

$$n_{расч.} \geq n_{потр.} + \Delta n;$$

– где Δn – запас по перегрузке.

Колебание ракеты вокруг расчетной траектории характерно при условии:

$$n_{расч.} \gg n_{потр.} + \Delta n;$$

Колебания ракеты вокруг расчетной траектории носят возрастающий характер (рисунок 8). При малых размерах цели, в конечной точке траектории амплитуда колебаний может превышать габариты цели, что приводит к промаху ракеты. В таком случае, вероятность поражения цели зависит от положения ракеты относительно расчетной траектории в

конечный момент времени (находится на траектории или же отклонилась в крайнее положение равное амплитуде колебаний), что резко снижает вероятность поражения цели.

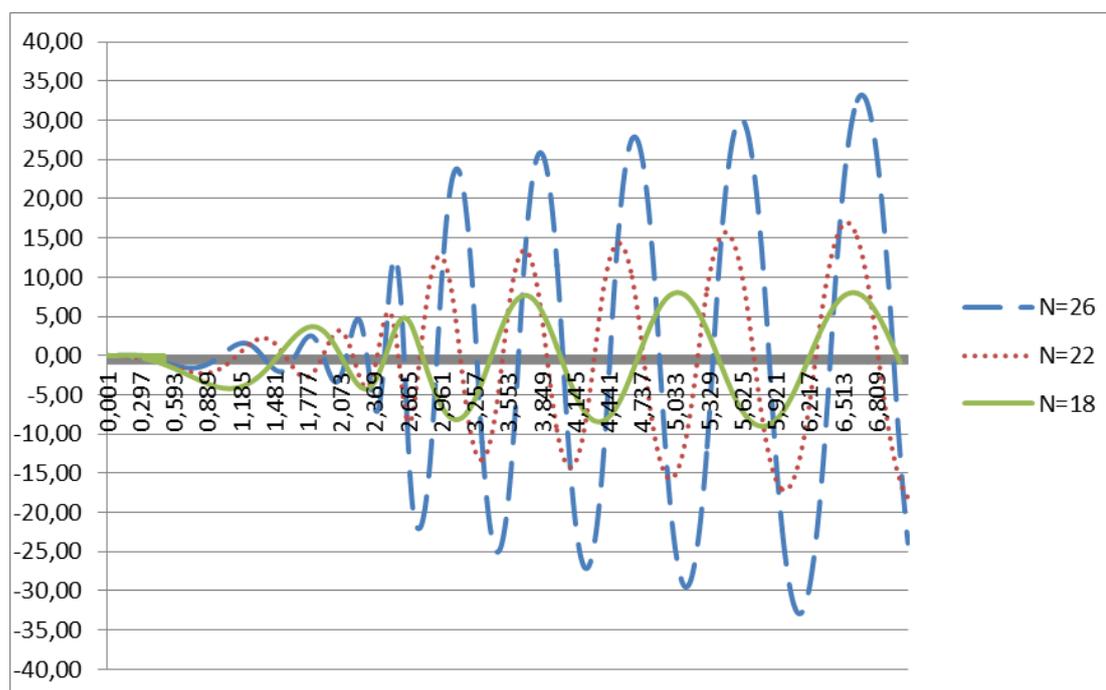


Рисунок 8 – График колебания ракеты от линии визирования в зависимости от времени (N – средняя перегрузка за время полета, кинематическая потребная перегрузка равна нулю – цель неподвижна)

Анализ полетов управляемых ракет показывает, что причинами начала колебаний является превышение управляющей силы, возникающей при отклонении органов управления, над силой необходимой для выхода на расчетную траекторию, а также инерционность ЛА. Первая причина обусловлена невозможностью отклонения аэродинамических поверхностей на малые углы с высокой степенью точности, а вторая из первого закона Ньютона [6].

Для минимизации расхождения значений расчетной управляющей силы и силы возникающей при работе аэродинамических рулей возможно применение адаптивных органов управления. Главной задачей последних является регулирование подъемной силы, вызванной при отклонении рулей. Вариант конструкции адаптивных органов управления представлен на рисунке 9.

Аэродинамический руль (рисунок 9) выполнен в виде поворотной профильной полый консоли со стреловидными передней и задней кромками и пазами 3, распределенными по поверхности руля. В полости руля расположена пластина 2, на которой имеются пазы такой же формы и размеров, как и на поверхности руля, и пьезоэлементы 1. При подаче напряжения на пьезоэлементы, они, меняя свои характерные размеры, приводят в движение

пластину, совмещая и разсовмещая пазы на ней с пазами на поверхности руля. Таким образом, достигается регулирование подъемной силы, на поверхности руля при его отклонении, что повышает точность стрельбы управляемым снарядом или ракетой, а также снижение аэродинамического шарнирного момента.

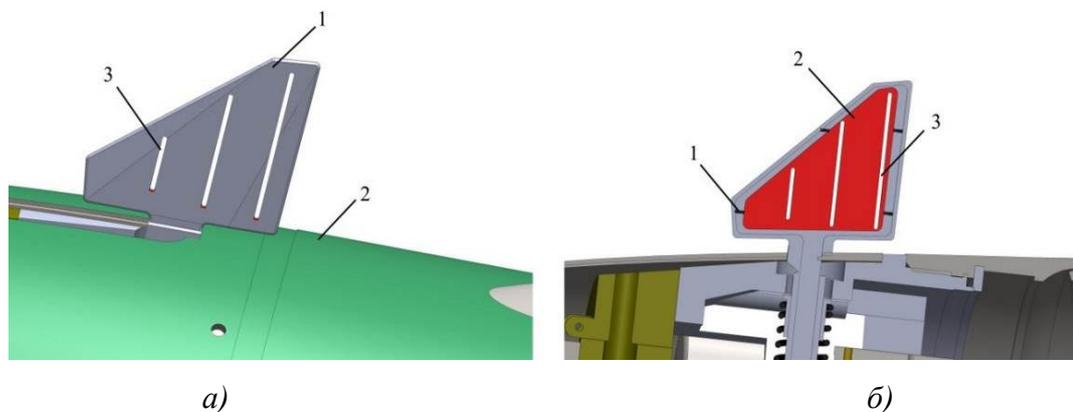


Рисунок 9 – Конструкция адаптивных органов управления

а) общий вид: 1 – аэродинамическая поверхность; 2 – корпус ЛА; 3 – пазы;

б) вид с разрезом: 1 – пьезоэлементы; 2– пластина; 3 – пазы

В начальный момент времени отверстия расположенные на поверхности руля (3а) не совпадают с отверстием на пластине, находящейся внутри руля (3б). В таком положении обтекание аэродинамического руля потоком воздуха происходит в нормальном режиме и подъемная сила, полученная при отклонении рулей на угол атаки равна расчетному значению. При команде на органы управления, необходимой для выхода на расчетную траекторию, происходит отклонение органов управления из нулевого положения, при этом в момент, когда требуемые углы отклонения рулей достаточно малы (Ракета находится близко к расчетной траектории), подается сигнал на бортовую аппаратуру ракеты, которая подает напряжение на пьезоэлементы (1б). За счет того что пьезоэлементы в зависимости от подаваемого на них напряжения могут менять свои характерные размеры, отверстия на пластине (3б) и руле (3а) совмещаются, при этом начинается перетекание воздуха с одной кромки руля на другую, и разница давлений на верхней и нижней кромках падает. Это приводит к снижению подъемной силы до требуемого значения и в итоге к снижению колебаний ракеты вокруг расчетной траектории.

Второе назначение адаптивных органов управления является увеличение располагаемой перегрузки ЛА в случае, когда $n_{расч.} < n_{нотр.} + \Delta n$; , т.е. ракета не может осуществить маневр, предписанный системой наведения.

В отличие от первого случая, в такой ситуации рули с открытыми отверстиями отклоняются на большие углы атаки (до 40...45°), при этом за счет перетекания газа с одной кромки руля на другую перестает проявляться срыв потока, характерный для больших углов атаки, и вследствие этого, зависимость подъемной силы от угла атаки, даже при углах 40...45° имеет практически линейный характер (рисунок 10).

На рисунке 10 видно, что руль с открытыми отверстиями при больших углах атаки имеет большую подъемную силу, чем руль с закрытыми отверстиями, как при малых углах атаки, так и при больших.

Стоит отметить, что адаптивные органы управления являются перспективным направлением по увеличению вероятности поражения цели, как зенитных, так и противотанковых комплексов ВТО. Они имеют достоинства по сравнению с обычными аэродинамическими органами управления, таких как: возможность регулирования подъемной силы, быстрое действие регулирования подъемной силы за счет применения пьезоэлементов, а также работа в широком диапазоне углов атаки. В свою очередь можно отметить и недостатки: сложность изготовления и низкая прочность по сравнению с обычными рулями.

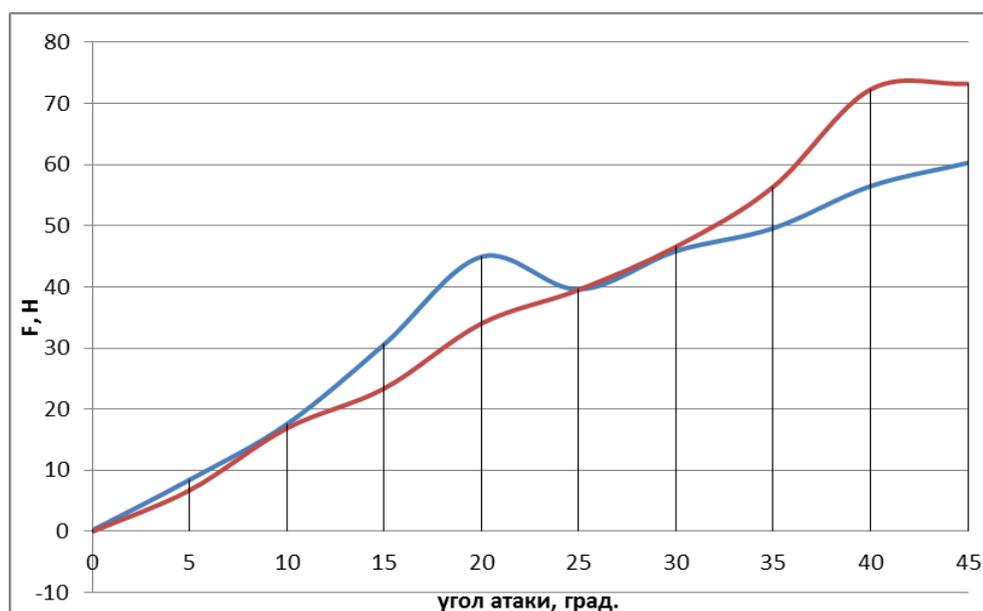


Рисунок 10 – Зависимость подъемной силы на аэродинамическом руле от угла атаки при дозвуковых скоростях полета ЛА (скорость потока 100м/с)

Синий график – руль с закрытыми отверстиями;

Красный график – руль с открытыми отверстиями

Применение адаптивных органов управления совместно с современными системами наведения, а также с новейшей расчетно-вычислительной аппаратурой резко повышает

вероятность поражения цели до нового уровня, а, следовательно, увеличивает эффективность и стоимость комплекса ВТО.

Создание крутящего момента с помощью нарезных канавок на корпусе управляемой ракеты.

В настоящее время в отечественных реактивных системах залпового огня (РСЗО), таких как «Град», «Ураган», «Смерч», а также комплексах высокоточного оружия (ВТО) – «Корнет», «Гунгуска», «Панцирь», «Стрела», «Игла», «Метис» и др. используются оперенные снаряды, проворачивающиеся вокруг продольной оси. В снарядах РСЗО вращение снаряда по крену используются для снижения рассеивания [4], в то время как в приведенных выше комплексах ВТО вращение ракеты вокруг своей оси обусловлено использованием аэродинамической схемы «утка» [7] (схема при которой у летательного аппарата органы продольного управления расположены впереди крыла), т.к. в данной схеме стабилизация ракеты по крену сильно усложняет систему управления, а, следовательно, увеличивает стоимость изделия.

При выборе частоты вращения ракеты по крену, конструктор руководствуется следующими соображениями:

– несовпадение частоты вращения ракеты вокруг оси с периодом колебаний основного тона конструкции для исключения возникновения резонанса;

– возможность управления снарядом при заданной скорости вращения.

Закрутка снарядов вокруг своей оси, происходит при движении ракеты по направляющей пусковой установки или при движении в транспортно-пусковом контейнере. На траектории частота вращения ракеты поддерживается косопопоставленным оперением, а также при наличии большого активного участка косопопоставленными соплами [1].

Недостаток поддержки скорости вращения снаряда за счет косопопоставленного оперения заключается в достаточно большом падении частоты вращения в конце траектории полета [8] (обуславливается низким значением скорости ЛА при большом пассивном участке траектории), а также из-за несоответствия угла установки лопастей стабилизатора или же консолей крыла, вследствие, наличия допуска на угол установки. Например, при расчетном угле установки консоли крыла $15'$ допуск на установку равен $\pm 5'$, что составляет $\sim 30\%$ и, соответственно, частота вращения снаряда может различаться в таких же пределах, что недопустимо при проектировании сложных технических систем. Также уменьшение допусков на угол установки оперения ракеты ведет к снижению технологичности конструкции, а также к увеличению стоимости изделия.

Для устранения этих недостатков можно поддерживать частоту вращения снаряда с помощью винтовых нарезов расположенных на корпусе ракеты.

Нарезы могут располагаться в любой части фюзеляжа и даже проходить по всей длине ракеты. Варьируя длину нарезной части, ширину и глубину нареза, их количество, угол закрутки можно добиться получения необходимого крутящего момента для поддержания частоты вращения снаряда, а также снизить его лобовое сопротивление.

В результате моделирования газодинамического процесса обтекания ракеты, выполненной по бикалиберной схеме, с нарезными расположенными на корпусе разгонной двигательной установки были получены характерные картины линий тока потока воздуха в области нарезов (рисунок 11) и на основе них получены данные об углах закрутки потока воздуха относительно продольной оси ракеты.

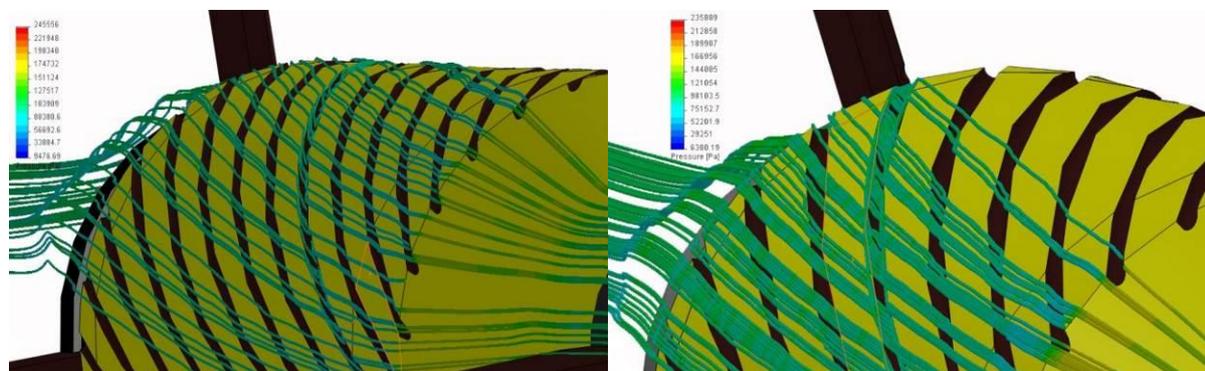


Рисунок 11 – Линии тока обтекания ракеты, выполненной по бикалиберной схеме, с нарезными, расположенными по всей длине стартового двигателя (Слева – угол закрутки нарезов – 15° , справа – 10° , глубина нареза – 1,5 мм, количество – 25 шт., скорость – 800 м/с)

На рисунке 11 видно, что поток воздуха, попадая в нарезную канавку, отклоняется на небольшой угол относительно продольной оси, затем пройдя некоторое расстояние внутри нареза, срывается из него, вследствие малой глубины нареза, и выходит на наружную поверхность двигателя, отклоняясь от продольной оси ракеты. Двигаясь далее, поток снова затекает в область следующего нареза и происходит описанная выше ситуация. На рисунке 11 также можно заметить, что при меньшем угле закрутки нарезной канавки, срыв потока значительно меньше и большая часть потока воздуха движется внутри нареза. При этом угол закрутки потока все равно оказывается больше у нарезных с большим углом закрутки.

Ниже представлено в виде графиков (рисунок 12) распределение угла поворота потока по длине нарезной части ЛА, на котором видно, что поток, в одном случае, разворачивается в результате затекания в нарезы неравномерно: в начале нарезной части поток резко начинает закручиваться, тогда, как далее интенсивность роста угла поворота струйки воздуха падает, но в тоже время в некоторых областях она опять возрастает. Такой характер изменения

закрутки потока был получен для нарезов с углом закрутки 15° и объясняется, тем, что происходит срыв потока из области канавок, что вносит нелинейность в интенсивность изменения угла поворота потока.

В тоже время для нарезных канавок, установленных под углом 10° к продольной оси ракеты, график изменения закрутки потока является практически линейным, что говорит о безотрывном обтекании нарезов.

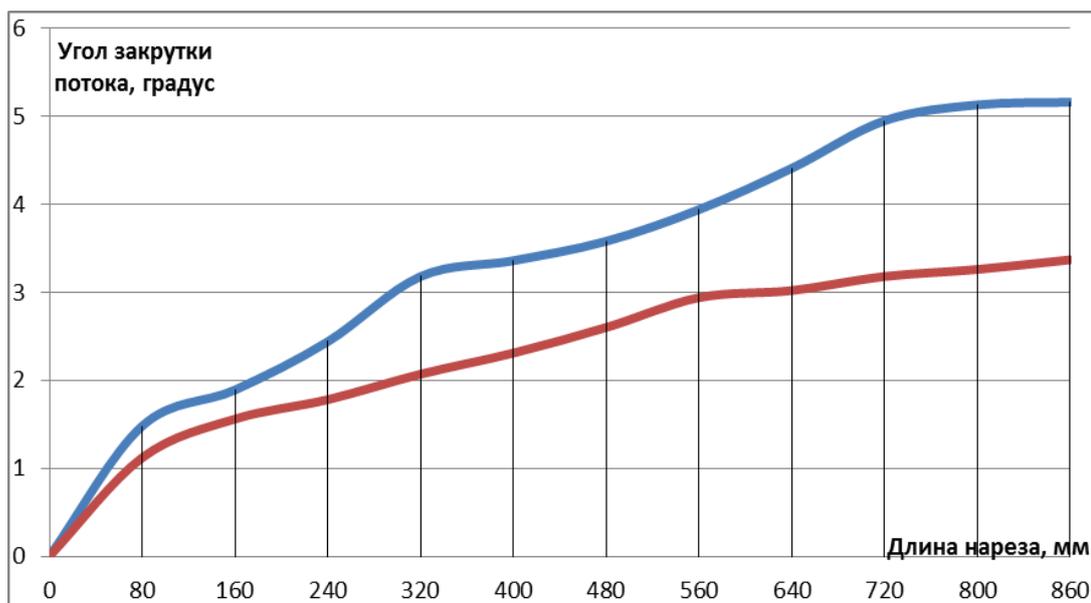


Рисунок 12 – Распределение угла поворота потока по длине нарезной части ЛА, скорость 800м/с

Красный график – угол нарезов – 10° , синий график – угол нарезов – 15°

Не смотря на все перечисленные выше достоинства поддержки скорости вращения ЛА с помощью нарезных канавок, величина крутящего момента, полученная на нарезной части несоизмерима мала, по сравнению с косо поставленным оперением, что не позволяет получить требуемое значение момента необходимое для обеспечения постоянной скорости вращения ракеты в полете. В связи с этим использование нарезных канавок без стабилизаторов не представляется возможным на управляемых ракетах и возможно лишь на неуправляемых снарядах (пулях), вращение которых обусловлено необходимостью увеличения кучности стрельбы и крутящий момент, потребный для устойчивого полета на предписанную в ТТХ дальность, придается снаряду в канале ствола, а нарезы на корпусе ЛА нужны для снижения разброса скорости вращения снаряда при стрельбе на максимальную дальность.

Гораздо больший интерес представляет использование нарезов на корпусе ЛА в качестве дополнительного элемента для создания крутящего момента вместе с оперением,

причем стабилизаторы могут быть установлены под нулевым углом к продольной оси ракеты, вследствие закрутки потока воздуха на нарезной части ЛА. При таком использовании нарезных канавок крутящий момент создается не только на нарезной части ЛА, но также и на стабилизаторах, установленных без угла атаки.

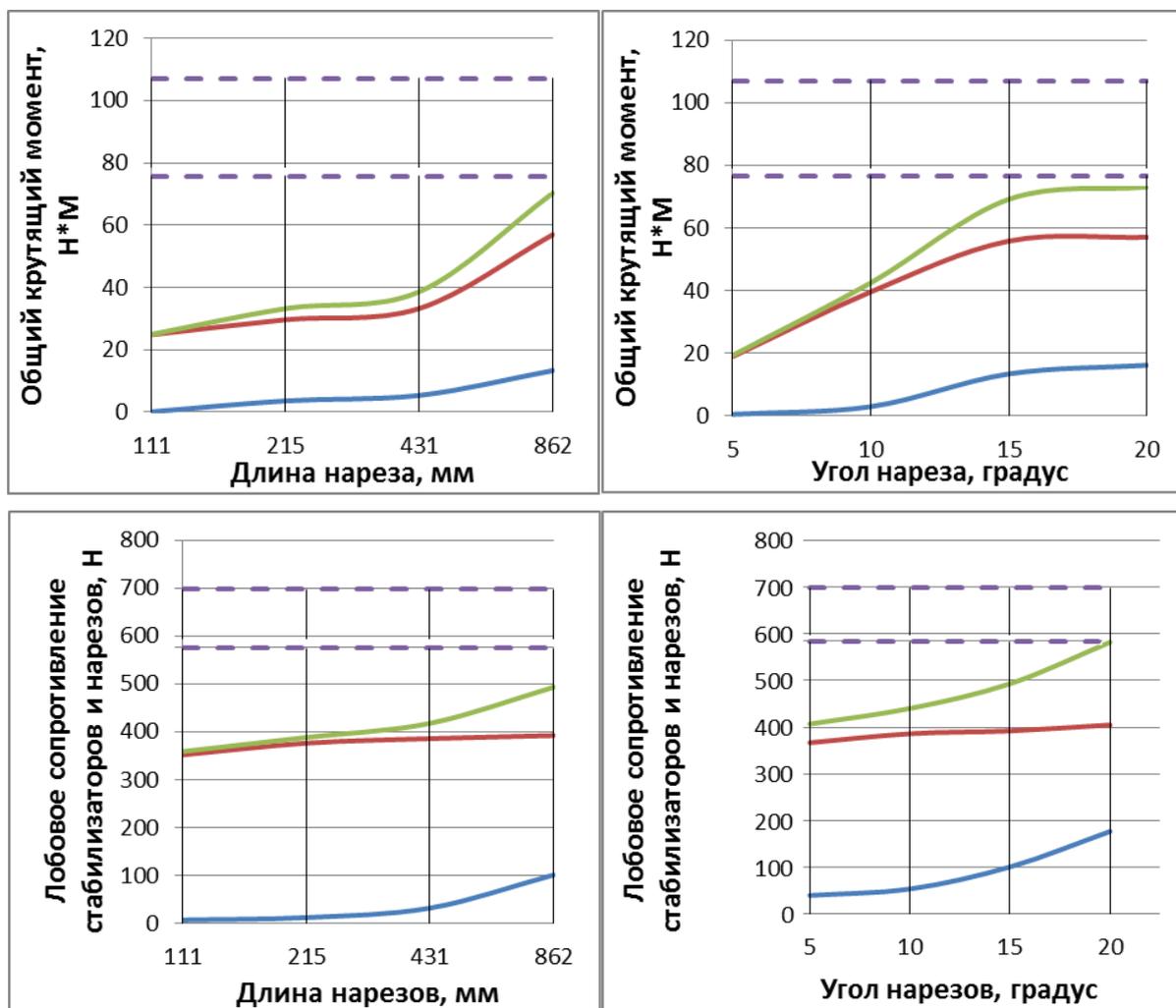


Рисунок 13 – Зависимость крутящего момента и лобового сопротивления на стабилизаторах и нарезках, от длины нарезной части и угла закрутки нарезов, глубина нарезки – 1,5 мм, количество – 25 шт., скорость – 800 м/с: Синий график – крутящий момент и лобовое сопротивление нарезной части, красный график – крутящий момент и лобовое сопротивление стабилизаторов под нулевым углом атаки, полученный от схода потока на нарезной части, зеленый график – общий крутящий момент и лобовое сопротивление нарезной части ЛА и стабилизаторов, нижняя пунктирная граница – крутящий момент и лобовое сопротивление стабилизаторов, установленных под углом 2°-30°, верхняя пунктирная граница – крутящий момент и лобовое сопротивление стабилизаторов, установленных под углом 2°+30°.

Сравнительные характеристики крутящего момента и лобового сопротивления стабилизаторов, установленных под углом $2^\circ \pm 30'$ к продольной оси ракеты и нарезов вместе с оперением ЛА представлены на рисунке 13.

Представленные зависимости позволяют сделать вывод о том что описанный выше способ позволяет получить практически такой же крутящий момент, который можно получить на стабилизаторах, установленных под углом $2^\circ \pm 30'$ к продольной оси, при том, что лобовое сопротивление нарезной части ЛА и стабилизаторов, установленных без угла атаки оказывается значительно ниже. Сравнительные зависимости крутящего момента и лобового сопротивления от скорости полета ЛА представленные на рисунке 14, указывают, что оба метода практически одинакового зависят от данного параметра.

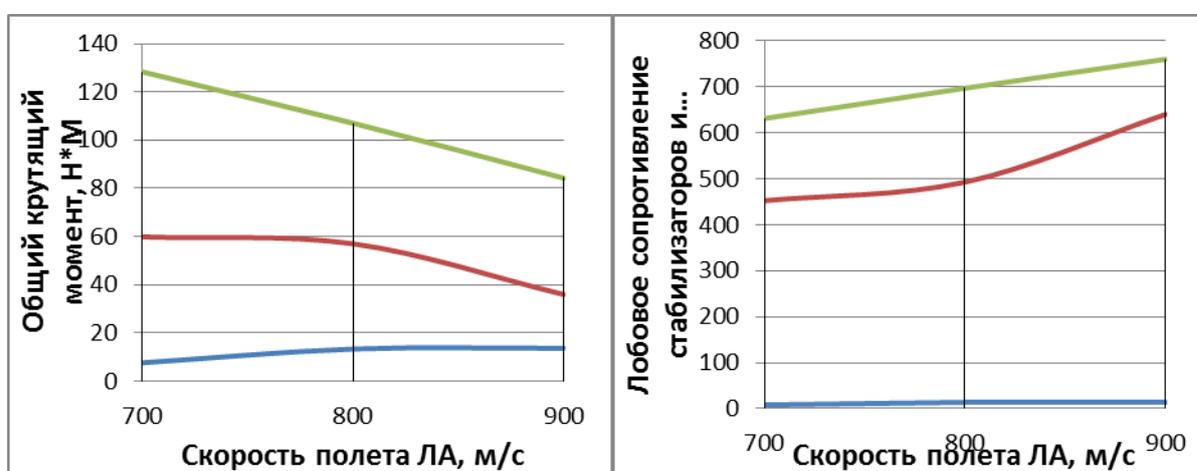


Рисунок 14 – Зависимость крутящего момента и лобового сопротивления на стабилизаторах и нарезках от скорости полета– 1,5 мм, количество – 25 шт., скорость – 800 м/с: синий график – крутящий момент и лобовое сопротивление нарезной части, красный график – крутящий момент и лобовое сопротивление стабилизаторов под нулевым углом атаки, полученный от скоса потока и нарезной части ЛА, зеленый график – крутящий момент и лобовое сопротивление стабилизаторов, установленных под углом $2^\circ \pm 30'$

В результате проведенных исследований можно сделать вывод о том, что использование метода создания крутящего момента для поддержания скорости вращения управляемого беспилотного летального аппарата, возможно, только вместе со стабилизирующими аэродинамическими поверхностями, установленными без угла относительно продольной оси ракеты. При этом достигается значительное снижение лобового сопротивления ЛА. Также данный метод возможен к применению для нивелировки, т.е. устранению погрешностей изготовления блока стабилизаторов управляемых ракет.

Библиографический список

1. Ветров В.В. Физические основы устройства и функционирования стрелково-пушечного артиллерийского и ракетного оружия. Часть II. Физические основы устройства и функционирования ракетного оружия: учебник для вузов / под. ред. проф. В.В. Ветрова и проф. В.П. Строгалева. – Тула: Изд-во ТулГУ, 2007 – 784 с.
2. Голубев И.С., Самарин А.В. Проектирование конструкций летательных аппаратов. – М.: Машиностроение, 1991. – 512 с.
3. Лебедев А.А., Чернобровкин Л.С. Динамика полета беспилотных летательных аппаратов. – М.: Машиностроение, 1973. – 616 с.
4. Орлов А.Р. Основы устройства и функционирования снарядов реактивных систем залпового огня: Учеб. пособие / Тул. гос. ун-т. – Тула, 2002. – 156 с.
5. Дмитриевский А.А. Внешняя баллистика. – М.: Машиностроение, 1979. – 479с.
6. Краснов Н.Ф. Аэродинамика. Часть 1. Основы теории. Аэродинамика профиля и крыла. – М.: Либроком, 2010. – 498 с.
7. Голубев А.Г., Калугин В.Т. Аэродинамика, – М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2010. – 687 с.
8. Новиков В.Н., Авхимович Б.М., Вейтин В.Е. Основы устройства и конструирования летательных аппаратов. – М.: Машиностроение, 1991. – 368 с.