

Дальнейшее развитие исследования предлагаемой идеи наддува стержней ферменных конструкций избыточным внутренним давлением для уменьшения их требуемой массы, или для увеличения несущей способности будет заключаться в проведении численной проверки жизнеспособности методом конечных элементов, поиска аналитических зависимостей для проверки результатов численного моделирования, и определения, возможен ли положительный эффект от наддува стержней избыточным давлением.

В случае, если положительный эффект будет продемонстрирован, полезным будет создание методики синтеза оптимального ферменного отсека предлагаемой конструкции по заданным начальным данным.

В том же случае, возможны будут исследования различных зависимостей, возникающих при расчёте ферменных конструкций с наддутыми стержнями и рекомендации по их эксплуатации.

Библиографический список

1. Березиков В.В., Буров М.А. и др. «Конструкция управляемых баллистических ракет», М., Воениздат, 1969, с. 26
2. Погорелов В.И. «Прочность и устойчивость тонкостенных конструкций», Балт. гос. техн. ун-т – СПб., 2005, с. 118
3. Губанов Б.И. «Триумф и трагедия «Энергии». Размышления главного конструктора. Том 3: «Энергия» – «Буран», Нижний Новгород, издательство НИЭР, 1998, глава 15
4. Сайт-источник: <http://www.buran.ru/htm/gubanov3.htm>, дата обращения: 31.03.2018

УДК

ОЦЕНКА ВОЗМОЖНОСТИ ПОРАЖЕНИЯ ГОЛОВНЫХ ЧАСТЕЙ БАЛЛИСТИЧЕСКИХ РАКЕТ ОСКОЛОЧНО-ФУГАСНОЙ ЦИЛИНДРИЧЕСКОЙ БОЕВОЙ ЧАСТЬЮ.

Д. А. Смирнов, С. Н. Ельцин, М. М. Степанов

Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова

Современные системы наведения способны обеспечить кинетический перехват ГЧ БР на скоростях более 10 км/сек. Широко известен перехват противоракетой GBI головной части-мишени межконтинентальной баллистической ракеты, который произошел 30 мая 2017 г. Кроме того, известна и успешная статистика перехвата противоракетой THAAD, которая в 2007 г. перехватывала ракеты SCUD, в 2012 г. перехватывала ракету мишень E-LRALT. Несмотря на успешные перехваты баллистических целей противоракетами ближнего и дальнего космоса, возможны небольшие промахи порядка нескольких метров, которые могут происходить в связи с неточностями работы системы наведения. Для того, чтобы компенсировать эти небольшие промахи, целесообразно использовать неконтактные средства поражения, например осколочно-фугасные боевые части.

Из-за больших скоростей встречи годограф разлета осколочного поля и сфера разлета ПД очень сильно деформируется в динамике, поэтому представляет интерес определения возможных точек подрыва ОФБЧ для обеспечения поражения цели. Знания о характеристиках движения ГЧ и противоракеты, а также конструкции ГЧ и ОФБЧ противоракеты позволяет построить качественную картину зоны поражения цели.

Для расчета полета ракеты с ГЧ на активном участке траектории воспользуемся пакетом ППП САПР БГТУ РБ. Для расчета полета траектории головной части на пассивном участке траектории воспользуемся системой дифференциальных уравнений [1]:

$$\frac{dl}{dt} = \frac{R_3}{R_3 + h} v \cos\theta$$

$$\frac{dh}{dt} = -v \sin\theta$$

$$\frac{dv}{dt} = -c_{x0} \rho(h) S \frac{v^2}{2m} + g \sin\theta$$

$$\frac{d\theta}{dt} = \frac{g \cos\theta}{v} - \frac{v \cos\theta}{R_3 + h}$$

где: $\frac{dl}{dt}$ – изменение расстояния по оси OX ГЧ с течением времени; $\frac{dh}{dt}$ – изменения высоты полета

по оси OY ГЧ с течением времени; $\frac{dv}{dt}$ – изменение скорости полета ГЧ с течением времени; $\frac{d\theta}{dt}$ –

изменение угла возвышения с течением времени; $\rho(h)$ – закон изменения плотности воздуха от высоты, c_{x0} – коэффициент лобового сопротивления ГЧ; S – площадь мишени ГЧ; R_3 – радиус земли; g – скорость свободного падения тела (9.81 м/сек); ρ_0 – плотность воздуха при высоте $h=0$ (1.225 кг/м³).

Данная система уравнений справедлива только моноблочной ГЧ или для первого отделяемого блока РГЧ ракеты типа LGM Minuteman-3. Отделение первого боевого блока происходит в конце активного участка траектории, а разделение последующих осуществляется после их развозки боевой ступенью в точки, заданные программой полета.

Экспортируя данные конца активного участка в краевые условия системы дифференциальных уравнений, получаем характеристики движения ГЧ, а также положение ее в пространстве на момент подрыва ОФБЧ.

В качестве объекта воздействия ОФБЧ возьмем головную часть ракеты LGM Minuteman-3 со следующими характеристиками [2]; калибр ГЧ – 0,541 м; длина ГЧ – 1,811 м;

Предполагаемые используемые конструкционные материалы, используемые в ГЧ:

- ТЗП – асботекстолит ($\rho=1600$ кг/м³, $\sigma_{дин}=2,8$ ГПа, $h=40$ мм);
- Корпус – алюминий ($\rho=2700$ кг/м³, $\sigma_{дин}=0,93$ ГПа, $h=3$ мм);
- Оболочка ВВ – сталь ($\rho=7800$ кг/м³, $\sigma_{дин}=1$ ГПа, $h=30$ мм);
- ВВ – окфол ($A=0.012$, $B=1900$, $K=0.57$, $n=0.30$);
- Устойчивость к избыточному внешнему давлению – 1000кПа;
- Доверительная вероятность поражения – 0,95.
- Характеристики ОФБЧ:
- диаметр БЧ – 0,3 м; длина БЧ – 0,45 м; ВВ – ОМА;
- Материал осколков – вольфрам, размеры одного осколка 15x15x15мм.

Определим примерные параметры встречи объектов, реализовав наведение боевой ступени с расстояния не более 300 км от цели и на высоту точки встречи в диапазоне от 200 до 600км. Такая высота и такая дальность перехвата обосновывается работой современных заатмосферных перехватчиков типа SM-3[3]. Наведение будем осуществлять по методу пропорционального сближения (угловая скорость касательной к траектории летательного аппарата пропорциональна угловой скорости линии визирования).

Система уравнений, описывающая движение перехватчика в этом случае [4]:

$$\frac{dr}{dt} = v_{ц} \cos(\theta_{ц} - \varphi) - v \cos(\theta - \varphi)$$

$$\frac{d\varphi}{dt} = \frac{1}{r} [v_{ц} \sin(\theta_{ц} - \varphi) - v \sin(\theta - \varphi)]$$

$$\frac{d\theta}{dt} = k \frac{d\varphi}{dt}$$

$$\frac{dx}{dt} = v(t)\cos\theta \quad (1)$$

$$\frac{dy}{dt} = v(t)\sin\theta$$

$$\frac{dv}{dt} = -c_{x0}\rho(h)S \frac{v^2}{2m} + g\sin\theta$$

$$n_y = \frac{v(d\theta_y/dt)}{g}$$

где: v – скорость движения ракеты; v_c – скорость движения цели; θ – угол тангажа ракеты; θ_c – угол тангажа цели; φ – угол наклона линии визирования ракеты; r – расстояние между ракетой и целью; k – коэффициент пропорциональности; g – гравитационная постоянная; m – масса ракеты; S – площадь мишени ракеты; c_{x0} – коэффициент лобового сопротивления ракеты; ρ – плотность воздуха на данной высоте. $\frac{dr}{dt}$ – описывает изменение расстояния между ракетой и целью; $\frac{d\varphi}{dt}$ – описывает угловую скорость вращения линии визирования ракеты; $\frac{d\theta}{dt}$ – описывает угловую скорость вращения ракеты; $\frac{dx}{dt}, \frac{dy}{dt}$ – описывает изменение соответствующих координат с течением времени ракеты; $\frac{v(d\theta_y/dt)}{g}$ – описывает нормальные поперечные перегрузки, испытываемые ракетой.

На момент встречи ГЧ движется со скоростью 6,6 км/сек и с углом тангажа 3220, а боевая ступень перехватчика со скоростью 6,9 км./сек и с углом тангажа 1250 (рис.1). Углы тангажа отсчитываются от оси ОХ против часовой стрелки.

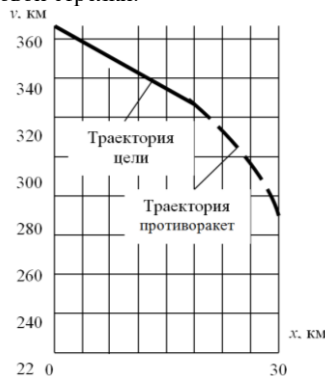


Рис. 1 «Траектория наведения противоракетны на цель при работе ГСН»

Сделаем следующие допущения для решения задачи поражения:

- После подрыва осколки и ПД относительно цели движутся со скоростями порядка 10 км/сек, при этом расстояние между объектами не превышает несколько метров, поэтому принимается, что цель после подрыва движется равномерно и прямолинейно;
- Поскольку перехват осуществляется на большой высоте (порядка 200 км), то можно принять, что осколки и ПД также движутся равномерно и прямолинейно;
- Воздействие ПД и осколочного поля протекает за время 10-5-10-6 сек. Поскольку сама ГЧ является достаточно инертным телом, то принимается, что попадание i -го осколка или i -го элемента ПД не влияет на направление и скорость движения цели, поэтому расчет для элемента с номером $i+1$ проводится в тех же условиях, что и для i -го элемента;
- Все пространство внутри корпуса БЧ заполнено равномерно одним взрывчатым веществом;
- Размер осколков много меньше размеров ГЧ, поэтому их можно представить в виде материальных точек, лежащих на поверхности ГЧ;

- Торцевой разлет каких-либо фрагментов не учитывается;
- Инициирование ВВ происходит в середине ОФБЧ;
- Падение давления ПД начинает происходить от точки инициирования ВВ;
- Цель аппроксимируем в конус;

При подрыве ОФБЧ ПД разлетаются в статике сферически. Однако из-за больших скоростей цели и ракеты в динамике данное правило нарушается (рис.2а). Зона разлета ПД с учетом скорости перехватчика трансформируется в деформируемый эллипсоид, на переднем фронте которого скорость определится суммой скоростей ПД и скорости перехватчика на задней границе – разницей (рис.2б).

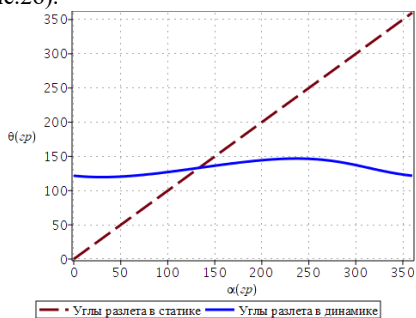


Рис.2а «График распределения углов разлета ПД».

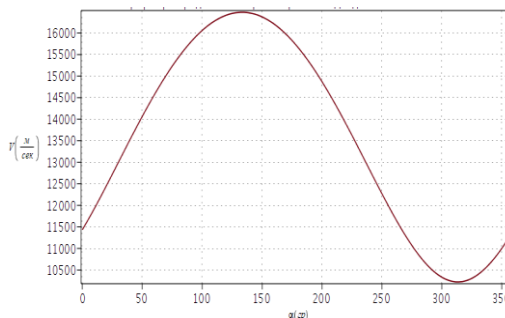


Рис.2б «График распределения скоростей разлета ПД в динамике при заданных условиях встречи»

Осколочное поле при рассмотрении картины в динамике (рис.3б) также значительно изменяется в отличие от картины в статике(рис.3а).

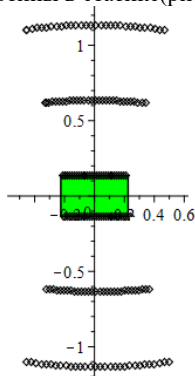


Рисунок 3а «Разлет осколочного поля в статике»

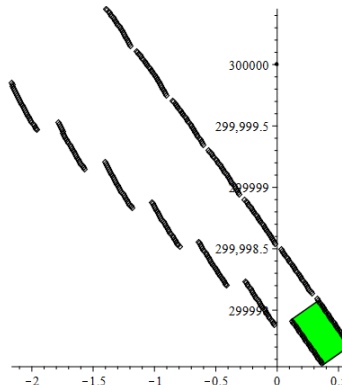


Рис. 3б «Разлет осколочного поля в динамике при заданных условиях встречи»

Собственная скорость разлета ПД определяется скоростью детонации ВВ D и коэффициентом политропы k (как правило, для большинства ВВ $k=3$)[5]:

$$v_{ПД} = \frac{D}{\sqrt{k^2 + 1}} ;$$

Избыточное давление ПД в космосе определяется по формуле Садовского [6]:

$$\Delta P = 0.7 \frac{U}{U_T} \frac{q}{R^3} [\text{МПа}] ;$$

U – удельная энергия взрыва ВВ; U_T – удельная энергия взрыва тротила; q – масса ВВ; R – расстояние от точки инициирования до поверхности объекта.

Вероятность поражения цели продуктами детонации определяется функцией Лапласа:

$$\Phi(X) = \frac{2}{\sqrt{2\pi}} \int_0^{\frac{\Delta x}{2}} \exp\left(-\frac{t^2}{2}\right) dt ;$$

$$\Delta x = \frac{\Delta p - \Delta p_{\text{пор}}}{\sigma_{\Delta p_{\text{пор}}}}; \quad \sigma_{\Delta p_{\text{пор}}} = (0,15 \dots 0,3) \Delta p_{\text{пор}};$$

$\Delta p_{\text{пор}}$ – устойчивость цели к фугасному воздействию.

Скорость полета осколка определяется соотношением массы взрывчатого вещества к массе осколков в шаровом поясе, которому принадлежит осколок [7]:

$$v_{\text{оск}} = 0,5D \sqrt{\frac{\varphi_1 \alpha}{2 + 4 \frac{\alpha}{\varphi}}}, \quad \alpha = \frac{m_{\text{ВВ}i}}{m_M};$$

D – скорость детонации ВВ; φ_1 – коэффициент, учитывающий потери энергии, идущей на разрушение оболочки, $\varphi_1=0,9$; $m_{\text{ВВ}i}$ – масса взрывчатого вещества, приходящегося на осколки i -го пояса; m_M – масса осколков в i -м поясе; φ – коэффициент, учитывающий форму боевой части ($\varphi=4$ для цилиндрической боевой части).

Угол склонения осколочного поля крайних шаровых поясов при удлинении 1,5 составляет примерно 150 относительно нормали, проведенной к оси симметрии ОФБЧ.

В ситуации, при которой имеет место попадание осколка в цель, можно переходить к оценке пробития осколком корпуса головной части противника. Толщина пробития преграды осколком с вероятностью 0.5 [7]:

$$h = 0,138 d_1 \rho_1 \frac{v_B}{\sqrt{\sigma_2 \rho_2}};$$

Остаточная скорость осколка после пробития преграды [7]:

$$v_{\text{ост}} = v_B - \delta \sqrt{K_{\text{пр}} \frac{d_1}{q}};$$

$$K_{\text{пр}} = 52,5 \sigma_2 \rho_2 \frac{q}{d_1^2 \rho_1^2};$$

v_B – скорость встречи осколка с преградой; δ – толщина преграды; σ_2 – динамический предел текучести материала преграды; ρ_2 – плотность материала преграды; d_1 – приведенный диаметр осколка; ρ_1 – плотность материала осколка; q – масса осколка;

Под толщиной преграды δ понимается толщина, которая образуется при подходе осколка к преграде (7 рис):

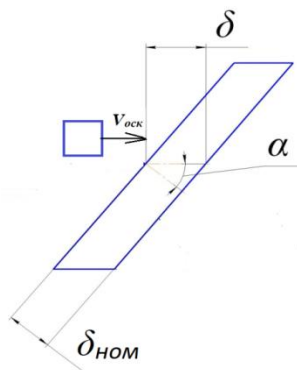


Рис.4 «Подход осколочного элемента к преграде».

$$\delta = \frac{\delta_{\text{ном}}}{\sin(\alpha)};$$

$\delta_{\text{ном}}$ – номинальная толщина преграды; α – угол подхода осколка к преграде.

В случае, если преграда является многослойной, то начальная скорость перед пробитием $i+1$ слоя равняется остаточной скорости после пробития i -го слоя преграды.

При сквозном пробитии преградыосколок достигает взрывчатого вещества, которое располагается вокруг ядра. Приобладании соответствующей остаточной после пробития кинетической энергией осколок способен вызвать локальную детонацию этого взрывчатого вещества. Вероятность инициирования взрывчатого вещества с вероятностью 0.5 определяется остаточной скоростью внедрения в ВВ[8]:

$$v_{05} = v_r (1 + A_{m0} h_{об}) \text{ где}$$

$$A_{m0} = \frac{0,376}{m_0^{0,639} \sin(\alpha)^{0,0117}} ;$$

$$v_r = \frac{B}{k_{\phi}^{1/3} m_0^{2/9} \sin(\alpha)}$$

B – имперический коэффициент, определяющийся типом ВВ; k_{ϕ} – коэффициент формы осколка m_0 – масса осколка; α – угол встречи осколка с целью;

Вероятность инициирования ВВ одиночным осколком принимает значение 0 при скорости встречи меньше $0,85V_{05}$ и принимает значение 1 при скорости встречи больше $1,15V_{05}$. Промежуточные значения вероятности, как показывают эксперименты хорошо аппроксимируются линейной зависимостью, соединяющей значения вероятности инициирования ВВ 0 и 1[7].

Результирующая вероятность поражения осколочно-фугасной боевой частью определяется по формуле вероятности для двух взаимно-независимых событий:

$$P = 1 - (1 - (1 - \prod_{i=1}^n (1 - P_{ин} \prod_{j=1}^n P_{i,проб})))(1 - P_{\phi}) ;$$

$P_{ин}$ - вероятность инициирования ВВ i -ым осколком; $P_{i,проб}$ – вероятность пробития i -ым осколком j -го слоя преграды;

В случае прямого попадания, в силу большой массы перехватчика с БЧ, будем считать цель пораженной. Прямое попадание определяется только внешними габаритами цели и БЧ.

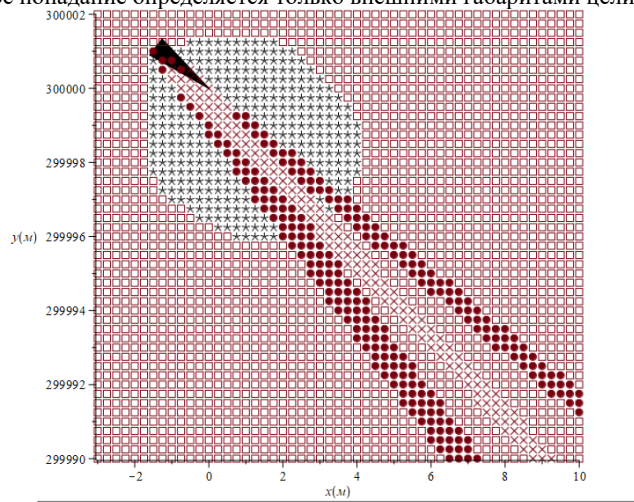


Рис.5. «Зона поражения цели при заданных условиях встречи»

Выводы по проделанной работе:

1. При высокой защищенности цели поражение возможно осуществить как осколочным действием, так и фугасным.
2. Из-за больших скоростей годограф разлета осколков очень сужается, что делает необходимым при промахе всего в несколько метров осуществлять подрыв на расстоянии порядка 10метров от цели, однако на таком расстоянии фугасное действие является уже неэффективным. Для увеличения зоны поражения необходимо использовать ОФБЧ с кривообразной образующей поверхности или ОФБЧ с осевым полем разлета.

3. При больших скоростях на встречном курсе вся зона поражения цели лежит перед целью. При пролете за цель поражение осуществить невозможно.

Библиографический список

1. The W-78 Warhead: <http://nuclearweaponarchive.org/Usa/Weapons/W78.html> (дата обращения 20.09.2017);
2. . <http://rbase.new-factoria.ru/missile/wobb/sm3/sm3.shtml> (дата обращения 20.09.2017);
3. Варфоломеев В.И., ВОЕННОЕ ИЗДАТЕЛЬСТВО МИНИСТЕРСТВА ОБОРОНЫ СССР МОСКВА 1970, УДК 623.451.8: «Проектирование и испытание баллистических ракет» (с. 83-84);
4. Толпегин О.А., Балт. гос. техн. ун-т СПб, 2016, УДК 629.7 Математические модели систем летательных аппаратов (с. 33-37)
5. Михайлов Н.П., БГТУ «ВОЕНМЕХ» СПб 2012г, ISBN 978-5-85546-695-9: «Основы математического моделирования процессов взрыва и удара» (с. 121-124).
6. Покровский Г.И., Москва «Недра» 1980г, УДК 622.235.5.001.5: Взрыв (с.91);
7. Кашин В.М., Балт. гос. техн. ун-т СПб., 2009, ISBN 978-5-85546-478-8: «Иницирующее и зажигательное действие боевых частей зенитных ракетных комплексов» (с. 54-59)
8. Ельцин С.Н. Балт.гос.техн. ун-т СПб, 2007, ISBN 978-5-85546-299-9: «Оценка эффективности переносных зенитных ракетных комплексов» (с. 196-198).

УДК 532.529

КВАЗИОДНОМЕРНАЯ МОДЕЛЬ ТЕЧЕНИЯ ГАЗА С МАССО- И ЭНЕРГОПОДВОДОМ В ТРАКТЕ ПРЯМОТОЧНОГО ВОЗДУШНО-РЕАКТИВНОГО ДВИГАТЕЛЯ С. С. Толстогузов

Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» имени Д.Ф. Устинова

Реальные процессы, происходящие в прямоточном воздушно-реактивном двигателе (ПВРД) при работе, весьма сложны для описания, а также для дальнейшего расчета. Поэтому в данной статье было сделано ряд допущений. Это поможет нам увидеть общую картину изменения главных характеристик в тракте ПВРД, не затрачивая на это большого количества времени и ресурсов. И если речь пошла о допущениях, то сразу нужно сделать важное замечание: по всему тракту двигателя, начиная от диффузора и кончая соплом, будет течь воздух, а не смесь, состоящая из нескольких фаз, как в реальном ПВРД. Можно представить, что у нас движется летательный аппарат, который несет на себе двигатель.

Математическая модель, которую мы рассматриваем, описывает квазиодномерное стационарное течение. Также нужно сказать, что рассматриваемое течение вязкое, нетеплопроводное. В нем отсутствуют массовые силы и объемное поглощение и излучение тепла.

Так как летательный аппарат летит при больших скоростях, то температуры в тракте двигателя будут большие. Воздух будет представлять собой смесь газов, свойства которых при высоких температурах различаются. Равновесный состав воздуха будет меняться с изменением температуры. При определенных допущениях термическое уравнение состояния приобретает простой вид, известный под названием закон Клайперона- Менделеева.

Но как уже говорилось ранее, высокотемпературный воздух имеет ряд особенностей. При высоких давлениях и температурах происходят процессы диссоциаций, ионизаций и химических превращений. Молярную массу и теплоемкость уже нельзя считать независимыми от давления и температуры константами [3].

Существует множество различных моделей реальных газов (Ван-дер-Ваальса, Клаузиуса и др.). Можно также воспользоваться аппроксимацией табличных значений. В данной работе для учета реальности была использована модель Крайко [5]. Она была выбрана именно потому, что эта модель учитывает диссоциации и ионизации воздуха при высоких температурах, а также проста в реализации с помощью ЭВМ. Не малым достоинством данной модели является ее точность. В диапазоне температур до 20 000 К и давлений от 0,001 до 1 000 атмосфер погрешность не превосходит 3% по энтальпии и 1,5% по плотности.

Параметры до и после скачка уплотнения связаны между собой соотношениями, следующими из законов сохранения. Для замыкания этой системы уравнений необходимо определить те конкретные зависимости, которые будут определять специфику термодинамического состояния.