УДК 623.451

ОБЕСПЕЧЕНИЕ БЕЗУДАРНОГО ОТДЕЛЕНИЯ НОСОВОГО БЛОКА УПРАВЛЯЕМОГО АРТИЛЛЕРИЙСКОГО СНАРЯДА ЗА СЧЕТ ОПРЕДЕЛЕНИЯ СВЯЗАННЫХ УГЛОВ АТАКИ, ИСПОЛЬЗУЯ ДАННЫЕ С ДАТЧИКА УГЛОВЫХ СКОРОСТЕЙ

Б.А. Голомидов, В.Ю. Сладков, Д.Е. Мызников,
М.С. Шамин, О.А. Никулина

Рассмотрена принципиальная возможность обеспечения безударного отделения носового блока управляемого артиллерийского снаряда в широком диапазоне углов атаки путем реализации направленного отделения с использованием реактивной двигательной установки. Предложен алгоритм определения связанных углов атаки в плоскости действия двигательной установки носового блока для определения момента отделения.

Ключевые слова: носовой блок, управляемый артиллерийский снаряд, угол атаки.

Носовой блок – аэродинамический обтекатель, устанавливаемый на полуактивной головке самонаведения (ГСН), предназначенный для уменьшения лобового сопротивления снаряда, защиты ГСН от кинетического нагрева в полете и механических воздействий при выходе из ствола, а также в процессе транспортировки. Носовой блок (БН) отделяется при выводе управляемого артиллерийского снаряда (УАС) в зону захвата цели ГСН.

Рассмотрена наиболее перспективная система отделения БН, имеющая двигательную установку (ДУ). В данной системе отделения в связи с наличием плеча реактивной силы d, формируется экваториальная угловая скорость в заданной плоскости, приводящая к появлению угла атаки и, следовательно, аэродинамической силы, способствующей отлету от снаряда. Силы, действующие на БН после отделения, показаны на рис. 1.

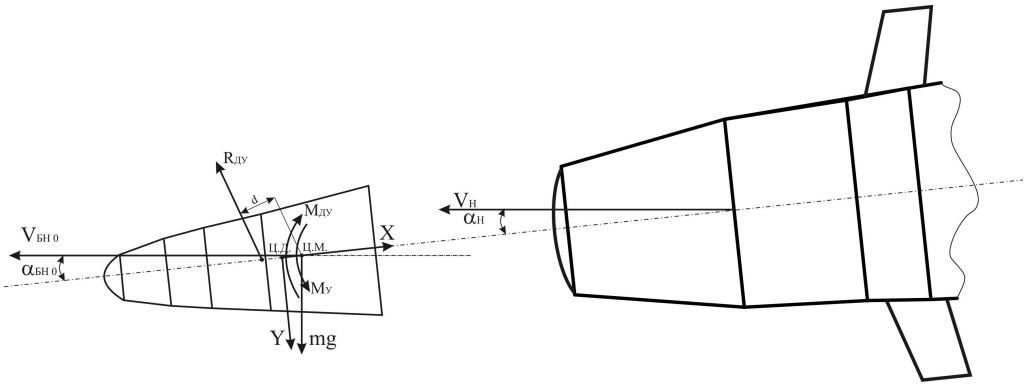


Рис. 1. Схема сил, действующих на БН в скоростной системе координат при $\alpha_{0\ БН} = -3°$

Из анализа траекторий движения БН относительно УАС следует, что при отделении БН с начальным отрицательным углом атаки снаряда в плоскости действия реактивной силы ДУ происходит соударение со снарядом. В связи с этим с целью повышения безотказной работы УАС актуальной является задача исключения возможности соударения БН с элементами конструкции планера, а именно с ГСН, рулями и стабилизаторами.

С целью обеспечения безударного отделения БН предлагается осуществлять его отстрел в тот момент времени, когда угол атаки УАС лежит в плоскости действия реактивной силы БН и способствует его дальнейшему отлету от элементов конструкции. Угол атаки УАС в плоскости действия реактивной силы БН в связанной системе координат (СК) предлагается определять по данным с датчиков угловых скоростей (ДУС), имеющихся на борту УАС и являющихся неотъемлемой частью системы инерциального наведения.

Определение момента отделения БН по данным с ДУС осуществляется по следующей схеме:

– проецирование угловых скоростей ω_Z, ω_Y, полученных с ДУС, на оси полусвязанной (невращающейся) системы координат (ПСК) и выделение переменных составляющих проекций ω_{Z3}, ω_{Y3}:

$$\omega_{Z3}=\omega_Z\cdot\cos(\gamma)-\omega_Y\cdot\sin(\gamma)+\frac{g\cdot\cos(\theta)}{V}-\overline{K}_Y\cdot\delta_{\max}\cdot\left(C_y^{\alpha}\cdot\frac{m_z^{\delta}}{m_z^{\alpha}}+C_y^{\delta}\right)\cdot\frac{S_m\cdot q}{m\cdot V},$$

$$\omega_{Y3}=\omega_Y\cdot\cos(\gamma)+\omega_Z\cdot\sin(\gamma)+\overline{K}_Z\cdot\delta_{\max}\cdot\left(C_y^{\alpha}\cdot\frac{m_z^{\delta}}{m_z^{\alpha}}+C_y^{\delta}\right)\cdot\frac{S_m\cdot q}{m\cdot V},$$

где $\overline{K}_Y$, $\overline{K}_Z$ – коэффициенты команды в невращающейся полусвязанной системе координат, ед.; $\delta_{\max}$ – максимальный угол отклонения рулей, град.; m_Z^{δ}, m_Z^{α} – производные коэффициента аэродинамического продольного момента по углу отклонения рулей и углу атаки, 1/град.; V – скорость снаряда в момент отделения БН, м/с; θ – угол наклона траектории, град.; C_Y^{δ}, C_Y^{α} – производные коэффициента подъемной силы по углу отклонения рулей и углу атаки, 1/град.

– восстановление переменной составляющей углов атаки-скольжения ($\alpha_{\text{п}}$, $\beta_{\text{п}}$) путем интегрирования полученных угловых скоростей (ω_{Z3}, ω_{Y3}) и вычитанием из них их средних значений:

$$\alpha_{П} = \int_{t_0}^{t} \omega_{Zз} dt - \frac{1}{t - t_0} \int_{t_0}^{t} \int_{t_0}^{t} \omega_{Zз} dt^2,$$

$$\beta_{П} = \int_{t_0}^{t} \omega_{Yз} dt - \frac{1}{t - t_0} \int_{t_0}^{t} \int_{t_0}^{t} \omega_{Yз} dt^2,$$

где t_0 – время начала интегрирования (вводится в полетное задание), сек.; t – текущее время, сек.

– определение постоянной (медленно меняющейся) составляющей углов атаки и скольжения ($\alpha_З^*, \beta_З^*$):

$$\alpha_З^* = \overline{K}_Y \cdot \alpha_{Бал}, \quad \beta_З^* = \overline{K}_Z \cdot \alpha_{Бал}, \; \alpha_{Бал} = \delta_{\max} \cdot \frac{m_Z^{\delta}}{m_Z^{\alpha}},$$

где $\alpha_{Бал}$ – баллансировочный угол атаки, град.

– суммирование постоянной и переменной компонентов углов атаки-скольжения: $\alpha = \alpha_n + \alpha_З^*, \quad \beta = \beta_n + \beta_З^*$;

– пересчет прогнозированных земных углов атаки в связанную с УАС систему координат (XOZ): $\alpha_{связ} = \alpha \cdot Cos(\gamma) - \beta \cdot Sin(\gamma)$;

– определение благоприятных для сброса БН интервалов времени, когда угол атаки УАС находится в плоскости действия реактивной силы БН и способствует его дальнейшему отлету от элементов конструкции.

Рассмотренный метод определения угла атаки УАС в связанной системе координат может быть применим при совершении УАС прецессионного движения на различных участках полета, а именно:

– при полете на баллистическом участке траектории (рис. 2, рис. 3);

– при полете в режиме коррекции;

– при полете при подаче постоянной команды управления, который в частном случае является полетом в режиме планирования (рис. 4).

Интервалы времени, рекомендованные для отделения БН, представлены на рис. 3 и 4.

Анализ рис. 3 позволяет сделать вывод о том, что предложенный способ определения углов атаки-скольжения дает достаточную для определения благоприятных моментов отделения БН сходимость прогнозированных и реальных углов атаки-скольжения на баллистической траектории полета снаряда при прецессионном вращении. Также было произведено тестирование применимости данной методики при совершении УАС прецессионного движения с подачей команд управления. На рис. 4 представлено определение благоприятных для отделения БН моментов времени при полете снаряда с подачей постоянной команды управления, что в частном случае является полетом в режиме планирования.

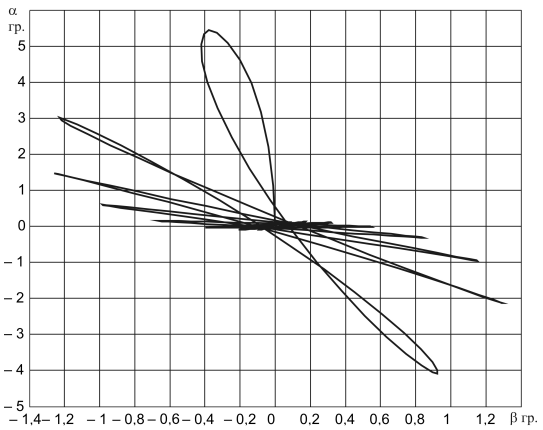


Рис. 2. Углы атаки и скольжения в картинной плоскости на неуправляемом участке траектории в полусвязанной системе координат

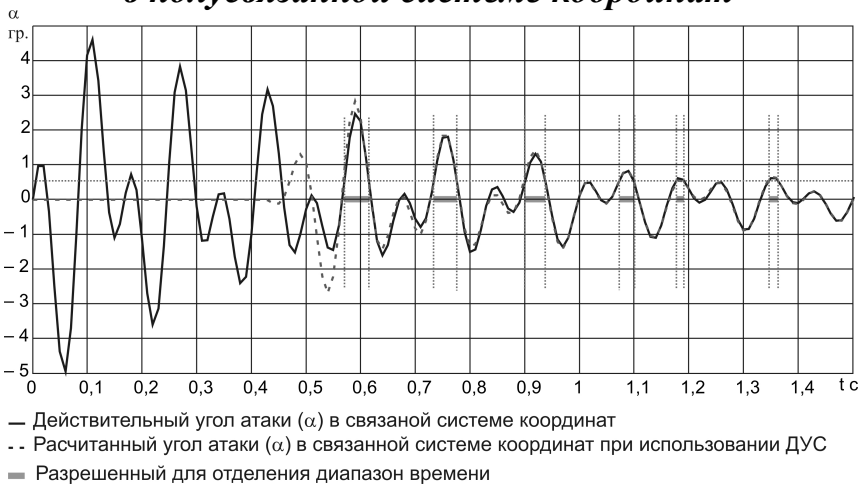


Рис. 3. Определение благоприятных для отделения БН моментов времени по восстановленному углу атаки на неуправляемом участке траектории

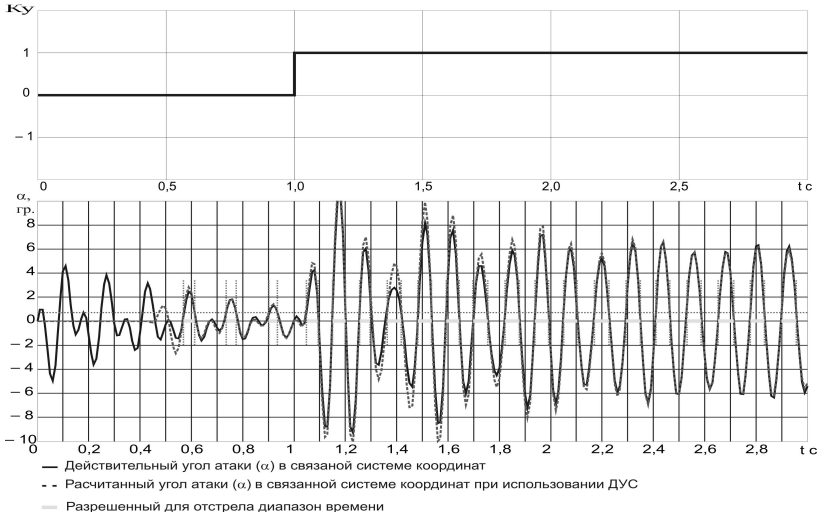


Рис. 4. Определение благоприятных для отделения БН моментов времени по восстановленному углу атаки при подаче постоянной команды (режим планирования)

Таким образом, из рис. 3 и 4 следует, что предложенный способ определения углов атаки-скольжения дает достаточную сходимость для определения благоприятных моментов отделения БН при всех возможных вариантах полета при прецессионном вращении снаряда.

При практической реализации отделение БН предлагается осуществлять по следующей схеме:

– ввод в полетное задание УАС времени отстрела БН, балансировочного угла атаки, а также предполагаемый угол наклона траектории в заданной точке траектории;

– выстрел УАС;

– интегрирование сигналов ДУС и прогнозирование угла атаки в плоскости ДУ БН, начиная с момента времени $t_0 = t_{отстр} – 1{,}5$ с;

– выработка разрешения на отстрел при оптимальном значении угла атаки;

– при не нахождении оптимальных интервалов к моменту времени t – выдача безусловного разрешения на отстрел.

Для обеспечения указанных операций в полетное задание должен быть включен ожидаемый момент отделения и балансировочное соотношение.

Как показывает моделирование траекторий отделения БН относительно УАС, в полученных временных промежутках рассмотренный способ отделения позволяет обеспечить безударное отделение БН со снарядом за счет действия одной лишь реактивной силы при близких к нулю значениях плеча вектора тяги ДУ (рис. 5).

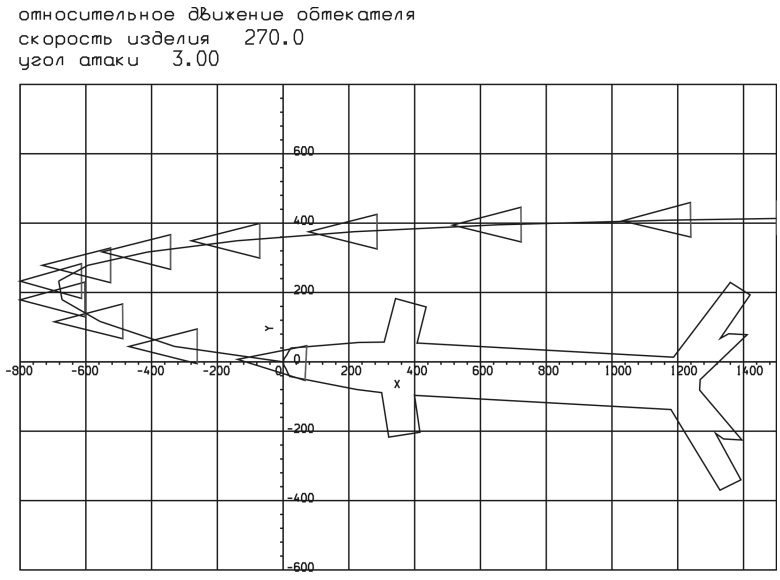


Рис. 5. Траектория отделения БН от УАС в разрешенном диапазоне

Таким образом, предложенный способ обеспечения безударного отделения БН от корпуса боеприпаса при любых параметрах движения последнего может быть использован при модернизации существующих и разработке перспективных УАС.

Список литературы

1. Механика полета / С.А. Горбатенко, Э.М. Макашов, Ю.Ф. Полушкин, Л.В. Шефтель. М.: Машиностроение, 1969. 420 с.

2. Дмитриевский А.А. Внешняя баллистика. М.: Машиностроение, 1972. 479 с.

3. Лебедев А.А., Чернобровкин А.А. Динамика полета. М.: Машиностроение, 1973. 616 с.

4. ГОСТ 2.0058–80. Динамика летательных аппаратов в атмосфере. М.: Изд-во стандартов, 1980. 51 с.

Голомидов Борис Александрович, зам. начальника отделения, kbkedr@tula.net, Россия, Тула, АО «КБП»,

Сладков Валерий Юрьевич, д-р техн. наук, проф., sladkovv@inbox.ru, Россия, Тула, Тульский государственный университет,

Мызников Денис Евгеньевич, инженер-исследователь 3-й кат., studentMyznikov@yandex.ru, Россия, Тула, АО «КБП»,

Шамин Михаил Степанович , зам. начальника отдела, kbkedr@tula.net, Россия, Тула, АО «КБП»,

Никулина Ольга Александровна, начальник сектора, kbkedr@tula.net, Россия, Тула, АО «КБП»

SECURING UNSTRESSED SEPARATION NOSE-MOUNTED UNIT OF CANNON-LAUNCHED GUIDED PROJECTILE AT THE EXPENSE OF DEFINITION INTERLINKING ATTACK ANGLE, APPLY DATA OF ANGULAR VELOCITY SENSOR

B.A. Golomidov, V. Y. Sladkov, D.E. Myznikov, M.S. Shamin, O.A. Nikulina

The possibility in principle securing unstressed department nose-mounted unit cannon-launched guided projectile wide-ranging incidence tract realization directed separation using jet propulsion system is examined. Algorithm of definition associate angle of attack in plane action jet propulsion system of nose-mounted unit with the aim of determining the generalized set up of moment separation is offered.

Key words: nose-mounted unit, cannon-launched guided projectile, attack angle.

Golomidov Boris Alexandrovich, deputy chief of department, kbkedr@tula.net, Russia, Tula, Instrument Design Bureau,

Sladkov Valeriy Yurievich, doctor of technical sciences, professor, sladkovv@inbox.ru, Russia, Tula, Tula State University,

Myznikov Denis Eugenevich, 3-rd category research engineer, studentMyznikov@yandex.ru, Russia, Tula, Instrument Design Bureau,

Shamin Mihail Stepanovich, deputy chief of section, kbkedr@tula.net, Russia, Tula, Instrument Design Bureau,

Nikulina Olga Aleksandrovna, chief of sector, kbkedr@tula.net, Russia, Tula, Instrument Design Bureau

УДК 621.45.02

ОСОБЕННОСТИ РАСЧЕТА РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА ГАЗОГЕНЕРАТОРОВ ПИРОТЕХНИЧЕСКИХ СИСТЕМ

М.В. Арсентьева, А.А. Митин, А.Н. Шабалин

Рассмотрены вопросы моделирования внутрибаллистических процессов в двигателях пиротехнических средств защиты летательных аппаратов. Представлены результаты расчета рабочего процесса в газогенераторе с использованием предлагаемой методики.

Ключевые слова: газогенератор, внутренняя баллистика, моделирование.

Появление высокоточных образцов вооружения с тепловыми головками самонаведения (ГСН), предназначенных для поражения летательных аппаратов (ЛА), привело к необходимости разработки современных средств защиты ЛА. Одним из наиболее эффективных средств индивидуальной защиты самолетов и вертолетов от атак ракет с тепловыми ГСН являются пиротехнические ложные цели, отстреливаемые с борта ЛА, при этом объект защиты должен совершить противоракетный маневр [1, 2].

Пиротехнические изделия применяются также в других областях промышленности в качестве вышибных установок для имитации динамических нагрузок, газогенерирующих установок для систем управления, для привода турбин электрогенераторов и насосных агрегатов, наддува полостей с подвижной границей.

Основным элементом пиротехнического изделия является газогенератор, обеспечивающий требуемый закон изменения расхода газа во времени, который может быть достаточно сложным. При проектировании изделий указанного класса упрощение конструкции, выполняющей одновременно функции выработки рабочего тела реактивного двигателя, генерирования аэрозоля и распыления его в пространстве, достигается усложнением формы и состава заряда. Поэтому в двигателях пиротехнических снарядов применяются топливные элементы (ТЭ) нестандартной формы с изменяющейся поверхностью горения, реализуемой с помощью глухих конических каналов, рифлей и т.п., а также составные заряды из топлив с разной скоростью горения. Математическое описание изменения поверхности горения таких зарядов согласно геометрической гипотезе горения с использованием коэффициентов формы неприемлемо.