

УДК629.7

Разработка методики решения задачи старта авиационного средства поражения переменной геометрии из отсека самолёта-носителя

Д.Ю. Капустин

Аннотация

Работа посвящена исследованию динамических процессов раскрытия складывающихся частей рулевых поверхностей (СЧРП) авиационного средства поражения (АСП) переменной геометрии (АСП с раскрывающимися РП) в условиях возмущенного потока в окрестности самолёта-носителя (СН).

Результатом работы стало впервые разработанное программно-методическое обеспечение, позволившее провести оценку эффективности технических решений, обеспечивающих безопасность старта АСП переменной геометрии из отсека перспективного самолета-носителя.

Ключевые слова

внутрифюзеляжное размещение; складывающиеся части рулевых поверхностей; безопасность старта.

Введение

Концепция формирования комплекса вооружения перспективных авиационных носителей авиационных средств поражения (АСП) предусматривает их внутрифюзеляжное размещение. Указанное размещение АСП характеризуется малыми зазорами между корпусами соседних АСП в подвеске и стенками отсека вооружения. Это обстоятельство требует размещать в отсеке вооружения самолёта-носителя такие АСП, особенностью которых является их переменная геометрия в процессе отделения АСП (со складывающимися частями рулевых поверхностей (СЧРП) с их последующим раскрытием при отделении АСП от самолёта-носителя).

Подобное размещение АСП класса «воздух-воздух» до настоящего времени не прорабатывалось, и от решения задачи обеспечения безопасного отделения такой АСП

зависит сама возможность применения АСП изменяемой геометрии с самолёта-носителя пятого поколения.

Основной проблемой, решаемой при проектировании систем раскрытия РП, является необходимость сохранения пространственной устойчивости АСП с учётом участка неуправляемого (нестабилизованного) полёта АСП с момента её схода с авиационного катапультного устройства (АКУ) до момента раскрытия РП. Следствием полёта на таком участке может явиться приобретение АСП таких величин возмущений по угловым скоростям, при которых стабилизация АСП становится уже невозможна после раскрытия его РП. Следствие этого - срыв боевой работы в сочетании с возникновением опасности столкновения нестабилизованного АСП с самолётом-носителем.

Отделение АСП, размещаемых внутри отсеков фюзеляжа СН, имеет ряд особенностей. Первая из них обусловлена их плотным размещением, ввиду ограниченности пространства внутри отсека вооружения. Это требует принятия дополнительных мер, предотвращающих в процессе отделения АСП касание рулевыми поверхностями (РП) соседних АСП или стенок отсека.

Вторая особенность связана со сложным характером аэродинамического обтекания АСП, возникающим после открытия створок отсека перед отделением АСП. Вихревой нестационарный характер обтекания внутри отсека вооружения может вызвать достаточно большие аэродинамические моменты, в частности, момент M_z на кабрирование, затрудняющие получение требуемой угловой скорости АСП при отделении. В целом, увеличивается интенсивность зоны возмущенного потока, которую необходимо преодолеть отделяемой АСП до ее выхода в зону стационарного обтекания

Уникальность и новизна рассматриваемой схемы старта заключается в том, что после отделения от АКУ АСП движется вдоль створок отсека без управления (РП в сложенном состоянии).

Следует отметить, что вопросы безопасности - самые актуальные и важные вопросы во всех областях техники. Потерять АСП стоимостью порядка 500 тыс. \$ и самолёт-носитель стоимостью порядка 30-50 млн. \$, не говоря о жизни пилота – непростительная ошибка, вот почему оценки безопасности старта уделяется повышенное внимание.

На рисунке 1 показано размещение АСП со сложенными рулями в отсеке СН и характерные фазы раскрытия рулей при отделении АСП от АКУ:

H – ход катапультирования до момента отделения АСП от АКУ по корме АСП; H_1 – ход АСП после отделения от АКУ до момента раскрытия СЧРП с зазором со створкой отсека; H_2 – ход АСП до момента выхода верхней кромки раскрытой РП из зоны створок отсека.

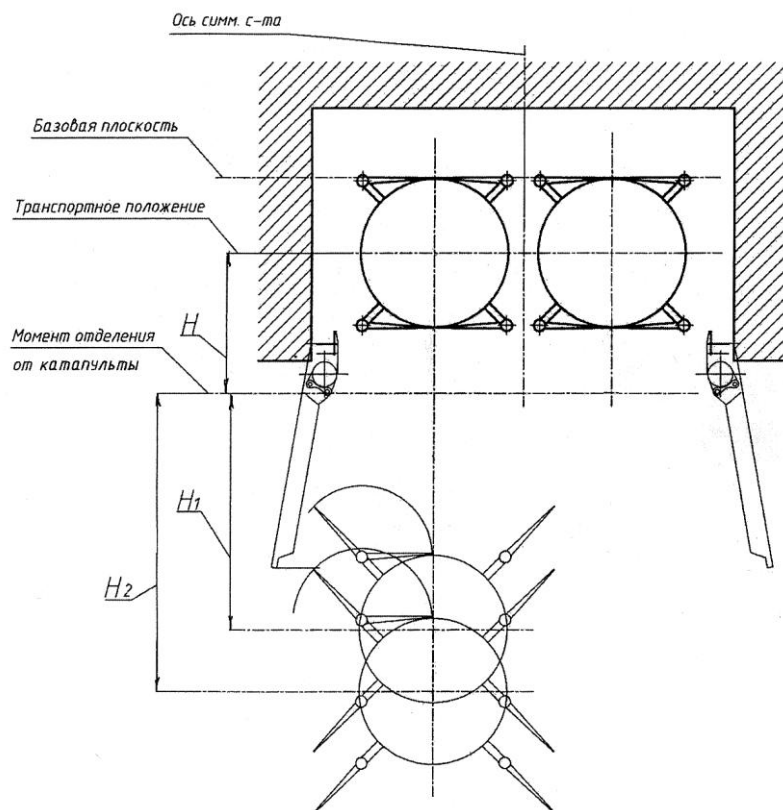


Рисунок 1. Возможная схема старта АСП переменной геометрии из отсека СН

В условиях воздействий на АСП, находящегося в возмущенном самолетом-носителем потоке, больших сил и моментов аэродинамической интерференции, задача обеспечения раскрытия РП математически может быть сформулирована как задача локализации величины $t^{РП}$ времени процесса раскрытия РП внутри ее области допустимых значений:

$$t^{РП} \leq t_{доп}^{РП}, \quad (1)$$

где $t_{доп}^{РП}$ – минимально допустимое значение $t^{РП}$, при котором еще возможно обеспечить стабилизацию АСП после раскрытия ее РП.

Для оценки величины $t_{доп}^{РП}$ необходимо рассмотреть циклограмму раскрытия рулевых поверхностей АСП. При этом необходимо учитывать то обстоятельство, что логика старта в части раскрытия РП предусматривает подачу команды на их раскрытие

с временной задержкой $\tau_{\text{зад}}$, отсчитываемой от времени подачи в систему управления АСП штатного сигнала «ЧК» в момент отделения АСП от АКУ. Указанная задержка представляет собой сумму задержек, обусловленных:

- задержкой на прохождение АСП минимально допустимого расстояния вдоль створок отсека, при котором раскрытие РП происходит без соударения со створками;
- задержкой на срабатывание чекового механизма и подачу напряжения на пиропатрон механизма раскрытия РП.

Следует также учитывать естественную задержку между моментом выдачи сигнала о раскрытии РП и моментом подачи команды на включение системы стабилизации. Осуществляемая обычно по этому штатному сигналу подача управляющих сигналов от системы стабилизации АСП на рулевые машинки РП должна блокироваться до выдачи сигнала о раскрытии и разарретировании всех РП.

В качестве наиболее простого решения раскрытия рулевых поверхностей было бы использование самораскрытия РП (после снятия с защелки) за счет энергии набегающего воздушного потока. Однако это не представляется возможным по причине довольно большого времени раскрытия рулевых поверхностей. Поэтому для решения этой задачи наиболее вероятно использование энергии пружины или сжатого газа.

Для плоских рулей складывание осуществляется вокруг оси, лежащей в полости поверхности и проходящей параллельно оси АСП. На рисунке 2 представлена схема раскрытия рулевых поверхностей с пиротехническим поршневым приводом раскрытия.

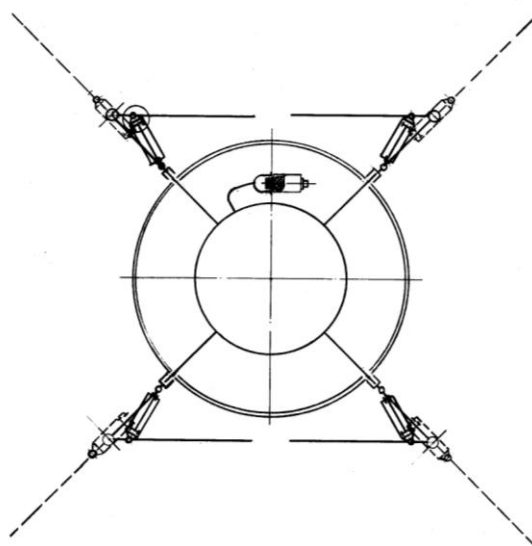


Рисунок 2. Возможная схема старта АСП переменной геометрии из отсека СН

Математическая модель процесса раскрытия складывающихся частей рулевых поверхностей

При раскрытии складывающихся частей рулевых поверхностей (СЧ РП) необходимо знать в любой момент времени их угловое положение и скорость раскрытия. Эти характеристики получим при помощи составления дифференциальных уравнений Лагранжа II рода относительно обобщенной координаты φ :

$$\frac{d}{dt} \left(\frac{\partial T}{\partial \dot{\varphi}_i} \right) - \frac{\partial T}{\partial \varphi_i} = \frac{\partial U}{\partial \varphi_i}, \quad (2)$$

где $i = 1 \div 4$;

T – кинетическая энергия системы;

U – потенциальная энергия системы;

φ_i – угол раскрытия СЧРП.

Построим математическую модель для схемы, представленной на рисунке 3, пружинного механизма раскрытия СЧРП.

Получим данное дифференциальное уравнение для СЧРП (будем рассматривать 1 руль). Сначала рассчитаем слагаемые, связанные с кинетической энергией, т.е. получим динамические моменты, действующие на СЧРП.

Кинетическая энергия твердого тела есть

$$T = \frac{m|V_A|^2}{2}, \quad T = \frac{mV_A^2}{2} \quad (3)$$

где m – масса твердого тела;

V_A – абсолютная скорость твердого тела.

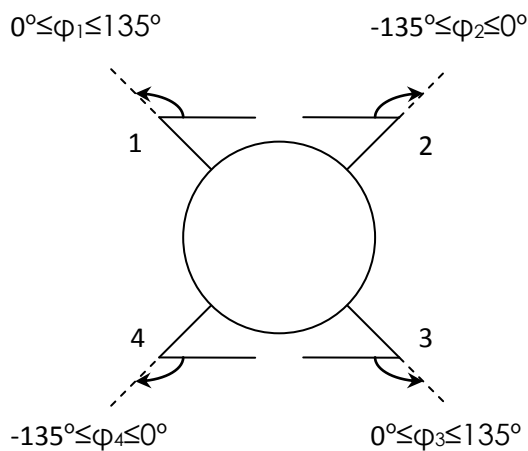


Рисунок 3 Схема раскрытия пружинного механизма СЧРП

Представим нашу СЧ, как точечную массу, которая находится на расстоянии c от оси складывания СЧРП. Определим скорость этой точечной массы в земной системе координат. АСП движется (система координат $OXYZ$) относительно неподвижной Земли (система координат $\Omega\eta\zeta\xi$) как свободное твердое тело (рисунок 4). Руль совершает движение, которое вообще не зависит от движения АСП.

$\bar{\rho}$ – абсолютный радиус-вектор СЧ РП;

$\bar{\rho}_0$ – абсолютный радиус-вектор АСП;

\bar{r} – относительный радиус-вектор СЧ РП;

$$\bar{r} = (-l, d + c \cdot \cos \varphi, c \cdot \sin \varphi),$$

c – расстояние от оси складывания СЧРП до центра масс СЧРП;

d – расстояние от оси симметрии АСП до оси складывания СЧРП;

l – расстояние от центра масс АСП (вдоль оси X) до оси, проходящей через центр масс СЧРП.

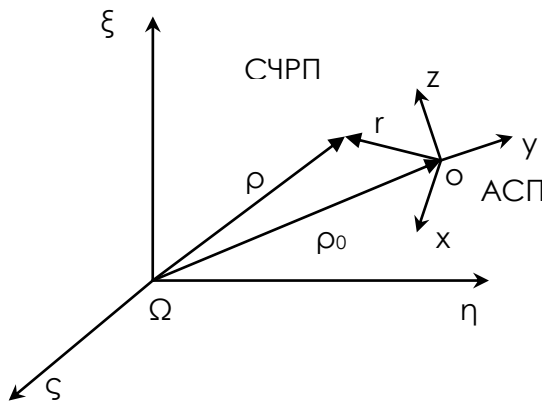


Рисунок 4 Системы координат

В момент времени t выполняется равенство $\bar{\rho} = \bar{\rho}_0 + \bar{r}$, возьмём от обеих частей этого равенства полную производную по времени

$$V_A = \frac{d\bar{\rho}_0}{dt} + \frac{d\bar{r}}{dt} = V_0 + \frac{\partial \bar{r}}{\partial t} + \bar{\omega} \cdot \bar{r} = V_0 + \bar{\omega} \cdot \bar{r} + V_r, \quad (4)$$

где $V_0 + \bar{\omega} \cdot \bar{r}$ – есть скорость той неизменно связанной с системой $OXYZ$ точки, в которой в данный момент находился руль в земной системе координат;

V_r – есть относительная скорость, т.е. скорость в связанной с АСП системе координат.

$$V_r = \bar{\omega}' \cdot \bar{r}' \text{ – так как вращение руля есть движение по окружности}$$

$$\text{Итак, } \bar{V}_A = \bar{V}_0 + \bar{\omega} \cdot \bar{r} + \bar{\omega}' \cdot \bar{r}',$$

где V_0 – скорость АСП в земной системе координат;

$\bar{\omega}$ – угловая скорость вращения АСП в связанной системе координат;

\bar{r} – радиус-вектор центра масс руля в данный момент времени относительно связанной системы координат;

$\bar{\omega}' = \dot{\phi}$ – угловая скорость вращения СЧРП;

\bar{r}' – радиус-вектор центра масс СЧРП относительно оси складывания.

Определив \bar{V}_A , можно рассчитать $\frac{d}{dt} \left(\frac{\partial T}{\partial \dot{\phi}_i} \right)$ и $\frac{\partial T}{\partial \dot{\phi}_i}$ в дифференциальном

уравнении Лагранжа II рода.

Прделаем данные выкладки для первого руля

$$\bar{V}_0 = (V_x, V_y, V_z); \quad \bar{\omega} = (\omega_x, \omega_y, \omega_z); \quad \bar{\omega}' = (\dot{\phi}, 0, 0);$$

$$\bar{r} = (-l, d + c \cdot \cos \varphi, c \cdot \sin \varphi); \quad \bar{r}' = (0, c \cdot \cos \varphi, c \cdot \sin \varphi)$$

$$V_A = \begin{vmatrix} V_x \\ V_y \\ V_z \end{vmatrix} + \begin{vmatrix} i & j & k \\ \omega_x & \omega_y & \omega_z \\ -l & d + c \cdot \cos \varphi & c \cdot \sin \varphi \end{vmatrix} + \begin{vmatrix} i & j & k \\ \dot{\phi} & 0 & 0 \\ 0 & c \cdot \cos \varphi & c \cdot \sin \varphi \end{vmatrix} =$$

$$\begin{vmatrix} V_x + \omega_y \cdot c \cdot \sin \varphi - \omega_z \cdot (d + c \cdot \cos \varphi) \\ V_y - \omega_z \cdot l - \omega_x \cdot c \cdot \sin \varphi - \dot{\phi} \cdot c \cdot \sin \varphi \\ V_z + \omega_x \cdot (d + c \cdot \cos \varphi) + \omega_y \cdot l + \dot{\phi} \cdot c \cdot \cos \varphi \end{vmatrix} \quad (5)$$

Тогда,

$$\frac{d}{dt} \left(\frac{\partial T}{\partial \dot{\phi}_i} \right) - \frac{\partial T}{\partial \phi_i} = mc^2 \dot{\phi}_1 + mc \left[[\dot{\omega}_x (c + d \cos \varphi_1) + (\dot{\omega}_z l - \dot{V}_y) \sin \varphi_1 + (\dot{\omega}_y l + \dot{V}_z) \cos \varphi_1 + \right.$$

$$+ \omega_x^2 d \sin \varphi_1 - \omega_x ((\omega_z l - V_y) \cos \varphi_1 - (\omega_y l + V_z) \sin \varphi_1) - \omega_y^2 c \sin \varphi_1 \cos \varphi_1 +$$

$$\left. + \omega_z^2 (d + c \cos \varphi_1) \sin \varphi_1 - V_x (\omega_y \cos \varphi_1 + \omega_z \sin \varphi_1) + \omega_y \omega_z (d \cos \varphi_1 + c \cos 2\varphi_1) \right] \quad (6)$$

Аналогичным образом можно получить левую часть дифференциального уравнения для оставшихся трех СЧРП.

Для того, чтобы замкнуть дифференциальное уравнение, осталось рассчитать слагаемое, связанное с потенциальной энергией, т.е. получить внешние моменты, действующие на СЧРП.

Запишем суммарный момент, действующий на СЧРП в виде

$$M_{\sum_{\text{вн}i}} = M_{xi} + M_{\text{де}mi} + M_{\text{т}pi} + M_{\text{н}pi}, \quad (7)$$

M_{xi} – аэродинамический момент;

$M_{\text{де}mi}$ – момент демпфирования;

$M_{\text{тр}i}$ – момент трения;

$M_{\text{пр}i}$ – момент привода.

С помощью программы расчёта аэродинамических характеристик, действующих на СЧРП, определяется нормальная аэродинамическая сила, приложенная к СЧРП, аэродинамический момент и момент демпфирования, действующие на СЧРП относительно осей складывания. Значения интересующих величин известны в определенной сетке значений числа Маха, пространственного угла атаки АСП, угла крена АСП и угла раскрытия СЧРП. Данные получены в результате продувок в аэродинамической трубе и математических расчетов, значения в промежуточных точках получаются с помощью интерполяции.

Момент трения рассчитывается по формуле:

$$M_{\text{тр}i} = r \cdot f_{\text{тр}} \cdot |\bar{N}_i| \cdot \text{sign}(\dot{\varphi}_i), \quad (8)$$

где $f_{\text{тр}}$ – коэффициент трения;

N_i – нормальная аэродинамическая сила, действующая на СЧРП;

sign – функция взятия знака от аргумента.

Момент привода СЧРП рассчитывается по закону Гука (пружинный механизм)

$$M_{\text{пр}i} = -M_{\text{к}} \cdot \text{sign}(\varphi_i) - \frac{M_{\text{н}} - M_{\text{к}}}{\varphi_{\text{max}}} \cdot \varphi_i, \quad (9)$$

$M_{\text{к}}$ – момент пружины при полном раскрытии СЧРП;

$M_{\text{н}}$ – момент пружины при полном сжатии пружины.

Из динамики абсолютного твердого тела известно, что выражение $m\dot{\varphi}^2$ есть момент инерции СЧРП относительно оси складывания. Тогда можно записать дифференциальное уравнение Лагранжа II рода в виде:

$$\ddot{\varphi} = \frac{1}{J_{\text{сч}}} \cdot (M_{\Sigma_{\text{вн}}} - M_{\Sigma_{\text{дин}}}) \quad (10)$$

Данное уравнение можно решить численным методом Эйлера

$$\begin{cases} \dot{\varphi}^1 = \dot{\varphi}^0 + \frac{1}{J_{\text{сч}}} \cdot (M_{\Sigma_{\text{вн}}} - M_{\Sigma_{\text{дин}}}) \cdot \Delta t \\ \varphi^1 = \varphi^0 + \dot{\varphi}^0 \cdot \Delta t \end{cases}, \quad (11)$$

где Δt – временной шаг интегрирования.

Для интегрирования данной системы необходимо задать начальное значение углов φ_i СЧРП в зависимости от знака рассчитанного суммарного момента. Если суммарный момент СЧРП действует на закрытие, то рули прижаты к корпусу АСП в

начальный момент, в противном случае (суммарный момент действует на открытие) СЧРП прижаты к упорам в начальный момент.

При интегрировании учитывалось накладываемое на данную систему ограничение, связанное с подачей управляющего сигнала на раскрытие СЧРП.

Интеграция разработанных программ в комплексную модель отделения АСП от СН

Исходя из приведенных ранее особенностей отделения АСП с раскрытием рулевых поверхностей в процессе движения, необходимо исследовать совместное движение АСП и рулевых поверхностей с учетом требований по безопасности отделения. Кинематика движения АСП должна быть выбрана так, чтобы при отделении не произошло соударение рулевых поверхностей АСП с конструкциями самолета-носителя и соседними АСП.

Для решения поставленной задачи, разработанные программные модули были интегрированы в комплекс взаимосвязанных математических моделей отделения АСП от СН.

В укрупнённом виде структурная схема комплексной математической модели представлена на рисунке 5.

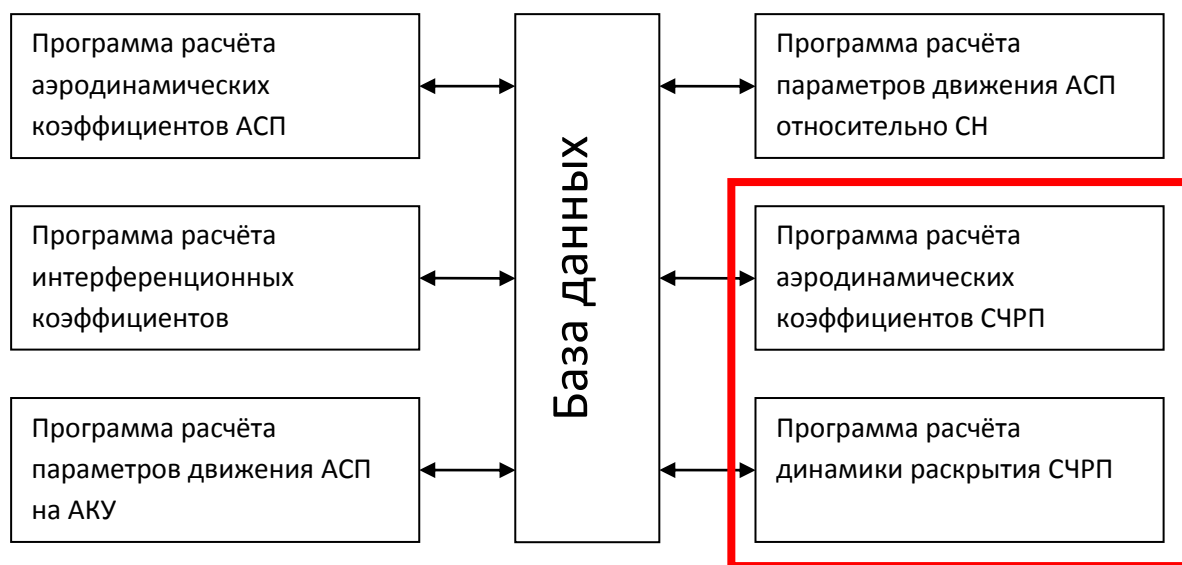


Рисунок 5 Структурная схема комплексной математической модели отделения АСП от СН

На рисунке 6 представлены результаты моделирования движения АСП переменной геометрии при старте из отсека самолёта-носителя для одного из заданных режимов.

На графике №1 показано изменение углов отклонения рулей по времени после раскрытия СЧРП (DEL1, DEL2, DEL3, DEL4 [Град]) Из графика видно, что до времени примерно 0,25 с. рулевые поверхности были сложены.

На графике №2 показано изменение отработанных перегрузок по времени (ENR1, ENR2, ENR3).

На графике №3 показано изменение угловых скоростей АСП по времени относительно осей OY, OZ, OX (OR1, OR2, OR3) связанной системы координат АСП.

На графике №4 показано изменение нормальной аэродинамической силы, приложенной к СЧРП по времени (FN(1), FN(2), FN(3), FN(4) [Н]). Из графика видно, что в момент раскрытия СЧРП на них действует аэродинамическая сила, которая после раскрытия СЧРП обнуляется.

На графике №5 показано изменение углов раскрытия СЧРП по времени (FTEK(1), FTEK(2), FTEK(3), FTEK(4) [Град]). И графика видно, что начальное положение углов раскрытия первого и третьего руля равно 135 градусов, а второго и четвертого -135 градусов. Раскрытие рулевых поверхностей завершается в момент времени, когда углы становятся нулевыми.

На графике №6 показана траектория движения АСП относительно СН (YOT, ZOT [м]). Из графика видно, что траектория движения АСП не пересекается с траекторией СН.

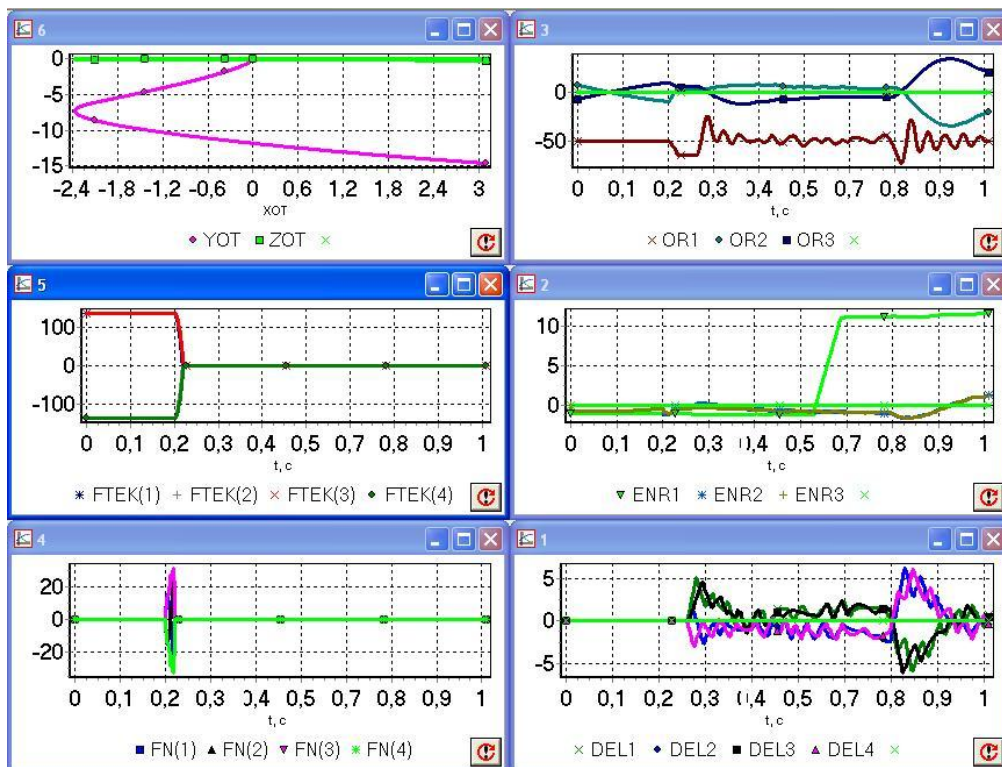


Рисунок 6 Результаты моделирования движения АСП переменной геометрии

Заключение

1. Разработано программно-методическое обеспечение определения расчёта аэродинамических характеристик СЧРП и динамики раскрытия СЧРП.

2. Разработанные программы интегрированы в комплекс взаимосвязанных математических моделей отделения АСП от СН, который реализован в виде программно-математического обеспечения автоматизированного рабочего места для создания систем безопасного старта АСП переменной геометрии.

3. Использование комплекса моделей позволило получить расчетную оценку конструктивных параметров системы раскрытия СЧРП с целью обеспечения безопасности СН и устойчивости АСП на траектории её полёта вблизи СН при различных способах старта – штатном боевом отделении, аварийном сбросе, групповом применении АСП.

Библиографический список

1. Нестеров В.А. Основы проектирования ракет «воздух-воздух» и авиационных катапультных устройств для них. М.: МАИ, 1999.
2. Хемш М., Нильсен Дж. Аэродинамика ракет. М.: «Мир», 1989.
3. Рейдель А.Л., Соколовский Г.А. Аэробаллистические характеристики и математические модели авиационных управляемых ракет класса «воздух-воздух». М.: МАИ, 1995.

Сведения об авторах

Капустин Денис Юрьевич, заместитель начальника бригады ОАО «ГОСМКБ «Вымпел» им. И.И. Торопова» ;

тел.: 8(916)517-64-93, e-mail: kebushka@rambler.ru