

Разработка комплексной модели решения вертолётном функциональной задачи¹

Д.А. Козорез, И.В. Обрезков, К.М. Тихонов, В.В. Тишков

Аннотация

В статье представлены результаты разработки модели авиационного комплекса, представляющей собой физическую модель вертолёт как системы твёрдых тел, созданной в среде *SolidWorks* и импортированной в среду *SimMechanics/Simulink/Matlab*, интегрированной с математической моделью движения вертолёт, с моделью системы сопровождения цели с человеком-оператором, с моделью подвижной артиллерийской установки и моделью оценки эффективности решения типовой функциональной задачи. Разработанная система моделей функционирует на платформе *Simulink/Matlab*.

Ключевые слова

Введение

В проектировании перспективных робототехнических систем существенную роль играет моделирование. Широкие возможности в реализации процессов моделирования открываются при использовании современных информационных технологий (ИТ). Это моделирование конструкций (*CAD*-технологии), проведение различного рода инженерных расчётов: оценка прочности и теплопрочности методом конечных элементов, решение задач обтекания потоком газа или жидкости методом конечных объёмов (*CAE*-технологии). Важной задачей является оценка кинематических и динамических параметров движения механизма. Для решения этой задачи также применяются ИТ. В Московском авиационном

¹ Статья подготовлена при поддержке РФФИ, грант №10-08-00897а

институте (МАИ) разрабатывается интегрированная технология моделирования динамики и кинематики движения сложных авиационных робототехнических устройств на основе информационных технологий *SolidWorks* и *SimMechanics/Simulink/Matlab* [1]. Указанная технология апробирована, в частности, на решении задач катапультирования грузов [2, 3]. Вместе с тем следует отметить, что повышение адекватности разрабатываемых моделей лежит на пути более полного учета входящих в реальную систему элементов и их параметров. Неотъемлемым элементом любой авиационной робототехнической системы является летательный аппарат (ЛА). В настоящей работе представлены результаты разработки интегрированной модели пилотируемого вертолѐта, как носителя различных видов авиационного вооружения, в том числе и артиллерийского. Модель вертолѐта создаѐтся как результат интеграции двух моделей: физической модели вертолѐта как системы тѐдых тел и математической модели, основанной на системе дифференциальных уравнений движения вертолѐта с учѐтом автопилота. Термин «физическая модель» в настоящей работе понимается в том смысле, который вкладывается в него применительно к моделям системы тѐдых тел, импортированным из *CAD*-среды в среду *SIMMECHANICS/MATLAB* [6]. Кроме того, в процессе решения авиационным комплексом функциональной задачи (в рассматриваемом случае — атаки неподвижной наземной цели) неотъемлемыми элементами его, помимо летательного аппарата, являются и система сопровождения цели с человеком–оператором [7], и подвижная артиллерийская установка с её системой управления. Важной частью исследования является также оценка эффективности решения задачи.

Твердотельная модель вертолѐта

Твердотельная модель вертолѐта создаѐтся в среде *SolidWorks* как система тѐдых тел, включающая его корпус и два винта (несущий и компенсирующий), а также встроенную подвижную артиллерийскую установку, состоящую из неподвижного основания, жѐтко закреплѐнного в корпусе вертолѐта, подвижного основания, обеспечивающего вращение вокруг главной оси установки (в данном случае главная ось расположена нормально по отношению к горизонтальной плоскости носителя), лафета, обеспечивающего вращение вокруг подвижной оси (в исходном положении расположена вдоль оси *OZ* носителя), и оружия, имеющего возможность перемещаться вдоль лафета (в исходном положении вдоль оси *OX* носителя).

В качестве прототипа носителя выбран вертолёт Ми-24, твердотельная модель которого представлена на рис. 1. Модель представляет собой сборку из корпуса и двух винтов, каждый из которых имеет по одной вращательной степени свободы. Корпус и винты жёсткие, недеформируемые. Основой для построения эскизов модели служат свободно распространяемые компоновочные чертежи [4], один из которых приведён на рис. 2. Указанные чертежи отмасштабированы в соответствии с габаритными размерами ЛА, и по сечениям вытянуты твёрдые тела корпуса и винтов. Эскизы сечений представлены на рис. 3.

Аналогичным образом разработаны и модели винтов.

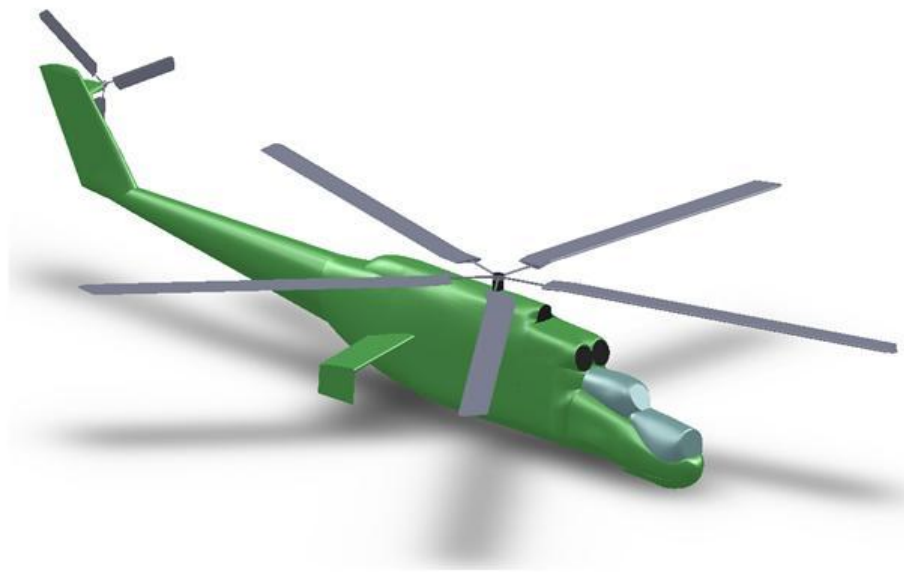


Рис. 1. Твердотельная модель вертолётa

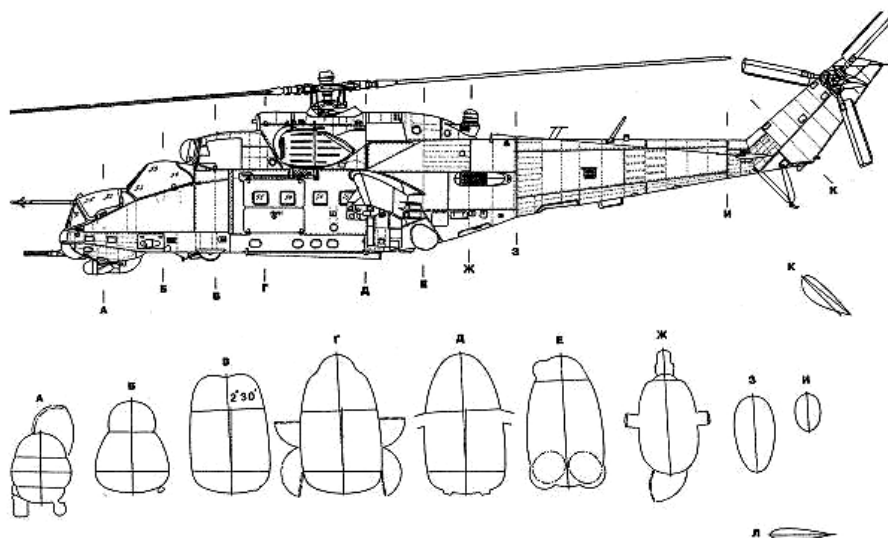


Рис. 2. Компоновочный чертёж вертолётa с поперечными сечениями

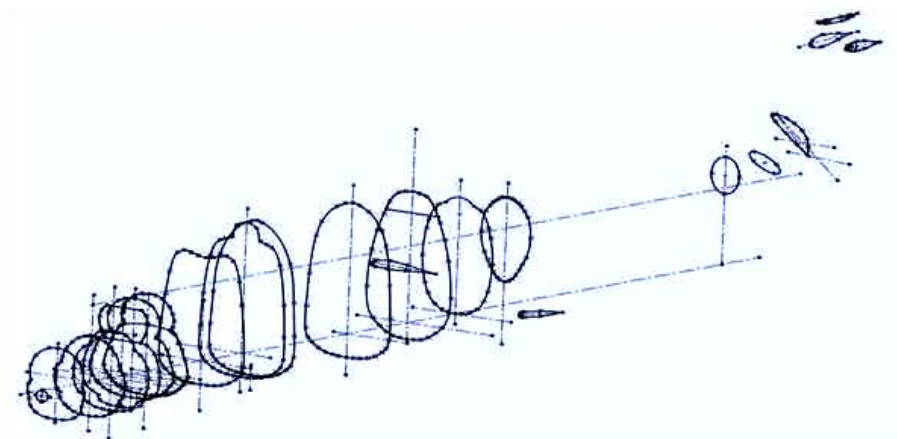


Рис. 3. Эскизы сечений, созданные в среде *SOLIDWORKS* для формирования твердотельной модели корпуса вертолѐта

Важным свойством разработанных моделей является соответствие реальным не только габаритных размеров, но и массово-инерционных характеристик корпуса и винтов. Это обеспечивается подбором в среде *SOLIDWORKS* соответствующей плотности материала.

На рис. 4 и 5 представлена модель подвижной артиллерийской установки. Особенностью указанной модели является технологическое разбиение ствола на две составляющих (рис. 5), одна из которых имитирует подвижные части, откатывающиеся в процессе стрельбы.

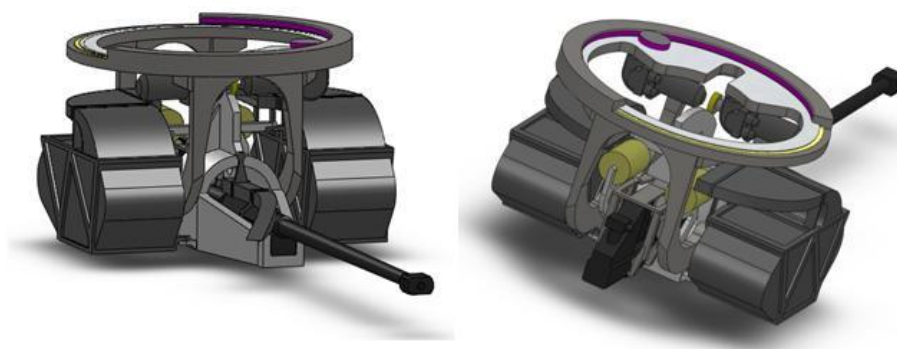


Рис. 4. Твердотельная модель ПАУ

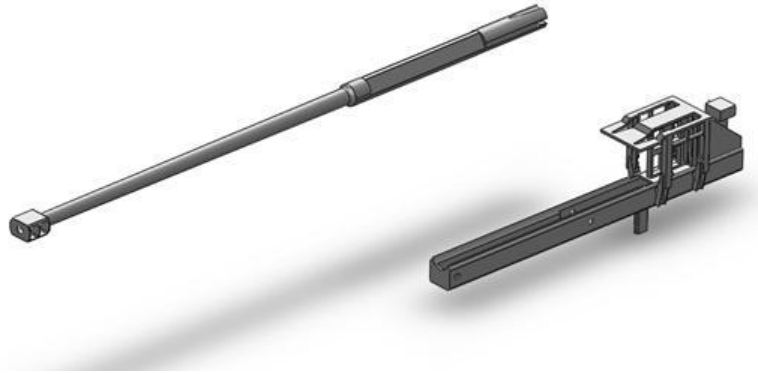


Рис. 5. Твёрдотельная модель ААО

На рис. 6 представлена полная твёрдотельная модель вертолѐта со встроенной ПАУ, а на рис. 7 – импортированная в среду *SIMMECHANICS/SIMULINK/MATLAB* её физическая модель.

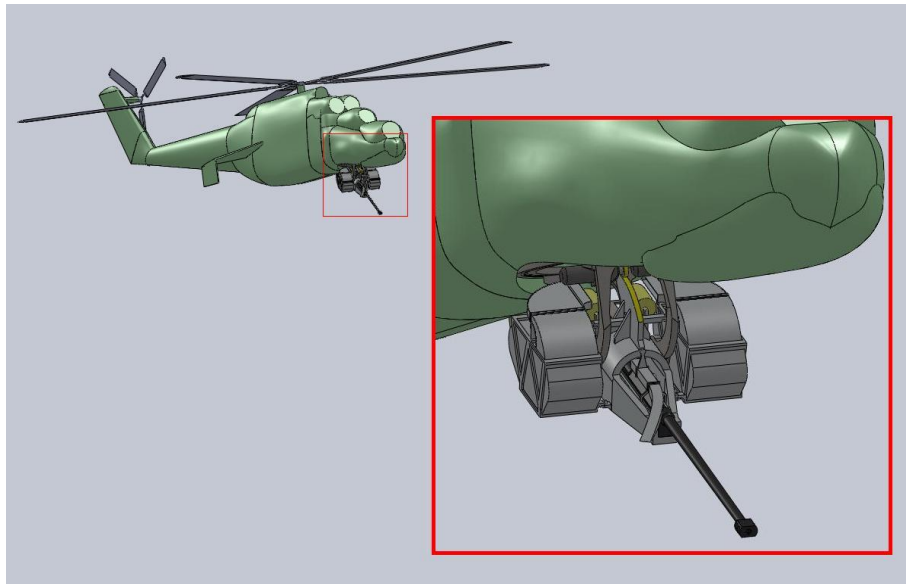


Рис. 6. Сборка твёрдотельной модели вертолѐта в среде *SOLIDWORKS*

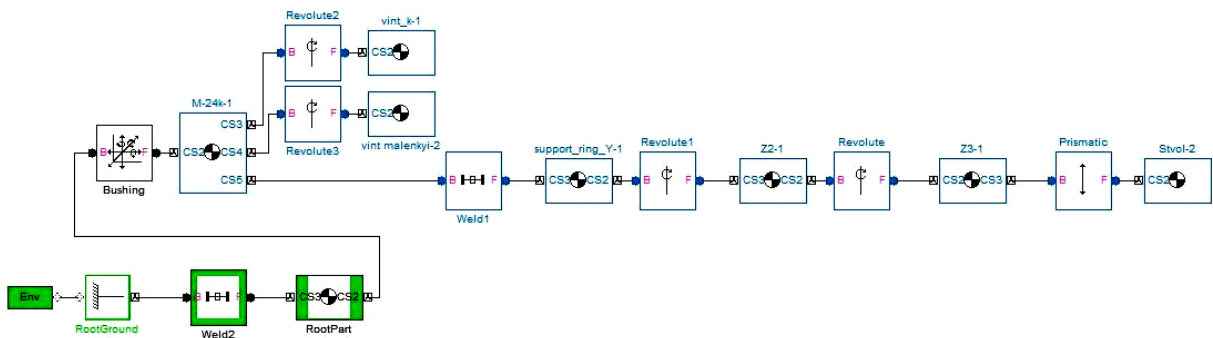


Рис. 7. Импортированная в среду *SIMMECHANICS/SIMULINK* физическая модель вертолѐта

Важной составляющей импортированной физической модели является наличие блока *BUSHING*, обеспечивающего шесть степеней свободы корпусу вертолѐта. Таким образом, в модели обеспечивается пространственное движение корпуса вертолѐта, соответствующее реальному: вдоль и вокруг всех трёх координатных осей.

Модель динамики полѐта вертолѐта

Основой для вывода уравнений динамики движения вертолѐта является допущение о замене несущего винта равнодействующей силой. При этом предполагается, что маховое движение лопастей изменяется мгновенно при изменениях параметров движения вертолѐта и углов общего и циклического шага лопастей [5]. Такой подход позволяет в процессе исследования динамики полѐта вертолѐта не учитывать связи между продольным и боковым движениями и рассматривать их отдельно.

Исходя из указанного допущения, построены системы дифференциальных уравнений продольного (1) и бокового (2) движений:

$$\begin{cases} \dot{V}_x = \tilde{X}^{V_x} \Delta V_x + g \Delta \vartheta + \tilde{X}^{\chi} \Delta \chi \\ \dot{V}_y = \tilde{Y}^{V_y} \Delta V_y + \tilde{Y}^{\varphi_{\text{ош}}} \Delta \varphi_{\text{ош}} \\ \dot{\omega}_y = \tilde{M}_z^{V_x} \Delta V_x + \tilde{M}_z^{\omega_x} \Delta \omega_x + \tilde{M}_z^{\chi} \Delta \chi \end{cases} \quad (1)$$

$$\begin{cases} \dot{V}_z = \tilde{Z}^{V_z} \Delta V_z - V_{y0} \Delta \omega_x - V_{x0} \Delta \omega_y + g \Delta \gamma + \tilde{Z}^{\eta} \Delta \eta \\ \dot{\omega}_x = \tilde{M}_x^{V_z} \Delta V_z + \tilde{M}_x^{\omega_x} \Delta \omega_x + \tilde{M}_x^{\eta} \Delta \eta \\ \dot{\omega}_y = \tilde{M}_y^{V_z} \Delta V_z + \tilde{M}_y^{\omega_y} \Delta \omega_y + \tilde{M}_y^{\varphi_{\text{РВ}}} \Delta \varphi_{\text{РВ}} \\ \dot{\gamma} = \Delta \omega_x \end{cases} \quad (2)$$

К приведенным дифференциальным уравнениям (1) и (2) добавлены зависимости, обеспечивающие аппроксимацию табличных данных аэродинамических коэффициентов вертолѐта на основе их кубической сплайн-интерполяции, а также уравнения и коэффициенты автопилота, обеспечивающего устойчивость движения вертолѐта на всех режимах полѐта, характерных для рассматриваемой задачи. Модель разработана в среде *SIMULINK/MATLAB* и имеет вид, представленный на рис. 8.

В свою очередь, на рис. 9 представлена реализация модели продольного движения (на рис. 8 она представляет собой подсистему).

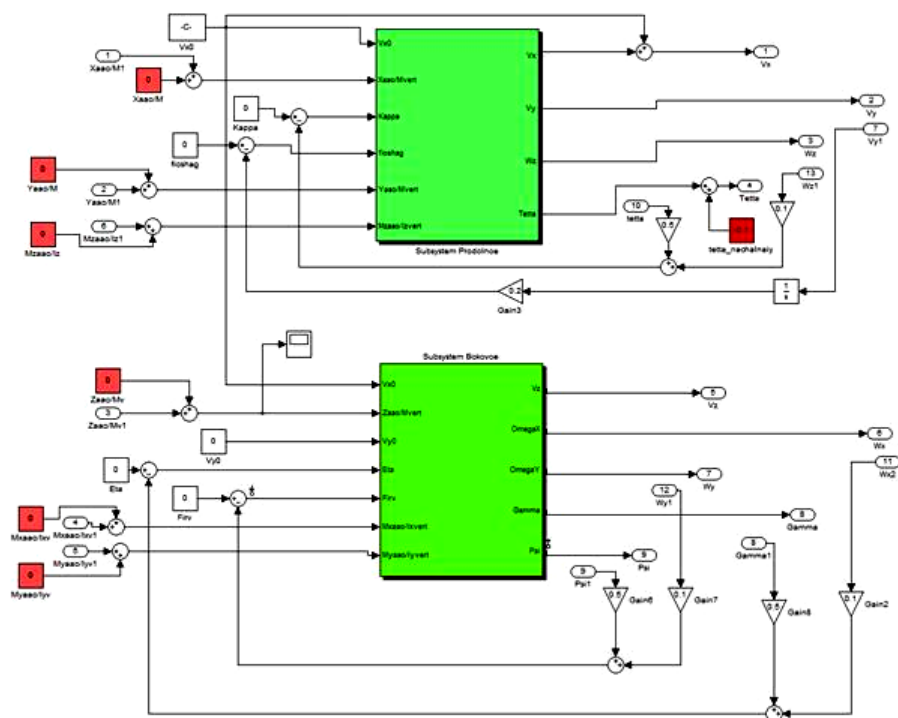


Рис. 8. Математическая модель динамики полёта вертолёта в среде *SIMULINK*

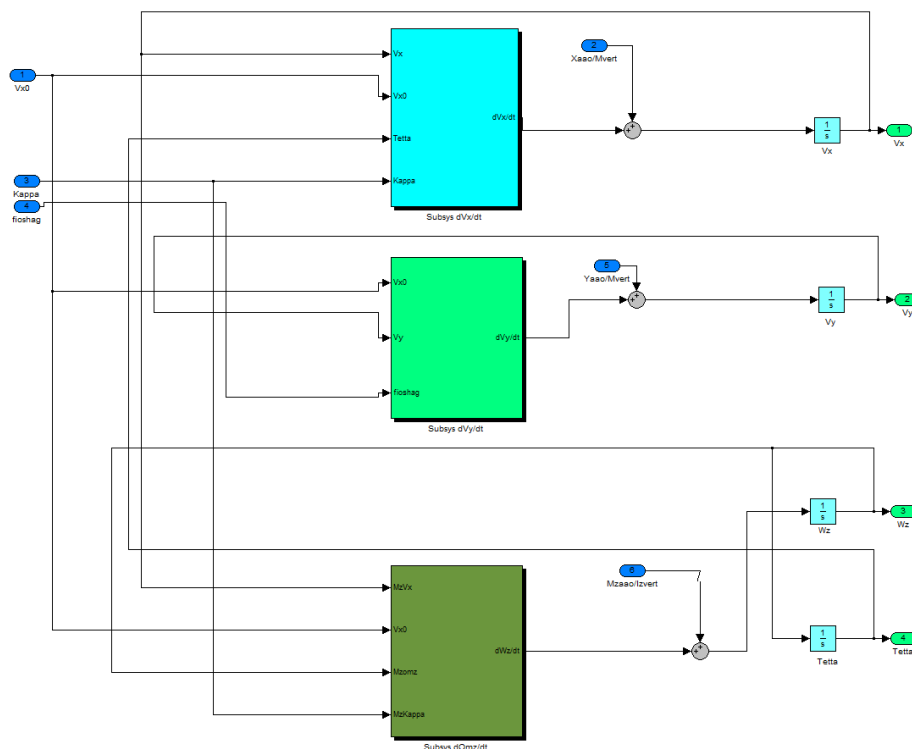


Рис. 9. Реализация модели продольного движения

Рассмотрим первое уравнение системы (1) продольного движения $\dot{V}_x = \tilde{X}^{V_x} \Delta V_x + g \Delta \vartheta + \tilde{X}^{\chi} \Delta \chi$, модель которого представлена на рис. 10.

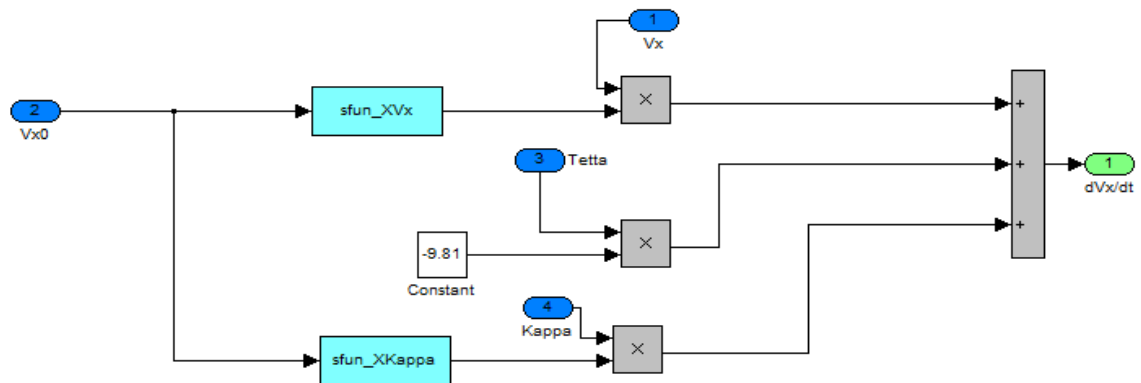


Рис 10. Модель первого уравнения продольного движения

Как видно (рис. 10), динамические коэффициенты ЛА (в данном случае \tilde{X}^{V_x} и \tilde{X}^{χ}) вводятся как S -функции, зависящие от режима полёта (скорости). S -функция предназначена для построения пользовательских блоков системы *SIMULINK* и оформляется в виде M -файла *MATLAB* [5]. В рассматриваемом уравнении S -функции соответствующих производных представляют собой сплайн-интерполяцию табличных данных.

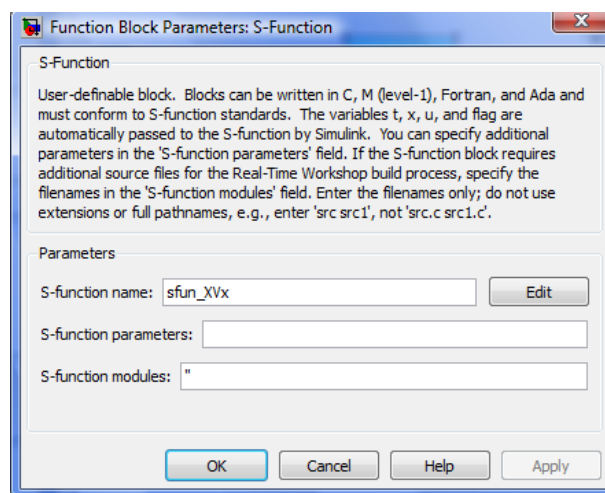


Рис 11. Окно свойств блока *SFUN_XVx*, функции реализующей производную \tilde{X}^{V_x} .

Приведём для справки и содержимое M -файла функции *SFUN_XVx*.

```
function [sys, x0, str, ts] = sfun_XVx( t, x, u, flag)
% Calculation Aerodinamick
switch flag
case 0
```



```

        [sys,x0,str,ts]=mdlInitializeSizes;
case 3
    sys=mdlOutputs(t,x,u);
case {1, 2, 4, 9}
    sys = [];
otherwise
    error(['Unhandled flag = ',num2str(flag)]);
end;
%=====

function [sys,x0,str,ts]=mdlInitializeSizes

sizes = simsizes;

sizes.NumContStates = 0;
sizes.NumDiscStates = 0;

sizes.NumOutputs      = 1;
sizes.NumInputs       = 1;

sizes.DirFeedthrough = 1;
sizes.NumSampleTimes = 1; % at least one sample time is needed
sys = simsizes(sizes);
x0 = [];
str = [];
ts = [-1 0];
%=====

function sys = mdlOutputs(t, x, u)
Vx0 = [0 80 100 150 200 250 300]*1000/3600; % km/h
XVx = [-0.0059 -0.0217 -0.0282 -0.0345 -0.0405 -0.0488 -0.0625];
sys = interp1( Vx0, XVx, u, 'spline' );
%=====

```

Последние четыре строки определяют содержимое внутренней функции (`function sys = mdlOutputs(t, x, u)`), обеспечивающей вычисление соответствующего коэффициента (в данном случае \tilde{X}^{V_x}) в зависимости от скорости полёта ЛА ($Vx0$). При этом значение коэффициента определяется на основе кубической сплайн-интерполяции (функция `interp1`, строковый параметр `'spline'`) заданного массива (`XVx`).

В конечном итоге интегрированная модель динамики движения вертолётa имеет вид, представленный на рис. 12.

В указанной модели с её механической части снимаются действующие на носитель силы и моменты, в том числе и от стрельбы из ААО. В математической модели для заданного режима полёта определяются соответствующие параметры движения корпуса носителя, которые передаются на соответствующий блок физической модели, что позволяет смоделировать пространственное движение вертолётa (оно, в свою очередь, определяет

параметры сопровождения наземной цели, необходимые законы входных сигналов на приводы ПАУ и др.)

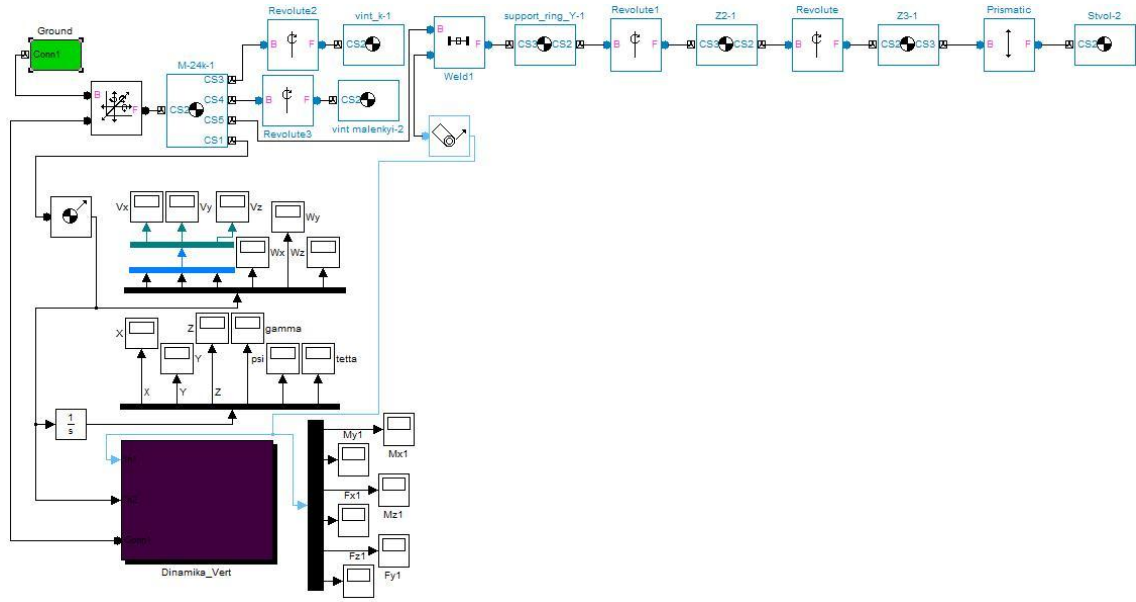


Рис. 12. Интегрированная модель динамики полёта вертолёта

В качестве иллюстрации динамической модели вертолёта на рис. 13 представлен график изменения угловой скорости крена ω_x .

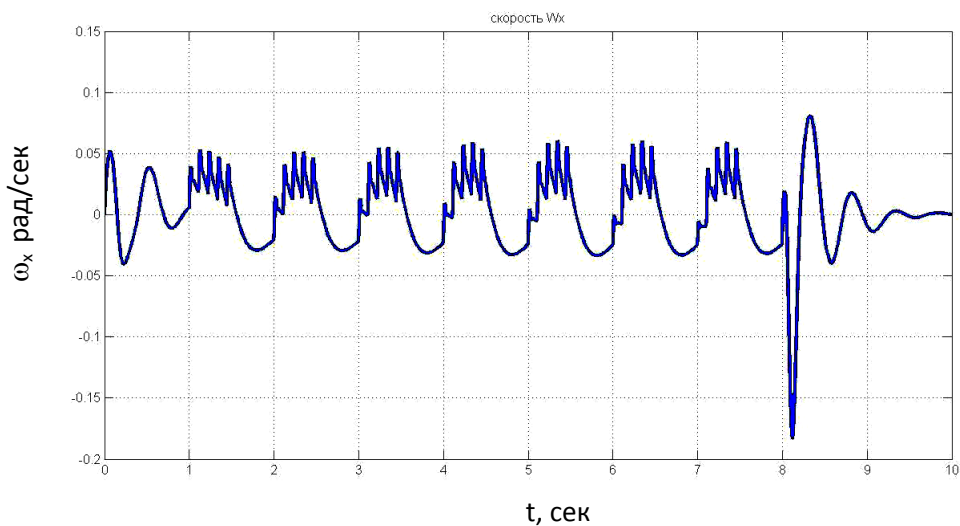


Рис. 13. График изменения угловой скорости крена вертолёта в процессе стрельбы

Через одну секунду после начала моделирования воспроизводится стрельба из ААО: в данном случае семь очередей по пять выстрелов в каждой. В момент времени $t = 8$ сек

стрельба прекращается, и через две секунда автопилот вертолѐта полностью скомпенсировал влияние силы отдачи: $\omega_x = 0$. Такая реакция вертолѐта на внешнее возмущение характерна для всех параметров его полѐта, что, очевидно, подтверждает адекватность разработанной модели.

Основная нагрузка, действующая на вертолѐт в полѐте, это нагрузка от действия силы отдачи оружия при стрельбе. Для построения модели стрельбы из ААО используются следующие характеристики: темп стрельбы, усилие отдачи, масса откатывающихся частей и предельные значения величины отката оружия.

Стрельба моделируется имитацией силы давления пороховых газов на дно канала ствола, как последовательности импульсов, частота которых соответствует темпу стрельбы (в данном случае взято 550 в/мин), а амплитуда – усилию отдачи. Допустим, что максимальное значение силы, с которой пороховые газы действуют на дно канала ствола, равно 40 кН. Будем считать, что откат ствола и подвижных частей автоматики пушки составляет 30-35мм, при этом масса откатывающихся частей — 38 кг. Движение оружия (его откатывающихся частей, рассматриваемых как целостный объект) в процессе стрельбы описывается следующим дифференциальным уравнением:

$$m \frac{d^2x}{dt^2} + b \frac{dx}{dt} + k(x - x_0) = P(t),$$

где x – откат подвижных частей, м;

k – жесткость возвратной пружины (или амортизатора, Н/м);

b – относительная степень демпфирования тормоза (Нс/м);

x_0 –предварительное поджатие пружины, м;

$P(t)$ – импульсное давление пороховых газов на дно канала ствола (Н); задача внутренней баллистики не решается, считается, что действие пороховых газов можно аппроксимировать прямоугольными импульсами.

Для принятых условий подобраны значения жесткости и относительной степени демпфирования так, чтобы обеспечить заданную величину отката и отсутствие выката подвижных частей: к началу следующего выстрела подвижные части должны прийти в исходное перед выстрелом положение и оставаться в покое. Предварительное поджатие принято равным нулю. Разработанная при указанных условиях модель представлена на рис.

14.

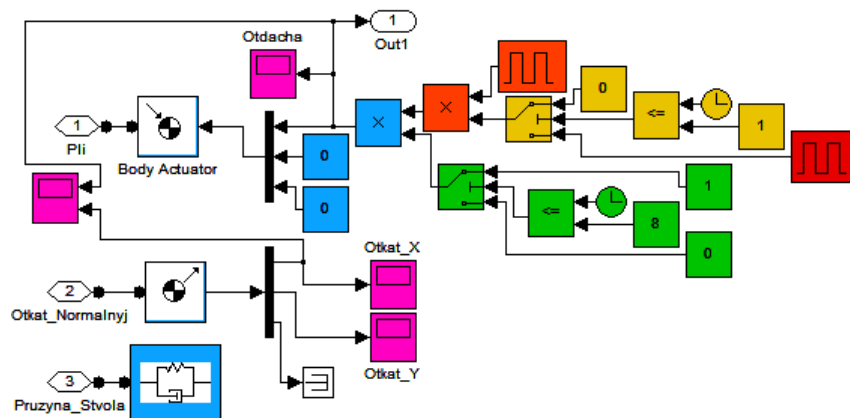


Рис. 14. Модель стрельбы из ААО

Представленная на рис. 14 модель передает через порт *PLI* вектор силы, действующей на дно канала ствола, две координаты которого (*Y* и *Z*) равны нулю. По оси *X* локальной системы координат формируется импульсное воздействие с амплитудой 45 кН, периодом 0,111сек. и скважностью 10%.

При рассматриваемом способе ведения огня (сопроводительная стрельба) есть задержка открытия огня, связанная с необходимостью уменьшения ошибки слежения до приемлемых величин, при которых стрельба эффективна. В реальности момент открытия огня определяется системой управления стрельбой и перезарядкой. В модели использована задержка в одну секунду с начала моделирования.

Кроме этого, вся стрельба разбивается на очереди путём умножения на логическую единицу, выдаваемую генератором импульсов с периодичностью в полсекунды. В результате получаемая очередь содержит пять выстрелов (см. рис. 13).

Упругое усилие пружины и демпфирование передаются через порт *PRUZYNA_STVOLA*.

Модель программной корректируемой системы сопровождения цели с человеком-оператором

Модель программной корректируемой системы сопровождения наземной цели (ССЦ) разработана в среде *SIMULINK* и подробно описана в [7]. В указанной работе проведена оптимизация параметров модели по критерию минимума средней квадратической ошибки сопровождения. Именно в таком виде модель ССЦ встроена в настоящий комплекс.

Модель подвижной артиллерийской установки

Твердотельная модель подвижной артиллерийской установки и её размещение на модели вертолѐта представлено на рис. 4...6. В работе [8] рассмотрен процесс создания динамической модели ПАУ в среде *SIMMECHANIS/MATLAB*. Особое внимание уделено предложенному авторами способу интеграции динамической модели ПАУ и моделей силовых следящих приводов горизонтального и вертикального каналов. Указанный способ, также как и для модели динамики полѐта вертолѐта, состоит в замыкании информационных каналов (цепей коррекции и единичных обратных связей) через физическую модель механики ПАУ и, как показано в [8], обеспечивает высокую степень её адекватности.

Модель оценки эффективности стрельбы по типовой неподвижной наземной цели

Модель оценки эффективности строится на примере гипотетической наземной цели, для которой установлены характеристики уязвимости (S_y / ω) и площади S_y в зависимости от угла встречи λ и скорости встречи $V_{встр}$ снаряда с целью (используется метод оценки эффективности стрельбы ударными снарядами, [9]). Мировая практика проектирования ААО фронтовых вертолѐтов свидетельствует о том, что основным является оружие калибра 30 мм с начальными скоростями снаряда от 850 до 1000 м/с. Будем считать, что некоторая наземная цель обладает по отношению к таким снарядам характеристиками уязвимости, представленными в таблице 1.

Таблица 1

Характеристики уязвимости типовой цели в картинной плоскости				
S_y / ω , м	15	10	8	6
λ , град	60	40	30	20

Методика расчета вероятности поражения следующая. В зависимости от λ , значение которого вычисляется в процессе моделирования, на основании данных табл. 1 определяется величина ω (принято, что цель на поверхности земли представляет собой квадрат, ориентированный вдоль осей Oy и Oz и со стороной, равной 5 м), при этом предполагается, что снаряд летит идеально: без понижения, бортового эффекта и торможения. Квадрат цели проецируется на плоскость, перпендикулярную вектору дальности до цели (картинную плоскость). Таким образом, строится прямоугольник, имитирующий цель в картинной

плоскости, для которого известны геометрические размеры. Учитывая, что снаряд имеет отклонения от идеальной траектории за счет ошибок привода и системы сопровождения, а также за счет технического рассеивания, точка снаряда в картинной плоскости не совпадает с центром рассеивания. В случае, если эта точка оказывается в контуре цели (одновременно выполняются условия $y_D < C_y / 2$ и $z_D < C_z / 2$), то считается, что снаряд попал в цель, и рассчитывается условная вероятность не поражения цели данным снарядом $W_{ki} = 1 - \frac{1}{\omega_{ki}}$, где

i – номер снаряда, k – номер атаки. Такие операции прделываются со всеми снарядами в очереди. Вероятность поражения W_k в данной атаке определяется по формуле:

$W_k = 1 - \prod_{i=1}^N (1 - \frac{1}{\omega_{ki}})$, где N – длина очереди. После этого окончательно определяется средняя

вероятность поражения по L атакам: $W = \frac{\sum W_k}{L}$.

Для определения характеристик уязвимости целей необходимо знать значение угла λ , которое определяется при условии, что полёт носителя близок к горизонтальному. В этом случае λ равен углу между вектором \vec{V}_{01} и плоскостью $z_1 O x_1$ (см. рис. 15).

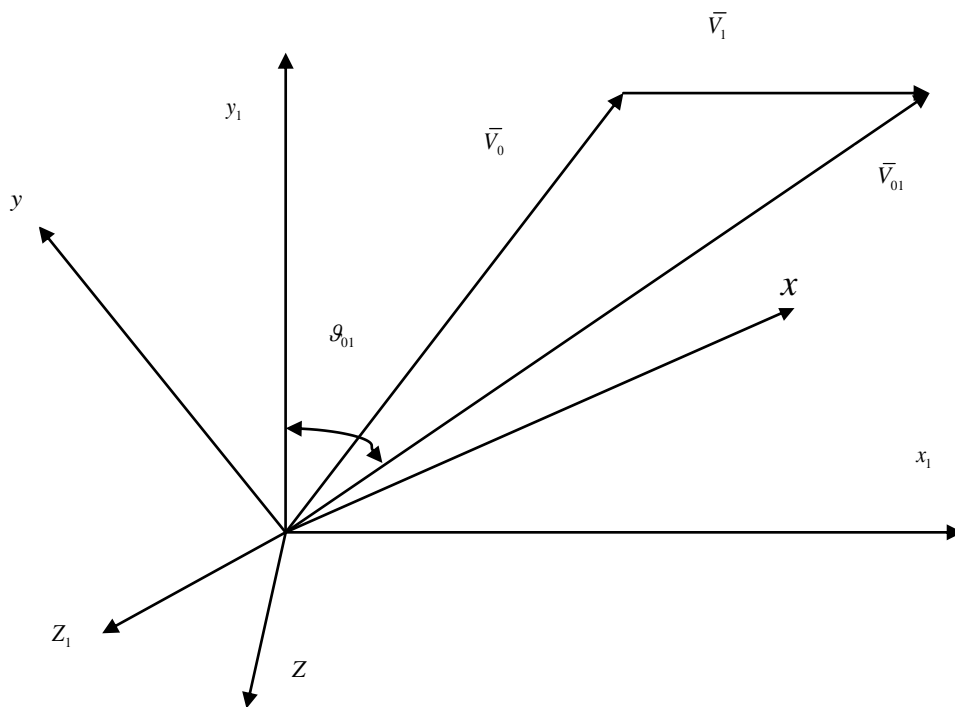


Рис. 15. Векторная схема

Если угол \mathcal{G}_{01} между осью Oy_1 и вектором \bar{V}_{01} , то $\lambda = \frac{\pi}{2} - \mathcal{G}_{01}$. Известно, что $\bar{V}_{01} = \bar{V}_0 + \bar{V}_1$. Умножим это выражение скалярно на \bar{y}_1^0 и определим угол между векторами \bar{y}_1^0 и $\bar{V}_{01}(\mathcal{G}_{01})$:

$$(\bar{V}_{01} \cdot \bar{y}_1^0) = (\bar{V}_0 \cdot \bar{y}_1^0) + (\bar{V}_1 \cdot \bar{y}_1^0);$$

$$V_{01} \cdot (\bar{x}_{V_{01}}^0 \cdot \bar{y}_1^0) = \bar{V}_0 (\bar{x}_{V_0}^0 \cdot \bar{y}_1^0) + \bar{V}_1 (\bar{x}_{V_1}^0 \cdot \bar{y}_1^0);$$

$$(\bar{x}_{V_0}^0 \cdot \bar{y}_1^0) = \cos \mathcal{G}_{01} = \sin \lambda;$$

$$(\bar{x}_{V_0}^0 \cdot \bar{y}_1^0) = A_{12} \cos \beta \cos \varepsilon + A_{22} \sin \varepsilon - A_{32} \sin \beta \cos \varepsilon,$$

где A_j - элементы матрицы главной оси $\|A\|_1^T$.

Кроме того: $(\bar{x}_{V_1}^0 \cdot \bar{y}_1^0) = \alpha_{AT}$.

Следовательно, $V_{01} \cdot \sin \lambda = V_0 \cdot (A_{12} \cos \beta \cos \varepsilon + A_{22} \sin \varepsilon - A_{32} \sin \beta \cos \varepsilon) - V_1 \cdot \alpha_{AT}$ и

$$\lambda = \arcsin \left\{ \frac{V_0 \cdot (A_{12} \cos \beta \cos \varepsilon + A_{22} \sin \varepsilon - A_{32} \sin \beta \cos \varepsilon) - V_1 \cdot \alpha_{AT}}{V_{01}} \right\}.$$

Для установки с нормальной главной осью $A_{12} = A_{32} = 0$; $A_{22} = 1$; и

$$\lambda = \arcsin \left\{ \frac{V_0 \cdot \sin \varepsilon - V_1 \cdot \alpha_{AT}}{V_{01}} \right\}.$$

В таблице 2 приведены результаты определения величины $S_{ц}$

для различных значений угла встречи снаряда и цели.

Таблица 2.

Значения площади $S_{ц}$ цели в зависимости от угла встречи λ .								
$S_{ц}$, м	8	10	11	14	16	18	20	18
λ , град	0	5	10	20	30	40	60	90

В соответствии с изложенной методикой разработана S-модель оценки эффективности стрельбы по типовой наземной цели ударными снарядами, представленная на рис. 16.

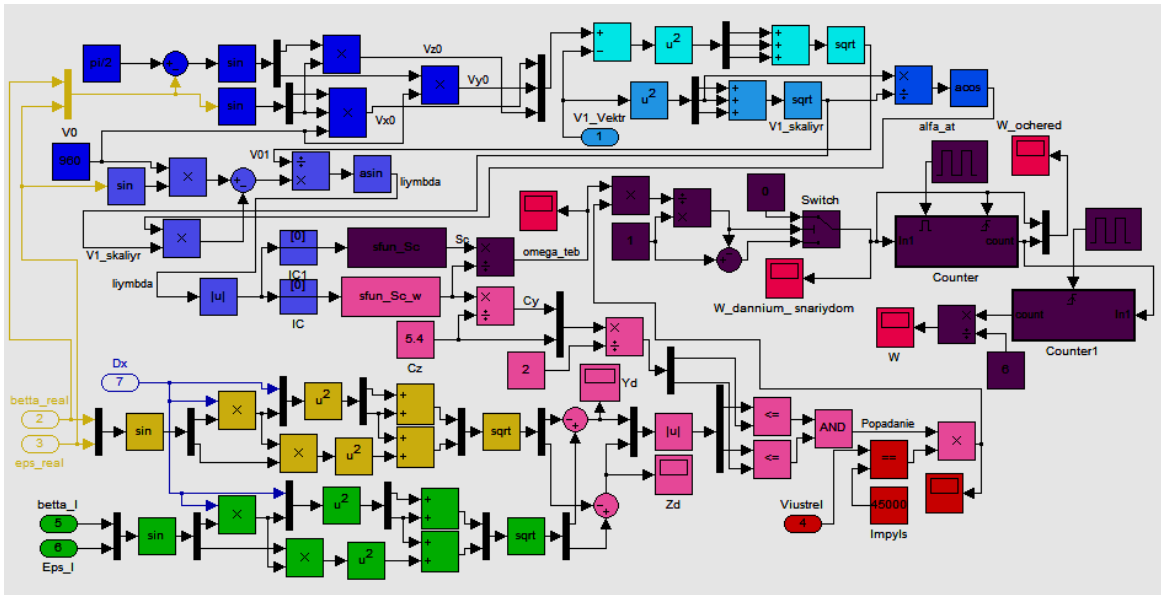


Рис. 16. Модель оценки эффективности стрельбы

Отметим, что данные таблиц 1 и 2, также как и данные динамических коэффициентов вертолёта, сплайн интерполированы в соответствующих S -функциях ($SFUN_SC_W$ и $SFUN_SC$, соответственно).

Все приведённые выше модели решения частных задач объединены в одну систему моделей, вид которой представлен на рис. 17.

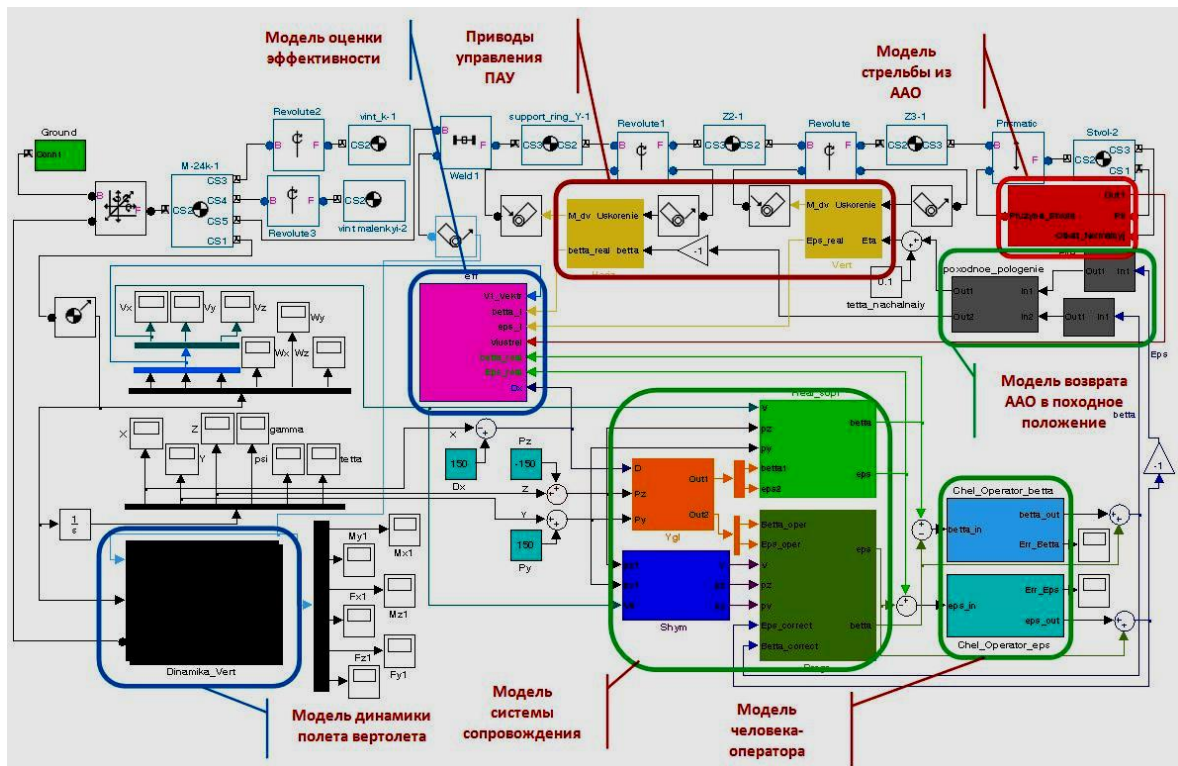


Рис. 17. Общая имитационная модель

В качестве иллюстрации на рис. 18 представлен график изменения вероятности поражения гипотетической неподвижной наземной цели ударными снарядами. Отметим, что данные в таблице 1 характеризуют цель как трудно уязвимую. Очевидно, именно такими преимущественно будут наземные цели (БМП, БМД, средства ПВО и другая техника).

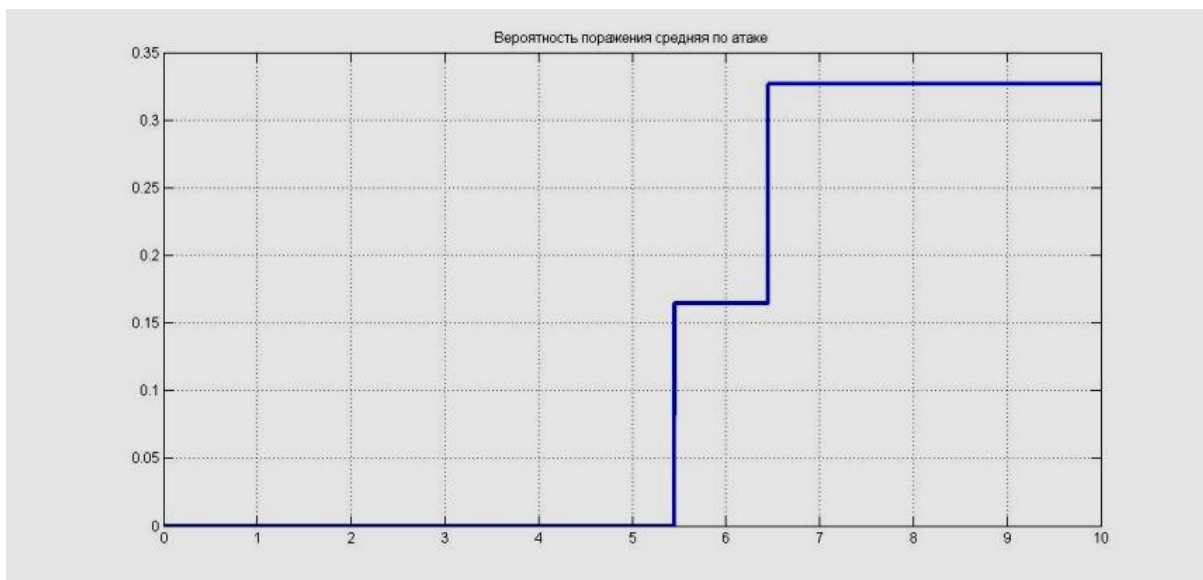


Рис. 18. Среднее по одной атаке значение вероятности поражения цели

Представленный график показывает, что на малых углах встречи с целью снаряды малоэффективны. С увеличением угла встречи уязвимость цели возрастает, и вероятность поражения также увеличивается. Результаты моделирования представлены для скорости полёта вертолёта 55 м/сек на высоте 50 м. Начальная дальность до цели 800 м, таким образом, очередь заканчивается на дальности 300 м, что в целом соответствует безопасной дальности до цели при стрельбе ударными снарядами.

Выводы

В настоящей работе представлены результаты создания интегрированной динамической модели вертолёта, являющейся первой моделью ЛА, построенной таким образом. Указанная модель показывает адекватные результаты и является основной частью разработанной системы моделей по исследованию и оценке эффективности применения ПАУ, размещённой на вертолёте, по гипотетической типовой наземной цели. Проведенное моделирование в целом подтверждает адекватность разработанной системы моделей.

Библиографический список

1. А.И. Данеко, А.В. Косарев, К.М. Тихонов, В.В. Тишков. Применение современных интегрированных технологий в моделировании авиационных робототехнических систем / Под ред. чл.-корр. РАН, д.т.н. Б.В. Обносова. – М.: Изд-во МАИ-ПРИНТ, 2010.
2. Тихонов К.М. Разработка методики моделирования динамики квазиупругих рычажных механизмов АКУ // Сборник докладов VII Всероссийской научно-технической конференции «Проблемы совершенствования робототехнических и интеллектуальных систем ЛА». – М.: МАИ, 2005.
3. Тихонов К.М., Доан Чан Нгок. «Разработка методики моделирования механизмов авиационных катапультных устройств» / Известия ТулГУ. Серия «Вычислительная техника. Информационные технологии. Системы управления». Вып. 3 «Системы управления». Том 2. – Тула: Изд-во ТулГУ, 2006.
4. <http://www.airwar.ru/other/draw/mi24aiv.html>
5. Есаулов С. Ю. Бахов О.П. Дмитриев И. С. Вертолёт как объект управления. – М., «Машиностроение», 1977.
6. Тихонов К. М., Тишков В. В. *SIMMECHANICS MATLAB* как средство моделирования динамики сложных авиационных робототехнических систем [Электронный документ] // Труды МАИ, 2010, вып. 41 (<http://www.mai.ru/science/trudy/published.php?ID=23815>). Проверено 28.09.2012 г.
7. Тихонов К.М., Тишков В.В. Разработка модели программного корректируемого сопровождения наземной цели с учетом возможностей человека-оператора // Вестник МАИ, 2011, том 18, №6.–С.68-77.
8. Тихонов К.М., Тишков В.В., Струцкий В.Г., Чемякин А.В., Обрезков И.В. Методика моделирования авиационных подвижных артиллерийских установок на основе современных информационных технологий // Известия ТулГУ. Технические науки. Вып. 5: в 3 ч. Ч.1, 2011.–С.85-93.
9. Калабухова Е.П. Основы теории эффективности воздушной стрельбы и бомбометания: Учебник для студентов вузов.–М.: Машиностроение, 1991.

Сведения об авторах

Козорез Дмитрий Александрович, доцент Московского авиационного института (национального исследовательского университета), к.т.н.
МАИ, Волоколамское ш., 4, Москва, А-80, ГСП-3, 125993;

тел.: (499)158-45-15; e-mail: vice1dean7@mai.ru

Обрезков Иван Валерьевич, аспирант Московского авиационного института (национального исследовательского университета).

e-mail: ivan.obrezkov@mail.ru

Тихонов Константин Михайлович, доцент Московского авиационного института (национального исследовательского университета), к.т.н.

МАИ, Волоколамское ш., 4, Москва, А-80, ГСП-3, 125993;

тел.: (499)158-58-68; e-mail: dekan7@mai.ru

Тишков Виктор Васильевич, доцент Московского авиационного института (национального исследовательского университета), к.т.н.

МАИ, Волоколамское ш., 4, Москва, А-80, ГСП-3, 125993;

тел.: (499)158-46-02; e-mail: kaf701mai@mail.ru