

УДК 623.466.33

Исследование движения корректируемого боеприпаса при воздействии переменной ветровой нагрузки

*Швыркина О.С., студент
кафедры «Динамика и управление полётом ракет и космических аппаратов»,
Россия, 105005, г. Москва, МГТУ им. Н.Э. Баумана*

*Научный руководитель: Клишин А.Н., к.т.н., доцент
Россия, 105005, г. Москва, МГТУ им. Н.Э. Баумана,
кафедра «Динамика и управление полётом ракет и космических аппаратов»
kafsm3@sm.bmstu.ru*

Данными теоретических исследований и практическими стрельбами подтверждается существенное влияние отклонений метеофакторов от их нормальных значений на полет корректируемых боеприпасов (КБ) – ракет, мин и т.п. Поэтому необходимо учитывать влияние метеофакторов: при определении характеристик движения, при расчете рассеивания траекторий и определении точности стрельбы, в расчетах, связанных с проектированием системы управления полетом.

При изучении действия ветра на полет КБ основными задачами являются: установление механизма непосредственного действия ветра на движущуюся ракету и мину, установление расчетных схем движения масс воздуха и доказательство правомерности принятой схемы при решении той или иной задачи. Метеорологические исследования показывают, что за промежуток времени, превышающий время одной группы стрельб, движение воздушных масс на достаточно большой территории может рассматриваться как относительно установившееся и прямолинейное с преимущественными горизонтальными потоками. В таких потоках градиенты скорости ветра по времени и горизонтальному направлению оказываются несущественными.[3]

Допущения о характере движения атмосферы при баллистических расчетах и при подготовке стрельбы:

- не учитывают вертикальных составляющих ветра;
- изменение ветра по высоте остается неизменным в пределах всей рассматриваемой траектории.

При принятых допущениях оказывается наиболее удобным представлять вектор скорости ветра состоящим из двух составляющих: постоянной $W_0(y)$ и случайной $W_c(y)$

$$W(y) = W_0(y) + W_c(y).$$

Постоянная составляющая соответствует математическому ожиданию ветра на высоте y и характеризует сплошное равномерное перемещение масс воздуха. Случайная составляющая характеризует изменение ветра от выстрела к выстрелу на высоту y . При проведении расчетов вектор скорости ветра раскладывают по направлению стрельбы (продольный ветер) и по нормали к нему (боковой ветер).[2]

Действие ветра на различные виды КБ стараются компенсировать системой управления для удержания центра масс КБ на опорной траектории.

В данной работе исследовано влияние ветрового воздействия на динамику движения боеприпаса с коррекцией на конечном участке траектории при угле бросания 45 градусов без ветра и при различной ветровой нагрузке.

К рассмотрению принята гипотетическая система коррекции со следующими параметрами:

- расстояние между центром масс КБ и точкой подвеса бортового координатора цели (БКЦ) 0 м;
- ширина поля зрения $\pm 15^\circ$;
- корректирующая сила 5000 Н;
- число корректирующих двигателей 8;
- дальность до цели 3700 м;
- цель неподвижна;
- отделение обтекателя идеальное;
- сброс за 4 с до момента падения КБ на грунт;
- начало коррекции через 0,5 с от момента сброса обтекателя.

Для проведения необходимых вычислений необходимо сформировать математическую модель пространственного движения КБ и по ней разработать программно-вычислительный комплекс.

Исходя из поставленной задачи, принимаем, что гравитационное поле тяготения плоскопараллельное. Не учитываем кривизну и вращение Земли, т.к. перемещение не превышает 40-70 км. Параметры атмосферы соответствуют ГОСТ 4401-81.

Сформируем математическую модель движения КБ.

Уравнения пространственного движения центра масс КБ проецируем на оси стартовой системы координат (СК) OXYZ:

$$\frac{dV_x}{dt} = \frac{F_x}{m}$$

$$\frac{dV_y}{dt} = \frac{F_y}{m} + \frac{G}{m}$$

$$\frac{dV_z}{dt} = \frac{F_z}{m'}$$

где

F_x, F_y, F_z – проекции аэродинамических сил на оси стартовой СК;

G – проекции силы тяжести на оси стартовой СК;

V_x, V_y, V_z – проекции скорости КБ на оси стартовой СК;

x, y, z – проекции радиус-вектора, соединяющего начало координат с КБ, на оси стартовой СК.

Отметим, что скорость КБ относительно земли и относительно движущихся масс воздуха различна, и можно описать в виде: $V = v_r + W$.

При этом проекции скорости с учетом воздействия ветра вычисляются:

$$V_x = V_{kxg} - W_x$$

$$V_y = V_{kyg} - W_y$$

$$V_z = V_{kzg} - W_z,$$

где

$V_{kxg}, V_{kyg}, V_{kzg}$ – проекции абсолютной скорости КБ на оси стартовой СК;

W_x, W_y, W_z – проекции скорости ветра на оси стартовой СК;

Проекция скорости изменения координат положения КБ:

$$\frac{dx}{dt} = V_x$$

$$\frac{dy}{dt} = V_y$$

$$\frac{dz}{dt} = V_z.$$

При этом аэродинамические силы в связанной системе координат выражены следующим образом:

$X = C_x q S_m$ – продольная сила

$Y = C_y q S_m$ – нормальная сила

$Y = C_y q S_m$ – поперечная сила,

где

q – набегающий поток;

S_m – характерная площадь;

C_x, C_y, C_z – полные аэродинамические коэффициенты КБ.

Уравнения вращательного движения КБ относительно его центра масс записываем на оси связанной системы координат OXYZ:

$$I_x \frac{d\omega_x}{dt} = \sum M_x + (I_y - I_z)\omega_y\omega_z$$

$$I_y \frac{d\omega_y}{dt} = \sum M_y + (I_z - I_x)\omega_x\omega_z$$

$$I_z \frac{d\omega_z}{dt} = \sum M_z + (I_x - I_y)\omega_x\omega_y,$$

где I_x, I_y, I_z – осевые моменты инерции КБ.

M_x, M_y, M_z – проекции моментов крена, рысканья и тангажа соответственно на оси связанной СК, которые выражаются:

$$M_x = (m_{вр} + \frac{m_x^{\omega x} \omega_x}{V} d) q S_m d$$

$$M_y = \left(m_y^{\beta} \beta + \frac{m_y^{\omega y} \omega_y}{V} d \right) q S_m l$$

$$M_z = \left(m_z^{\alpha} \alpha + \frac{m_z^{\omega z} \omega_z}{V} d \right) q S_m l.$$

При этом

$m_{вр}$ – вращательный коэффициент момента крена;

$m_x^{\omega x}$ – коэффициент демпфирующего момента крена, создаваемого крыльями;

$m_y^{\omega y}, m_z^{\omega z}$ – вращательные производные момента рысканья и тангажа соответственно;

$m_y^{\beta}, m_z^{\alpha}$ – статические производные по углам скольжения и атаки соответственно.

Связываем угловые скорости и углы, используя параметры Родрига-Гамильтона в качестве кинематических соотношений.

Их значения в начальный момент времени определяются:

$$\rho = \cos\left(\frac{\psi}{2}\right) \cos\left(\frac{\vartheta}{2}\right) \cos\left(\frac{\gamma}{2}\right) - \sin\left(\frac{\psi}{2}\right) \sin\left(\frac{\vartheta}{2}\right) \sin\left(\frac{\gamma}{2}\right)$$

$$\lambda = \sin\left(\frac{\psi}{2}\right) \cos\left(\frac{\vartheta}{2}\right) \sin\left(\frac{\gamma}{2}\right) + \cos\left(\frac{\psi}{2}\right) \cos\left(\frac{\vartheta}{2}\right) \sin\left(\frac{\gamma}{2}\right)$$

$$\mu = \sin\left(\frac{\psi}{2}\right) \cos\left(\frac{\vartheta}{2}\right) \cos\left(\frac{\gamma}{2}\right) + \cos\left(\frac{\psi}{2}\right) \sin\left(\frac{\vartheta}{2}\right) \sin\left(\frac{\gamma}{2}\right)$$

$$v = \cos\left(\frac{\psi}{2}\right) \sin\left(\frac{\vartheta}{2}\right) \cos\left(\frac{\gamma}{2}\right) - \sin\left(\frac{\psi}{2}\right) \cos\left(\frac{\vartheta}{2}\right) \sin\left(\frac{\gamma}{2}\right),$$

где

ϑ, ψ, γ – углы тангажа, рысканья и крена соответственно;

ρ, λ, μ, v – параметры Родрига-Гамильтона.

Текущие значения углов определяются следующим образом:

$$\vartheta = \arcsin 2(\rho v + \lambda \mu);$$

$$\gamma = \arctan\left(\frac{2\rho\lambda - 2v\mu}{\rho^2 + \mu^2 - v^2 - \lambda^2}\right);$$

$$\psi = \arctan\left(\frac{2\rho\mu - 2v\lambda}{\rho^2 + \lambda^2 - \mu^2 - v^2}\right).$$

При этом

$$\frac{d\rho}{dt} = -\frac{\omega_x \lambda + \omega_y \mu + \omega_z v}{2};$$

$$\frac{d\lambda}{dt} = \frac{\omega_x \rho - \omega_y v + \omega_z \mu}{2};$$

$$\frac{d\mu}{dt} = \frac{\omega_x v + \omega_y \rho - \omega_z \lambda}{2};$$

$$\frac{dv}{dt} = \frac{-\omega_x \mu + \omega_y \lambda + \omega_z \rho}{2}.$$

Для определения углов атаки и скольжения используются следующие формулы:

$$\alpha = -\arctg\left(\frac{V_y}{V_x}\right)$$

$$\beta = -\arcsin\left(\frac{V_z}{V}\right),$$

$$\alpha_p = \sqrt{\alpha^2 + \beta^2},$$

где

V – модуль вектора скорости на оси связанной СК;

α_p – пространственный угол атаки.

Для нахождения углов наклона траектории и угла пути используются выражения:

$$\theta = \arcsin\left(\frac{V_y}{V}\right);$$

$$\psi = -\arctg\left(\frac{V_z}{V_x}\right).$$

Координатором является светочувствительный элемент, разбитый на сектора и жестко связанный с телом снаряда. Отраженный от цели луч падает на координатор и, в зависимости от того, на какой сектор упал луч, запускается соответствующий данному сектору двигатель.

На основе вышеизложенной модели в программной среде C++ был разработан вычислительный комплекс. В качестве метода интегрирования выбран метод Рунге-Кутты 4-го порядка.

Первый расчет предполагает выстрел КБ при полном безветрии, без сбрасывания обтекателя и без коррекции. Целью принимаем точку падения, на которую потом будем осуществлять наведение. Затем, меняя значения ветра по модулю и направлению, находим его граничные значения, при которых мина еще в состоянии навестись на цель. Причём, прямым попаданием считается попадание в круг радиусом 5 м, центром которого является точка, определяющая положение цели.

Изменения параметров движения КБ от времени представлены на иллюстрациях ниже.

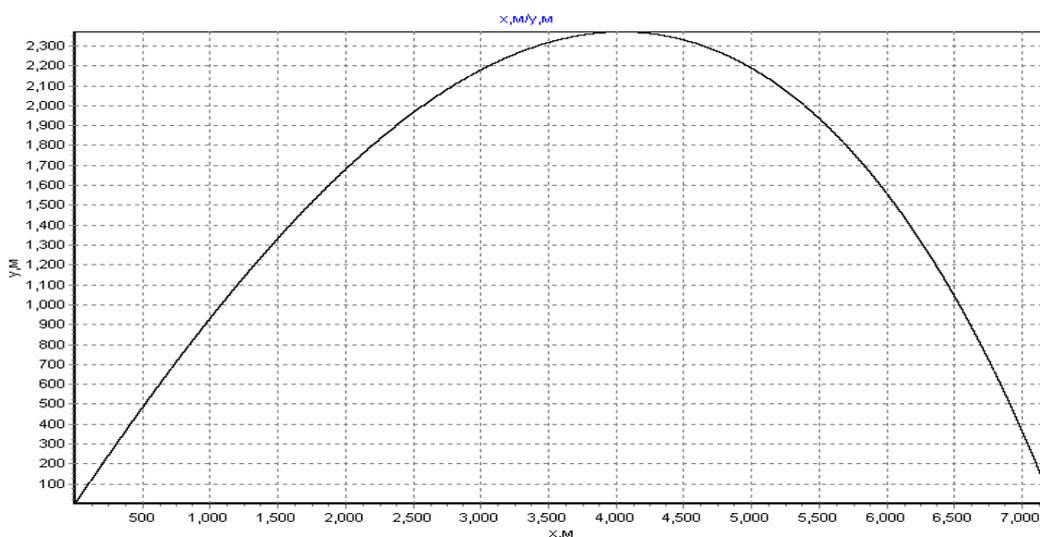


Рис. 1. Траектория движения КБ в плоскости XOY

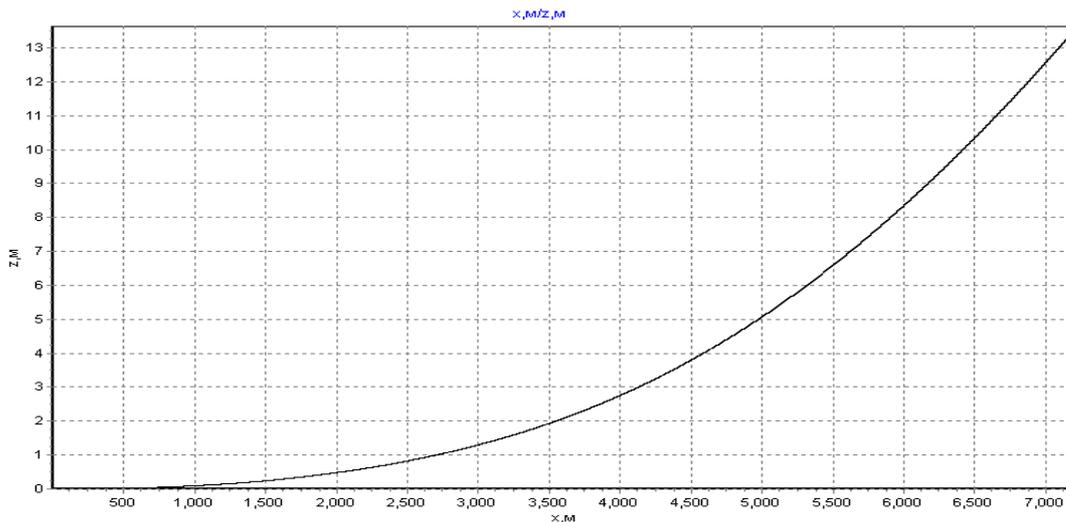


Рис. 2. Траектория движения КБ в плоскости XOZ

Мина типа «земля-земля», достигает максимального значения по высоте в момент времени равном 20 с. Есть боковой уход, так как на КБ поставлено косостоящее оперение, вследствие чего возникает вращение вокруг продольной оси.

На характер движения ракеты сильно влияет изменение скорости во время движения:

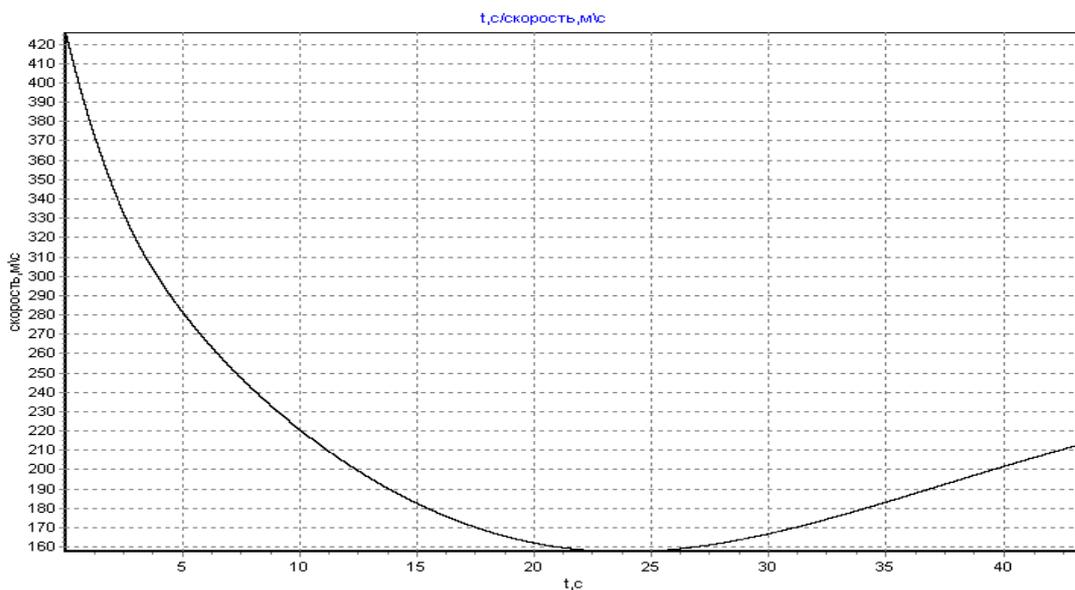


Рис. 3. Изменение скорости КБ от времени для номинального движения

Минимальное значение скорости соответствует моменту времени равном 23 с, что не совпадает со временем достижения наивысшей точки траектории.

Одним из важных параметров движения является угол атаки. Если его значение превышает 30° , то ракета теряет устойчивость и наведение на цель становится

невозможным. На иллюстрации ниже представлено изменение угла атаки для мины при полном безветрии.

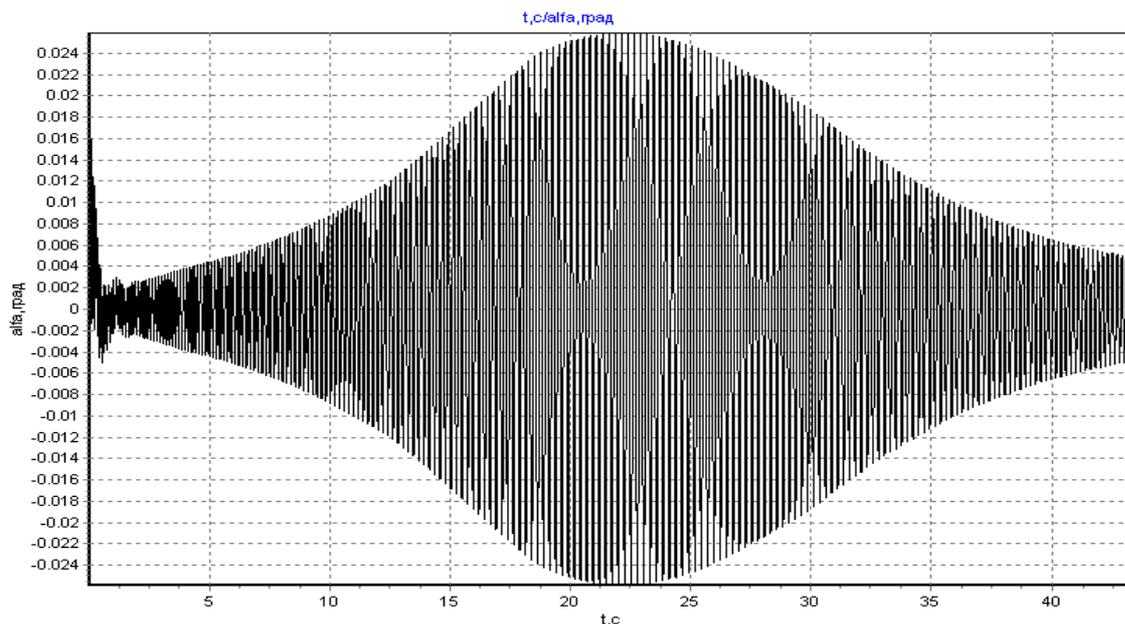


Рис. 4. Изменение угла атаки КБ от времени для номинального движения

Видно, что поведение угла атаки имеет колебательный характер, амплитуда колебаний увеличивается, при уменьшении скорости ракеты, и максимальное значение имеет на 23 секунде (0.024°) после чего начинает падать. Аналогично ведет себя и угол скольжения.

Траектории движения КБ при наличии ветровой нагрузки и соответствующей коррекции представлены на иллюстрациях ниже:

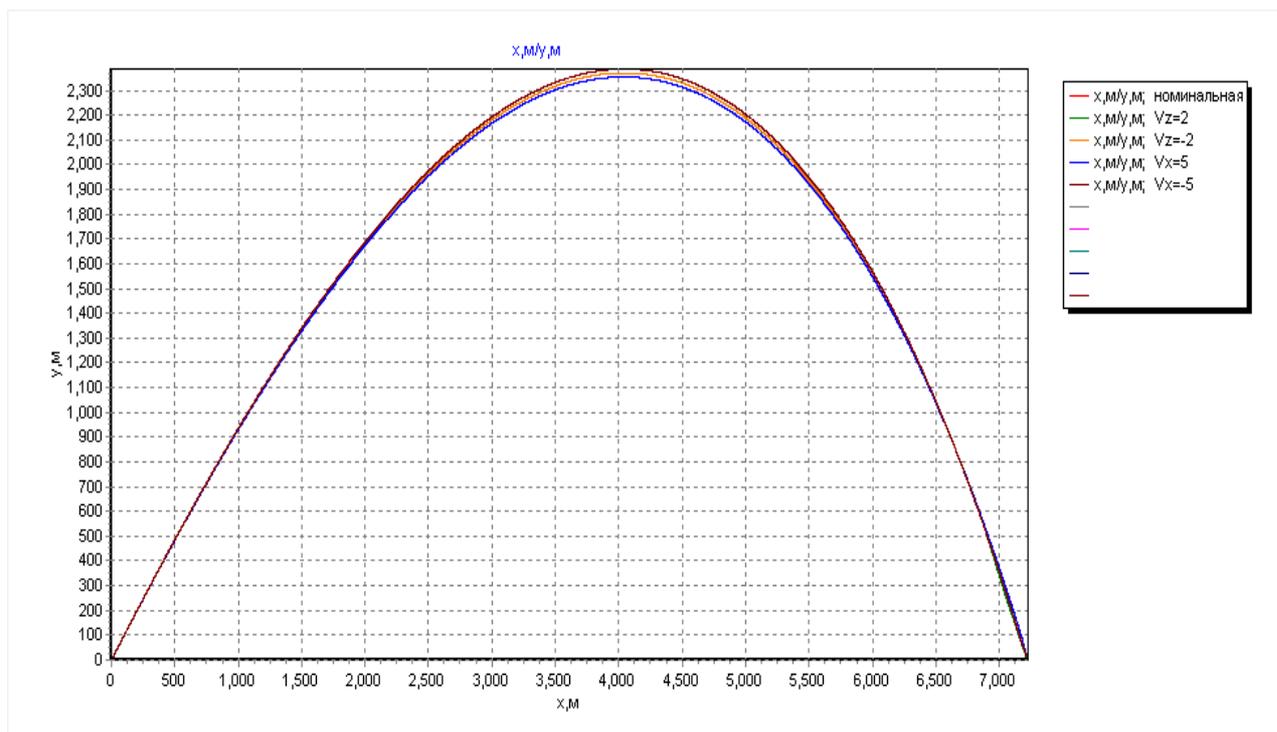


Рис. 5. Траектория движения КБ в плоскости XOY при различной ветровой нагрузки

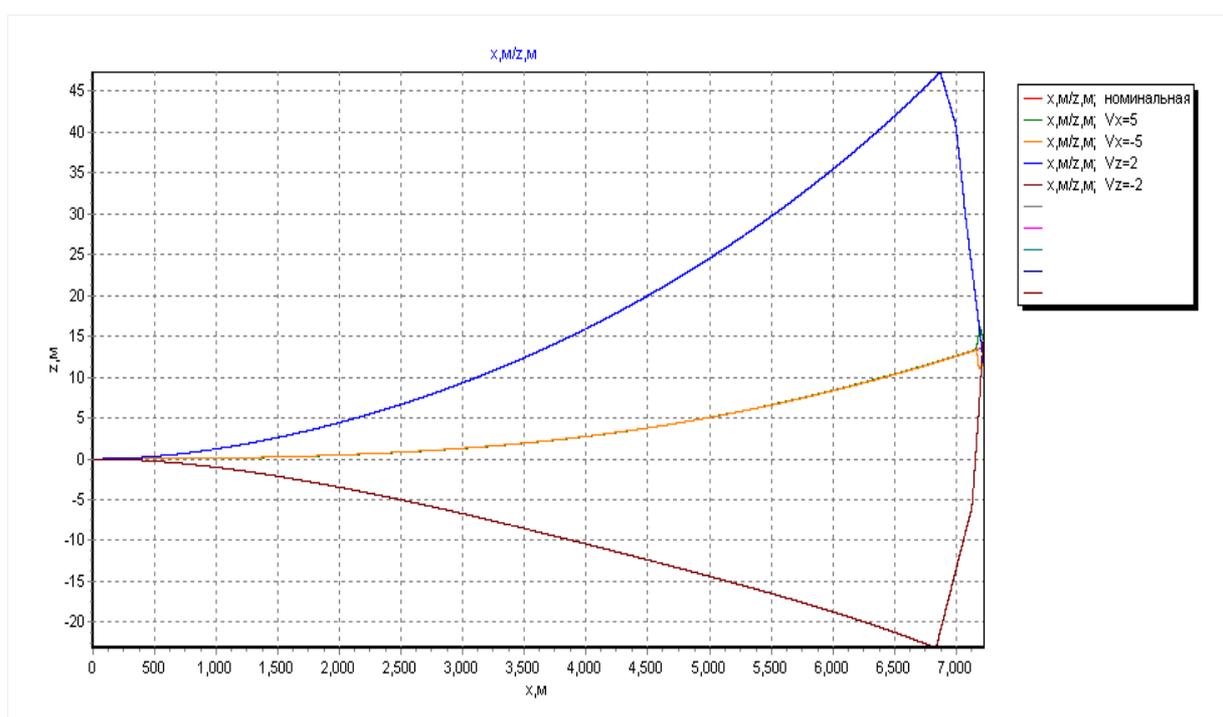


Рис. 6. Траектория движения КБ в плоскости XOZ при различной ветровой нагрузки

Стоит отметить, что в плоскости XOY при наличии ветровой нагрузки траектория КБ остается похожей на номинальную, в то время как в плоскости XOZ наблюдаем резкое изменение направления траектории при включении корректирующих двигателей.

При наличии ветровой нагрузки характер изменения угла атаки во времени сильно меняется:

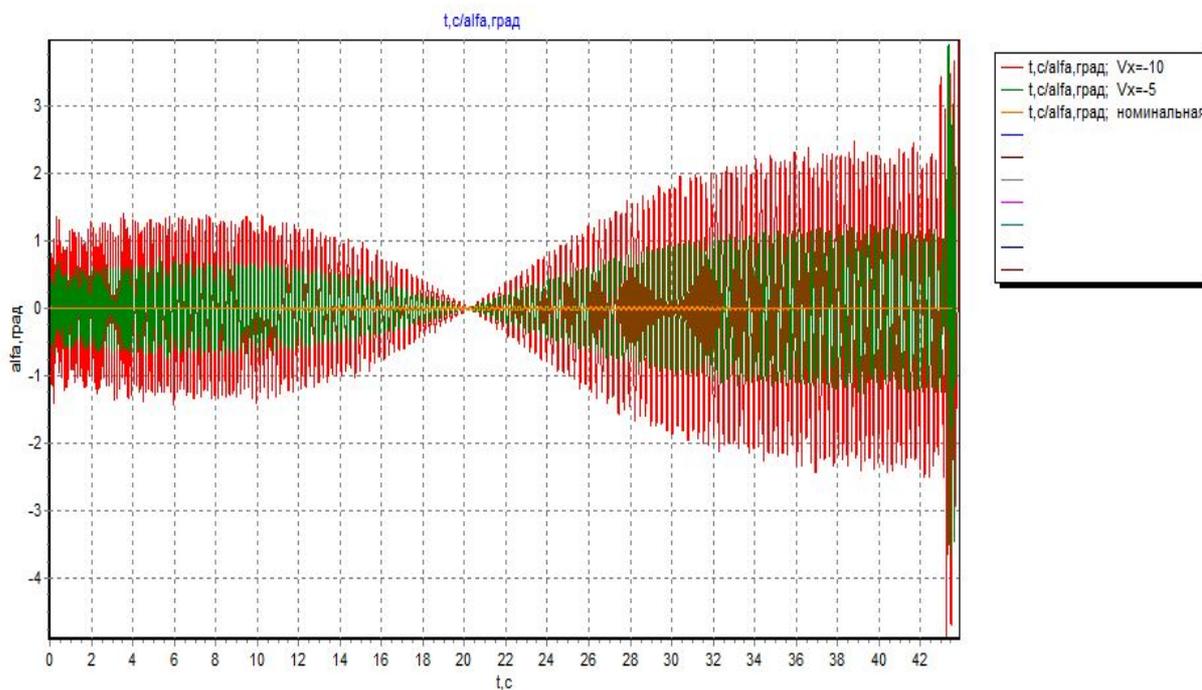


Рис. 7. Изменение угла атаки КБ от времени при различной продольной ветровой нагрузке

Наличие продольного ветра приводит к значительному увеличению амплитуды колебаний угла атаки, и на момент времени равном 20 с, наблюдаем минимальное колебание (0.5°), которое на порядок превышает максимальное значение амплитуды колебаний при полном безветрии. При осуществлении коррекции значения угла атаки сильно вырастают, достигая для данного случая 4° . Увеличение значения продольного ветра приводит к соответствующему возрастанию значения амплитуды колебаний углов:

На представленной выше иллюстрации (Рис.7) видим, что при продольном ветре равном -10 м/с максимальное значение амплитуды достигает -4.5° , в среднем абсолютные значения колебаний угла атаки лежат в диапазоне $1-2^\circ$. Стоит отметить, что при таком ветре ракета не теряет свою устойчивость.

Рассмотрим теперь действие бокового ветра на ракету.

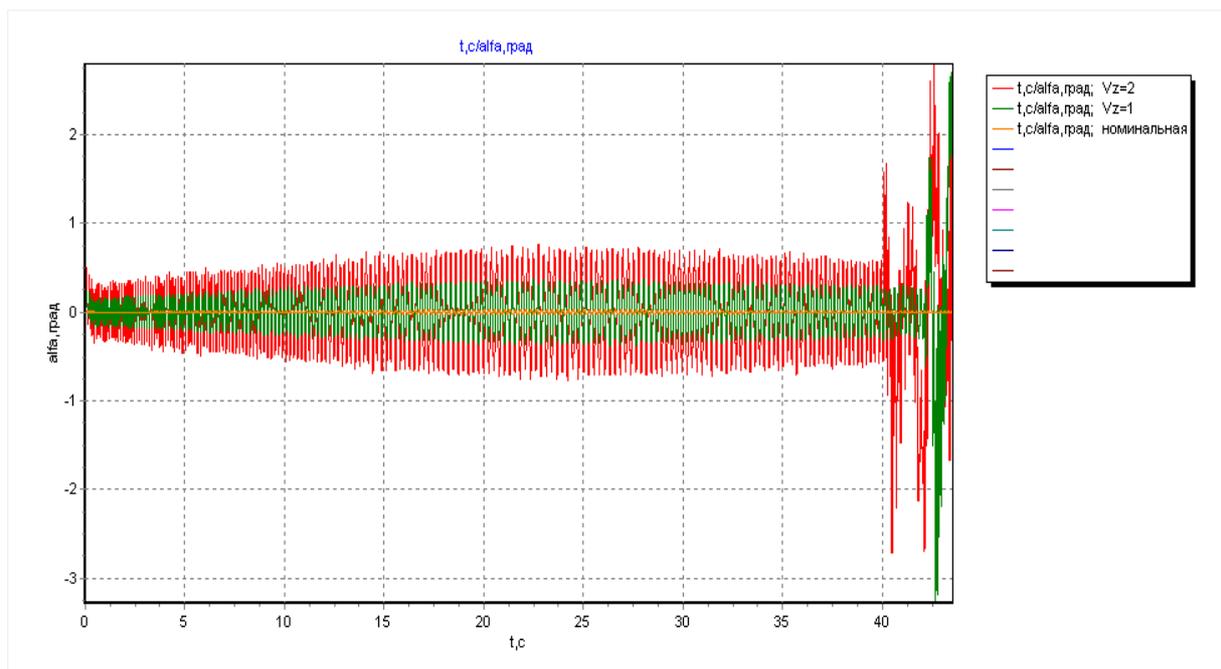


Рис. 8. Изменение угла атаки БР от времени при различной боковой ветровой нагрузке

Видим, что характер поведения угла атаки остается таким же, как и при безветрии, но, вследствие действия ветра, средняя амплитуда колебаний увеличивается (0.6° для бокового ветра равного 2 м/с). Максимальное значение амплитуды, как и для продольного ветра, достигается при использовании коррекции (3.5° для данного ветра).

Ввиду того, что модель ветра имеет вероятностную составляющую, проводим по 10 испытаний на каждое значение ветра. Результаты полученной области допустимых ветров представлены на Рис 9.

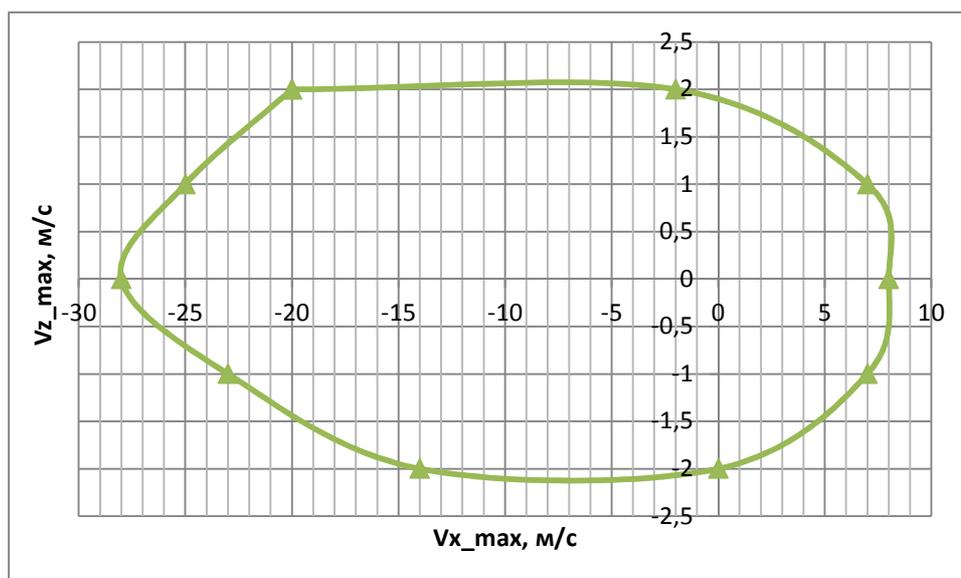


Рис. 9. Область допустимых ветров

Следует отметить, что полученная область не является симметричной к осям OX и OZ . Большинство значений располагается в отрицательных значениях продольного ветра. Максимальное значение бокового ветра как положительного так и отрицательного равно 2 м/с. Если при положительных поперечных ветрах область допустимых ветров симметрична относительно оси OX , то при отрицательных данная область теряет симметричность и больший диапазон ветров находится при положительном боковом ветре.

Установление предельных размеров и ориентации эллипсоида рассеивания в точке сброса обтекателя позволяет определить вероятность гарантированного захвата цели координатором ЛА и, соответственно, сформулировать рекомендации по рациональным значениям параметров поля зрения оптического координатора. [4]

На рис. 10,11,12 представлены проекции эллипса рассеивания в плоскостях XOY , ZOY и ZOX .

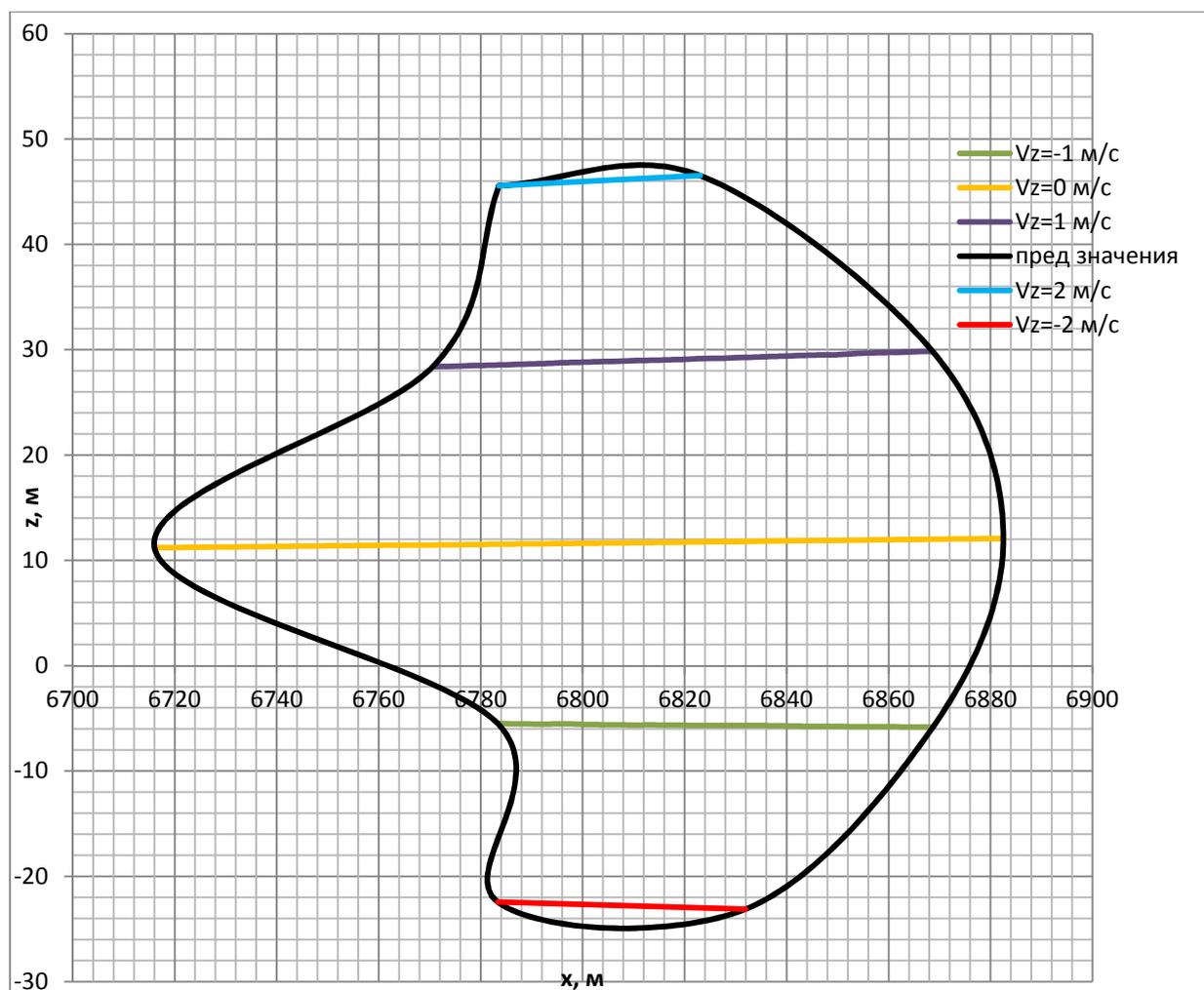


Рис. 10. Проекция эллипса рассеивания в плоскости ZOX с $V_x=[-30;11]$

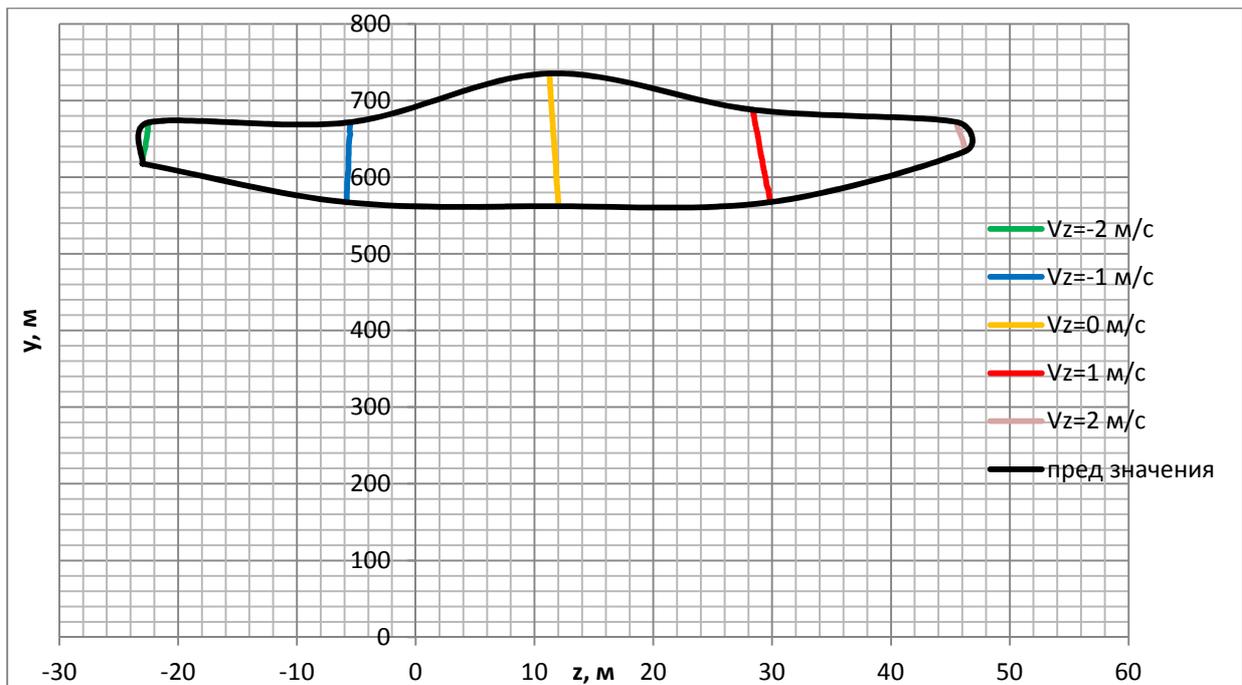


Рис. 11. Проекция эллипса рассеивания в плоскости YOZ с $V_x=[-30;11]$

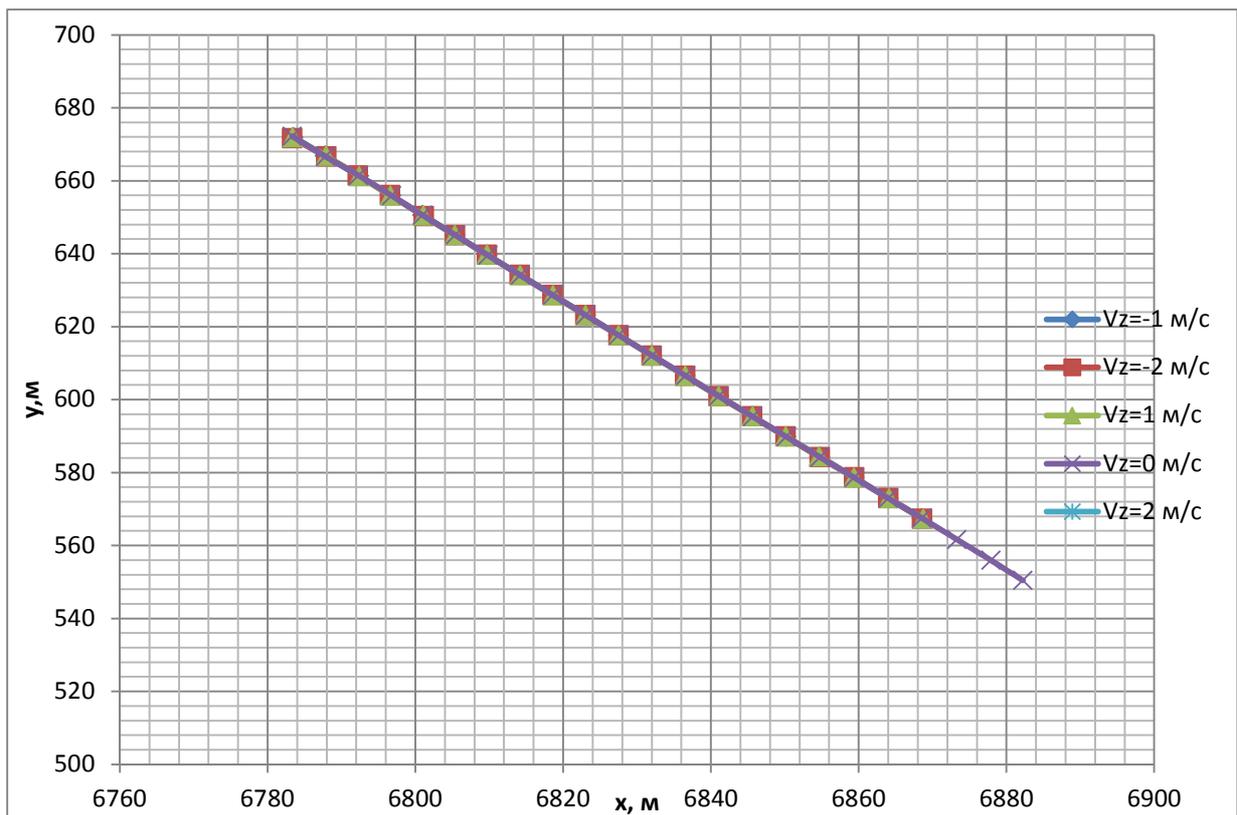


Рис. 12. Проекция эллипса рассеивания в плоскости XOY с $V_x=[-30;11]$

Полученный эллипсоид рассеивания имеет сложную форму в пространстве. При постоянном значении бокового ветра и изменении продольного ветра в диапазоне значений, полученном ранее, точки положения мины при отбросе обтекателя расположены вдоль одной наклонной линии. При нулевом боковом ветре данная линия

имеет максимальную длину (≈ 216 м), и относительно данной линии эллипс рассеивания симметричен. При увеличении бокового ветра, учитывая для каждого его значения допустимый диапазон продольного ветра, линия положения мины уменьшается. Стоит также отметить, что данный эллипсоид на плоскость ХОУ вырождается в прямую (Рис.12.)

Таким образом, в данной работе разработана пространственная математическая модель движения КБ с учётом влияния ветрового нагружения на динамику движения ЛА, позволяющая проводить при различных внешних условиях моделирование точности движения КБ различного типа.

Наличие вероятностной составляющей в значении ветра затрудняет определение четких границ области допустимых значений ветра, так как при одном и том же значении основной составляющей ветра КБ может, как попасть в цель, так и промахнуться. Следовательно, стоит вводить доверительный интервал значений ветра, при котором мина попадет в цель с некоторой допустимой вероятностью.

Полученные результаты показывают чувствительность к ветровому воздействию КБ с системой коррекции, как на конечном участке, так и на некорректируемом участке траектории. Поэтому, при проектировании КБ, необходимо выбирать все параметры, аэродинамические характеристики и технологию изготовления так, чтобы чувствительность системы коррекции к ветровому воздействию, в частности из-за повышенного запаса статической устойчивости, была бы по возможности минимальной. [4]

Правильно настроенная система коррекции может позволить эффективно применять КБ при стрельбе на максимальные дальности по малоразмерным и даже перемещающимся целям, но при ограниченном уровне ветрового воздействия.

Список литературы

1. Беневольский С.В., Бурлов В.В., Казаковцев В.П. Баллистика / под ред. Л.Н. Лысенко: учебник для курсантов и слушателей ГРАУ. Пенза: ПАИИ, 2005. 510 с.
2. Дмитриевский А.А., Лысенко Л.Н. Вещная баллистика. 4-е изд. М.: Машиностроение, 2005. 607 с.
3. Лысенко Л.Н. Наведение и навигация баллистических ракет. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2007. 672 с.
4. Нгуен Хай Минь. Влияние ветрового воздействия на динамику движения корректируемых боеприпасов // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Машиностроение. 2008. № 3. С. 39-51.

5. Сихарулидзе Ю.Г. Баллистика и наведение летательных аппаратов. М.: Бином. Лаборатория знаний, 2011. 407 с.
6. Илюхин С.Н. Метод импульса силы для оценки энергетика управления полётом // Молодёжный научно-технический вестник. МГТУ им. Н.Э. Баумана. Электрон. журн. 2013. №8. Режим доступа: <http://sntbul.bmstu.ru/doc/606165.html> (дата обращения: 02.06.2015).
7. Платунова А.В., Клишин А.Н., Илюхин С.Н. Основы адаптивного управления высокоточными летательными аппаратами // Материалы XXXIX академических чтений по космонавтике. М.: МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2015. С. 333-334.