

**АНАЛИЗ ПОДХОДОВ К ПОВЫШЕНИЮ ТОЧНОСТИ НАВЕДЕНИЯ
ИМПУЛЬСНО-КОРРЕКТИРУЕМЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ****И.В. Веденичев**

vedenicheviv@gmail.com

SPIN-код: 8215-0660

МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, Российская Федерация

Аннотация

Приведены материалы численных исследований, посвященных изучению влияния минимального угла визирования бортового координатора и тяги корректирующих двигателей на точность наведения корректируемых летательных аппаратов. Выполнено сравнение точности коррекции летательного аппарата при движении по настильной и навесной траектории и дана качественная оценка полученных результатов. Представлен анализ использования двух различных алгоритмов определения момента начала корректируемого полета.

Ключевые слова

Баллистический анализ, импульсная коррекция, повышение точности, корректируемый снаряд, навесная траектория, настильная траектория, MATLAB, Simulink, моделирование полета

Поступила в редакцию 10.05.2018

© МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2018

На современном уровне развития науки и техники задача повышения точности неуправляемых ракет является одной из наиболее актуальных и глубоко изучаемых. В связи с этим для достижения наивысшей точности ракетного вооружения были созданы управляемые ракеты, обладающие сложными контурами наведения и стабилизации [1–4]. В силу значительного усложнения конструкции и порядка эксплуатации таких изделий неминуемо произошло некоторое снижение надежности и существенное удорожание ракет сухопутных войск [3]. Неким переходным звеном в этом эволюционном процессе явились корректируемые ракеты с упрощенной системой наведения, парирующей накапливающиеся отклонения на конечном участке траектории [1, 5–7].

Повышение точности полета управляемых и корректируемых ракет — стратегически важная наукоемкая задача, не теряющая своей актуальности несмотря на широкий объем исследований и достижений в этой области [2, 5, 6, 8–10]. Основной задачей при разработке корректируемых систем является повышение точности коррекции. Она зависит от таких факторов, как конструктивные параметры, система управления (метод корректирующего воздействия), компоновка, наличие ветровой нагрузки и многих других. Кроме того, на точность наведения может влиять и форма траектории. Механизм влияния некоторых таких факторов рассмотрен в данной работе.

В качестве примера рассмотрим летательный аппарат (ЛА) со следующими исходными данными [5]:

 $L = 0,9$ м — длина ЛА; $D_m = 0,12$ м — диаметр миделя ЛА;

$m = 20$ кг — масса ЛА;

$I_y = I_z = 0,735$ кг · м² — поперечные моменты инерции;

$I_x = 0,041$ кг · м² — продольный момент инерции;

$t = 0,04$ с — время работы корректирующих двигателей;

Коррекция осуществляется с помощью однокамерных твердотопливных ракетных двигателей (РДТТ), расположенных на боковой поверхности ЛА. Ее алгоритм основан на методе полуактивного самонаведения [8]. Активация системы коррекции осуществляется по достижении ЛА высоты 500 м при приближении к цели.

Вращение относительно продольной оси ЛА придает косо поставленное оперение.

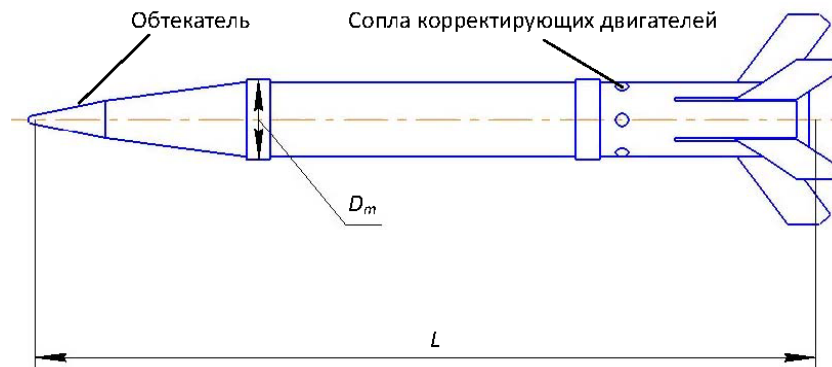


Рис. 1. Схема рассматриваемого ЛА

При построении математической модели движения ЛА введем следующие допущения:

- гравитационное поле плоскопараллельное;
- атмосфера по ГОСТ 4401–81;
- кривизна Земли не учитывается;
- у двигателей отсутствует период набора тяги и импульс последействия;
- после срабатывания двигателей массово-инерционные характеристики ЛА не меняются.

Моделирование полета ЛА производилось в пакете MATLAB Simulink согласно следующей математической модели [11].

Уравнения поступательного движения центра масс в проекции на оси нормальной земной системы координат (НЗСК) [12–14]:

$$\begin{aligned} \frac{dV_{xg}}{dt} &= \frac{F_{xg} + P_{xg}}{m}; \\ \frac{dV_{yg}}{dt} &= \frac{F_{yg} + P_{yg}}{m} + g; \\ \frac{dV_{zg}}{dt} &= \frac{F_{zg} + P_{zg}}{m}; \end{aligned}$$

$$\frac{dx}{dt} = V_{xg};$$

$$\frac{dy}{dt} = V_{yg};$$

$$\frac{dz}{dt} = V_{zg},$$

где x, y, z — координаты ЛА в НЗСК, м; V_{xg}, V_{yg}, V_{zg} — проекции скорости ЛА на оси НЗСК, м/с; P_{xg}, P_{yg}, P_{zg} — проекции тяги корректирующих двигателей на оси НЗСК {Н}; F_{xg}, F_{yg}, F_{zg} — проекции аэродинамических сил на оси НЗСК, Н; g — ускорение свободного падения, м/с².

Аэродинамические силы и моменты в связанной СК [12–15]:

$$X = C_x q S;$$

$$Y = C_y^\alpha \alpha q S;$$

$$Z = C_z^\beta \beta q S;$$

$$M_x = \left(m_x^{sp} + m_x^\omega \frac{\omega_x D_m}{V} \right) q S L;$$

$$M_y = \left(m_y^\alpha + m_y^\omega \frac{\omega_y D_m}{V} \right) q S L;$$

$$M_z = \left(m_z^\beta + m_z^\omega \frac{\omega_z D_m}{V} \right) q S L,$$

где α — угол атаки, рад; β — угол скольжения, рад; $q = \frac{\rho V^2}{2}$ — скоростной напор, кг/(м · с²); ρ — плотность воздуха, кг/м³; V — скорость движения ЛА, м/с; C_x — коэффициент продольной силы; C_y^α — производная коэффициента нормальной силы по углу атаки, рад⁻¹; C_z^β — производная коэффициента поперечной силы по углу скольжения, рад⁻¹; m_x^{sp} — коэффициент вращающего момента вокруг продольной оси, рад⁻¹; $m_x^\omega, m_y^\omega, m_z^\omega$ — производные коэффициента демпфирующего момента по безразмерной скорости, рад⁻¹; m_y^β — производная коэффициента момента рыскания по углу скольжения, рад⁻¹; m_y^α — производная коэффициента момента тангажа по углу атаки, рад⁻¹; $\omega_x, \omega_y, \omega_z$ — угловые скорости вращения ЛА в связанной СК; L — длина ЛА {м}; h — плечо, м. Под плечом будем понимать расстояние вдоль оси X связанной системы координат от центра масс до плоскости расположения двигателей.

Уравнения вращательного движения ЛА:

$$\begin{aligned}\dot{\omega}_x &= \frac{M_x}{I_x} - \frac{I_z - I_y}{I_x} \omega_y \omega_z; \\ \dot{\omega}_y &= \frac{M_y}{I_y} - \frac{I_x - I_z}{I_y} \omega_x \omega_z; \\ \dot{\omega}_z &= \frac{M_z}{I_z} - \frac{I_y - I_x}{I_z} \omega_x \omega_y.\end{aligned}$$

Углы Эйлера определяют с помощью интегрирования параметров Родриго — Гамильтона.

Матрица перехода из связанной СК в НЗСК имеет следующий вид [16]:

$$A_{\text{СвСК-НЗСК}} = \begin{vmatrix} \cos \vartheta \cos \psi & \sin \vartheta \cos \psi & -\sin \psi \\ \cos \vartheta \sin \psi \sin \gamma - \sin \vartheta \cos \gamma & \sin \vartheta \sin \psi \sin \gamma + \cos \vartheta \cos \gamma & \cos \psi \sin \gamma \\ \cos \vartheta \sin \psi \cos \gamma + \sin \vartheta \sin \gamma & \sin \vartheta \sin \psi \cos \gamma - \cos \vartheta \sin \gamma & \cos \psi \cos \gamma \end{vmatrix}.$$

Определим углы атаки и скольжения:

$$\alpha = -\text{arctg}\left(\frac{V_y}{V_x}\right); \quad \beta = \arcsin\left(\frac{V_z}{V}\right).$$

Найдем угол наклона траектории и путевого угла:

$$\theta = \arcsin\left(\frac{V_{yg}}{V}\right); \quad \Psi = \text{arctg}\left(-\frac{V_{zg}}{V_{xg}}\right).$$

В качестве варьируемых параметров системы коррекции ЛА рассмотрим число двигателей, значение их тяги, плечо и угол (зону) нечувствительности [5]. Под последним термином будем понимать минимальное значение угла пеленга, при котором будет осуществляться коррекция. Остановимся на них подробнее и рассмотрим влияние изменения каждого на точность наведения.

Плечо. При увеличении плеча происходит излишняя коррекция, вызывающая «перескакивание» требуемого значения угла пеленга и повторное рассогласование. Срабатывание дополнительного корректирующего двигателя приводит к тому, что на конечном этапе управления возможностей провести коррекцию становится недостаточно. Уменьшение плеча приводит к тому, что угловое отклонение ЛА после срабатывания двигателя становится слишком малым для того, чтобы должным образом уменьшить угол пеленга. Это вновь приводит к нехватке корректирующих двигателей на конечном участке наведения. Заметим, что подобная ситуация происходит при очень малых значениях плеча, не реализуемых на практике. Вследствие этого эффективным значением этой величины примем минимально реализуемое. В качестве примера данной работе примем плечо равным 5 мм.

Число двигателей. Очевидно, что при уменьшении числа двигателей наведение становится менее точным, поскольку все они будут использованы для первичного разворота ЛА и на более точную коррекцию, осуществляемую при полете к цели, не хватит возможностей. При этом увеличение числа двигателей ограничено конструкцией ЛА, а также стоимостью итогового изделия. Вследствие данных ограничений в качестве примера выберем число двигателей равным 10.

Если говорить о точности управления, то неминуемо встает вопрос о зонах наведения. В случае импульсной коррекции о точных границах зон речи идти не может, в отличие от разработки систем с полноценным управлением. Можно лишь сказать о том, что в данной окрестности вероятность поражения цели более велика, чем вне ее. Это связано с дискретностью управляющих воздействий. Значение силы и времени работы двигателей неизменно, а их количество ограничено.

Выполним подбор значения тяги корректирующих двигателей и угла зоны нечувствительности исходя из условия пуска ЛА под углом $41,7^\circ$ и начальной скорости — 450 м/с. Выбор данного угла пуска обосновывается максимальной дальностью полета неуправляемого ЛА. При данных условиях дальность полета равна 7239 м.

В качестве начальных данных для подбора были выбраны следующие параметры.

$P = 7000$ Н — тяга одного корректирующего двигателя;

$\eta = 5^\circ$ — угол зоны нечувствительности наведения.

Выполним расчет полета корректируемой мины с данными параметрами при наведении на цель, расположенную в разных точках заданного диапазона, и проанализируем средний промах (под средним промахом здесь и далее будем понимать среднее арифметическое значение промаха). Зависимость промаха от положения цели изображена на рис. 2. Средний промах при принятых параметрах тяги и угла зоны нечувствительности равен 13,8 м.

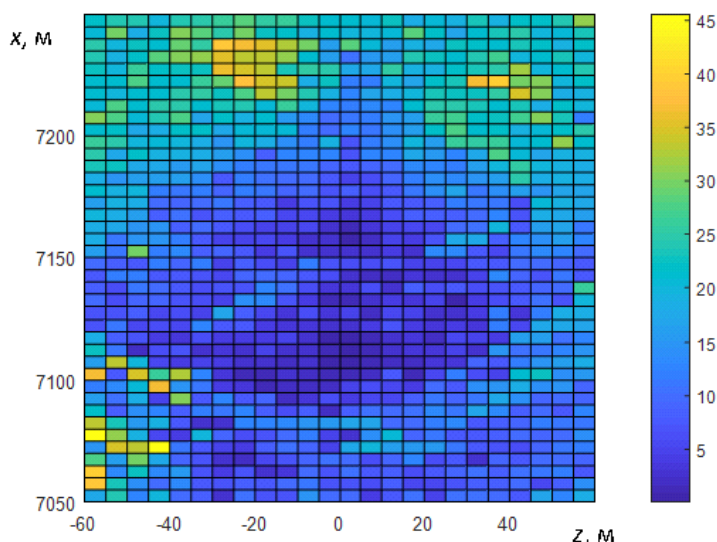


Рис. 2. Распределение промахов при $P = 7000$ Н, $\eta = 5^\circ$

Уменьшим тягу корректирующих двигателей до 5000 Н и вновь проведем расчет. Средний промах при данных условиях уменьшился до 11,88 м, а распределение промахов стало более монотонным (рис. 3).

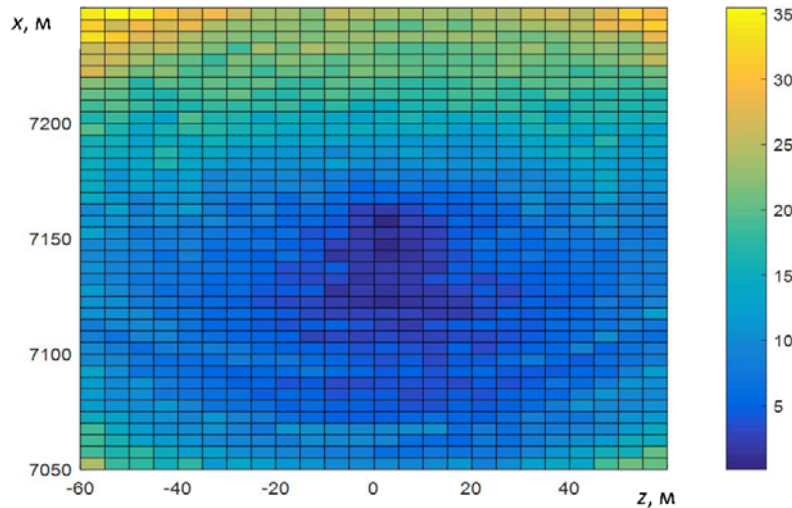


Рис. 3. Распределение промахов при $P = 5000$ Н, $\eta = 5^\circ$

При дальнейшем уменьшении тяги до 4 000 Н средний промах возрастает и достигает значения 14,1 м (рис. 4).

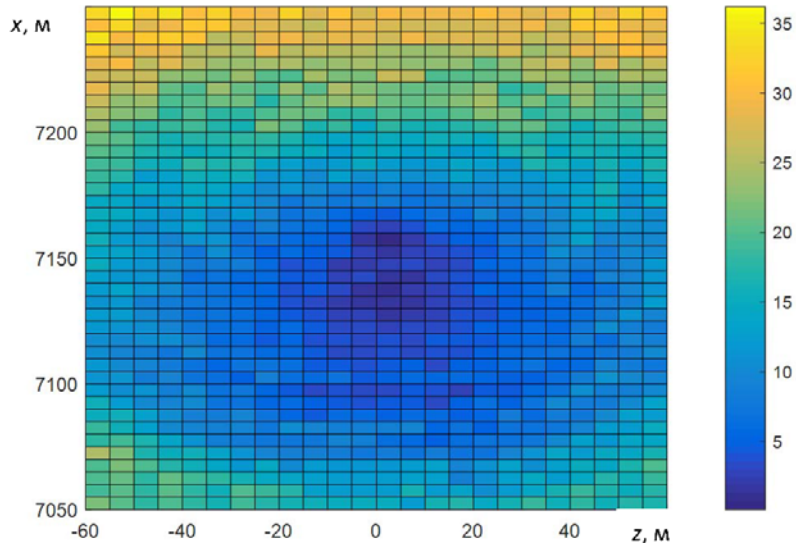


Рис. 4. Распределение промахов при $P = 4000$ Н, $\eta = 5^\circ$

Как видно из полученных данных, проиллюстрированных на рис. 2–4, самым эффективным можно назвать значение тяги, равное 5000 Н. Данное значение будем использовать в дальнейших расчетах. Далее произведем уменьшение зоны нечувствительности и проверим, как это повлияет на точность. Уменьшим угол до 4° . Средний промах при данных условиях сократится до 10,49 м (рис. 5).

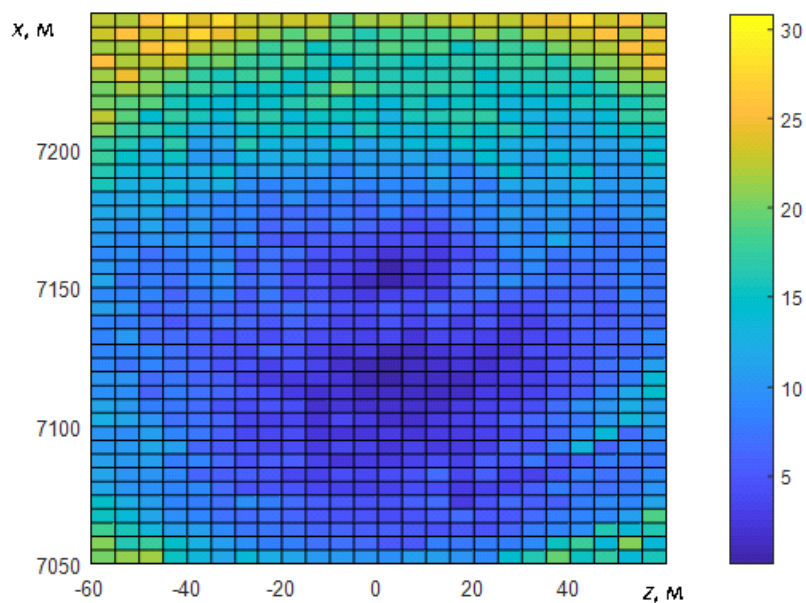


Рис. 5. Распределение промахов при $P = 5000 \text{ Н}$, $\eta = 4^\circ$

Продолжим уменьшать зону нечувствительности. Зададимся значением соответствующего угла — 3° . При данных условиях средний промах хоть и не существенно, но уменьшился до 10,18 м (рис. 6)

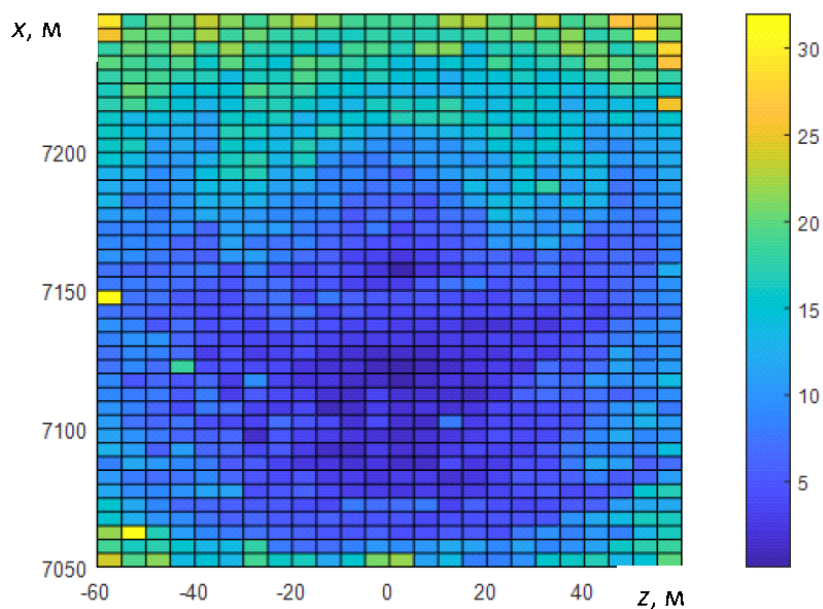


Рис. 6. Распределение промахов при $P = 5000 \text{ Н}$, $\eta = 3^\circ$

Несмотря на то что средний промах вновь уменьшился, из анализа рисунков ясно, что появляются точки, промах в которых существенно отличается

от промахов в близлежащих точках. При дальнейшем уменьшении зоны нечувствительности число таких промахов будет возрастать, что видно на рис. 7, где представлены результаты расчета для зоны нечувствительности, равной 2° . Средний промах составил более 15 м.

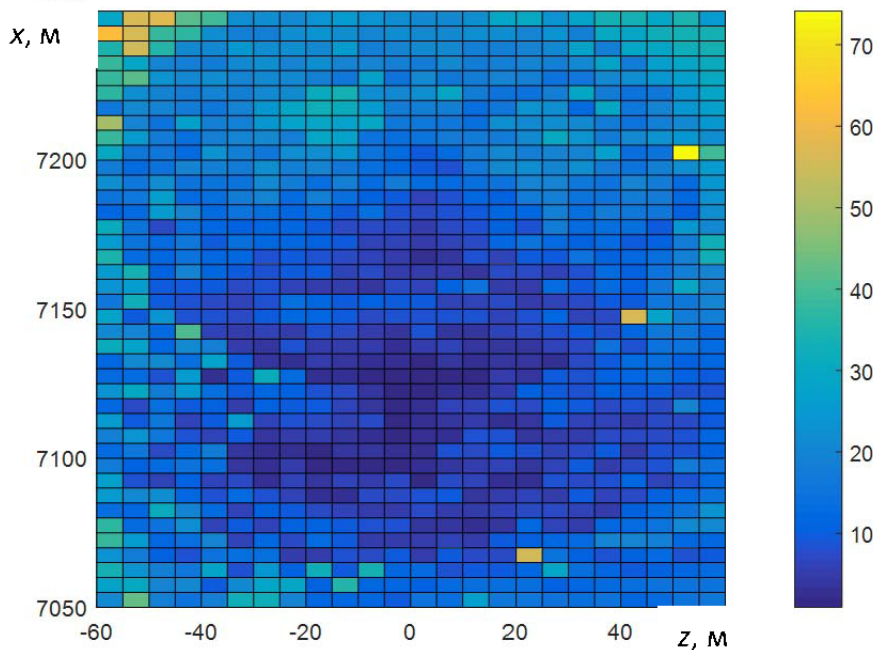


Рис. 7. Распределение промахов при $P = 5000$ Н, $\eta = 2^\circ$

Как известно, при запуске по баллистической траектории возможен полет по одной из двух траекторий: навесной или настильной. Проведем их сравнение, выделив их основные преимущества и недостатки. Зададим начальный угол пуска ЛА равным 30° . При данных условиях дальность полета ЛА без наведения составит 6787,5 м, максимальная высота — 1302 м, а время полета — 31,71 с. Аналогичная дальность соответствует углу пуска $52,62^\circ$. Максимальная высота при данных условиях равна 2983,7 м, а время полета — 49,12 с. Максимальный промах выберем равным 20 м. Зададимся границами возможного расположения цели по координате $Z = \pm 80$ м. Помимо этого введем случайный дискретный ветер, математическое ожидание которого по каждой из осей равно нулю, а максимальное отклонение — 10 м/с. Дискретность изменения ветровой нагрузки составляет 0,5 с.

При рассмотрении настильной траектории была получена зона наведения, проиллюстрированная на рис. 8. Средний промах равен 10,13 м.

Выполним расчет полета мины по навесной траектории при тех же условиях. Площадь рассматриваемой зоны наведения оставим неизменной, лишь изменим ее расположение относительно оси X , сдвинув ее на 150 м дальше. Средний промах при данных параметрах расчета составил 15,4 м (рис. 9).

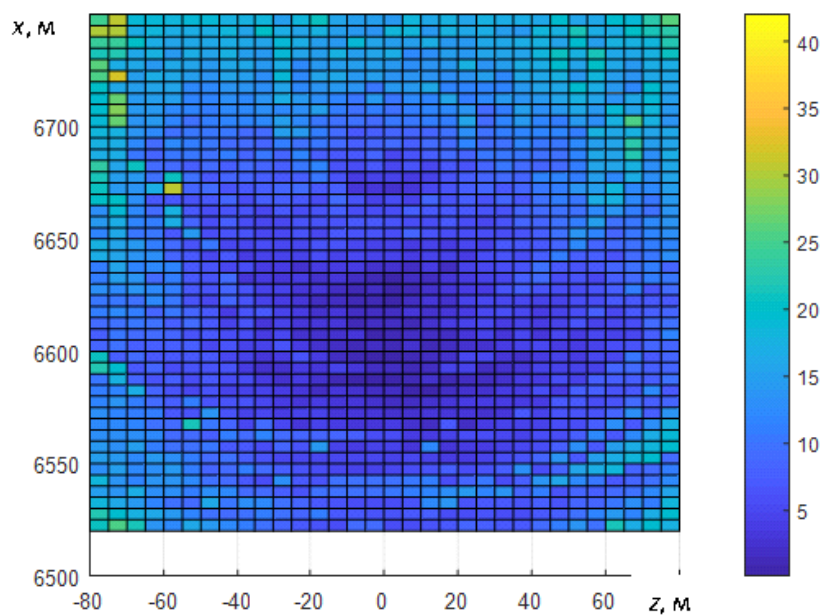


Рис. 8. Промахи при пуске по настильной траектории

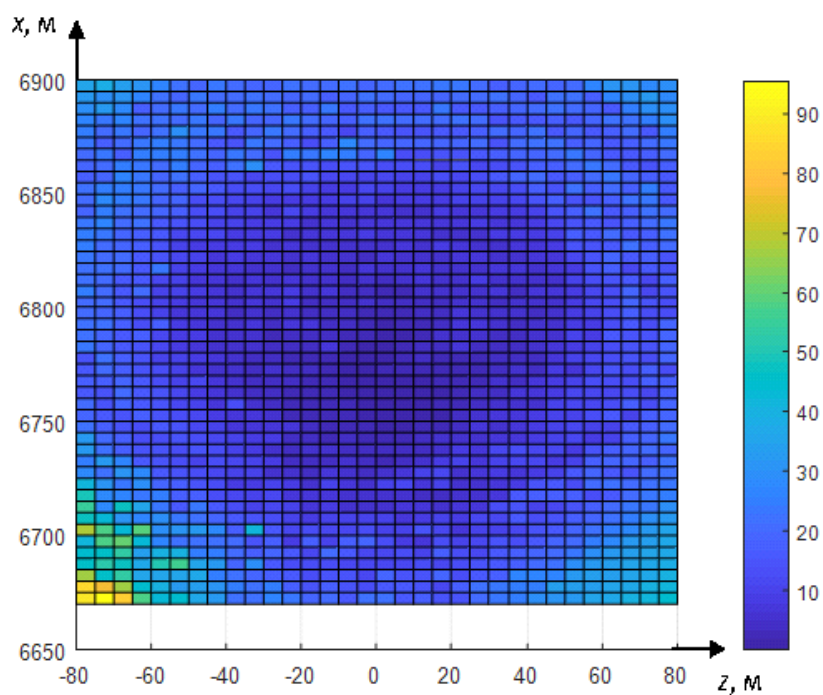


Рис. 9. Промахи при пуске по навесной траектории

Изменение расположения зоны падения связано с особенностями коррекции. При движении ЛА по настильной траектории на конечном участке полета без коррекции происходит более интенсивное изменение угла тангажа и, как

следствие, продольной оси, чем при полете по навесной траектории. Таким образом, если цель располагается в точке падения некорректируемого ЛА, в момент начала коррекции угол пеленга будет отличаться от нуля. Будет осуществляться коррекция, уменьшающая угол тангажа, что приведет к уменьшению дальности полета ЛА. В совокупности данная особенность полета по настильной траектории приведет к смещению зоны падения вдоль оси X НЗСК.

Из полученных данных видно, что пуск по настильной траектории более эффективен. Это связано с тем, что активация системы наведения осуществлялась на расстоянии 500 м от Земли. При этом не учитывалось существенное отличие в проекции скорости на вертикальную ось НЗСК на этот момент времени. Для настильной $V_{yg} = -155,66$ м/с, в то время как для навесной это значение было равно $-192,87$ м/с. Следовательно и время наведение отличается. Для навесной это 2,53 с, а для настильной — 3,79 с. Именно эта разница и дала существенное различие в средних промахах.

Повторим расчеты, изменив критерий начала наведения. Активация коррекции будет производиться исходя из оставшегося времени полета. Примем это время равным 3 с. Результаты расчета полета ЛА приведены на рис. 10 и 11.

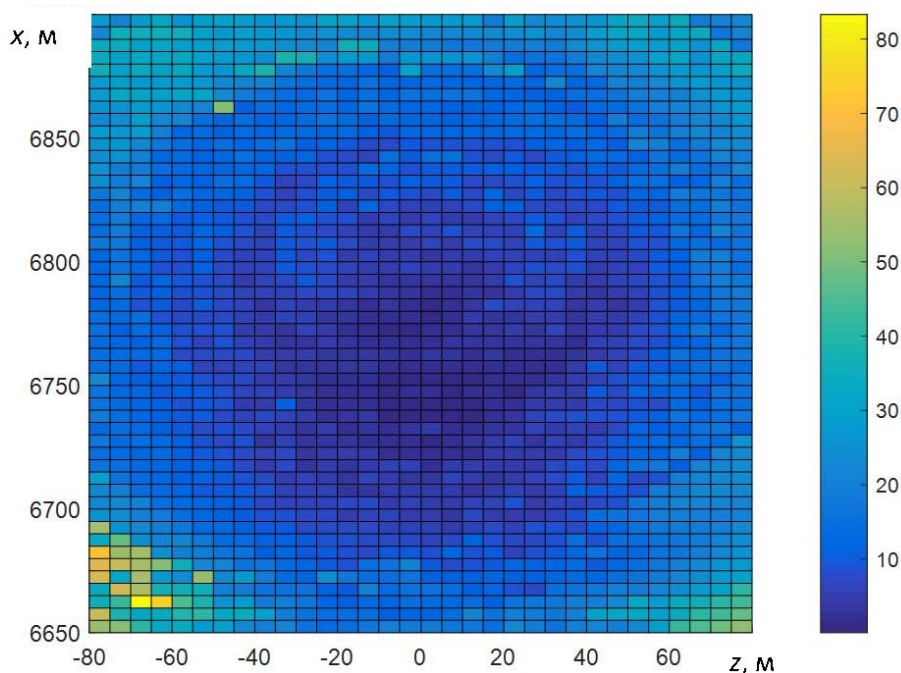


Рис. 10. Промахи при пуске по навесной траектории (активация коррекции по времени)

Средний промах при полете по навесной траектории составил 14,57 м, по настильной — 14,73 м. В данном диапазоне средние промахи отличаются не сильно, но характер распределения различается. Для дальнейшего анализа уменьшим размер рассматриваемой зоны наведения (рис. 12 и 13).

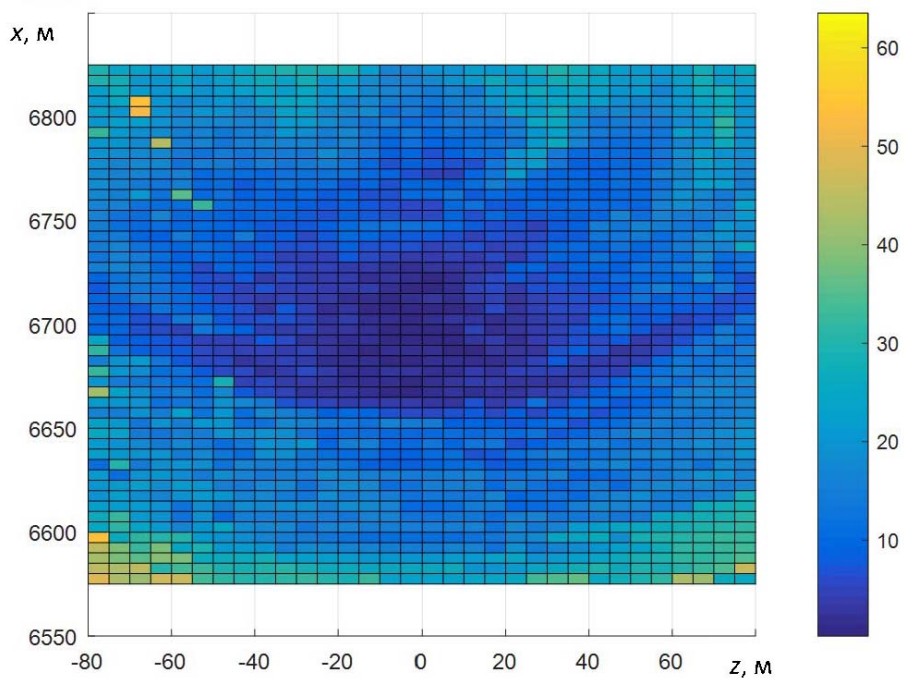


Рис. 11. Промахи при пуске по настильной траектории (активация коррекции по времени)

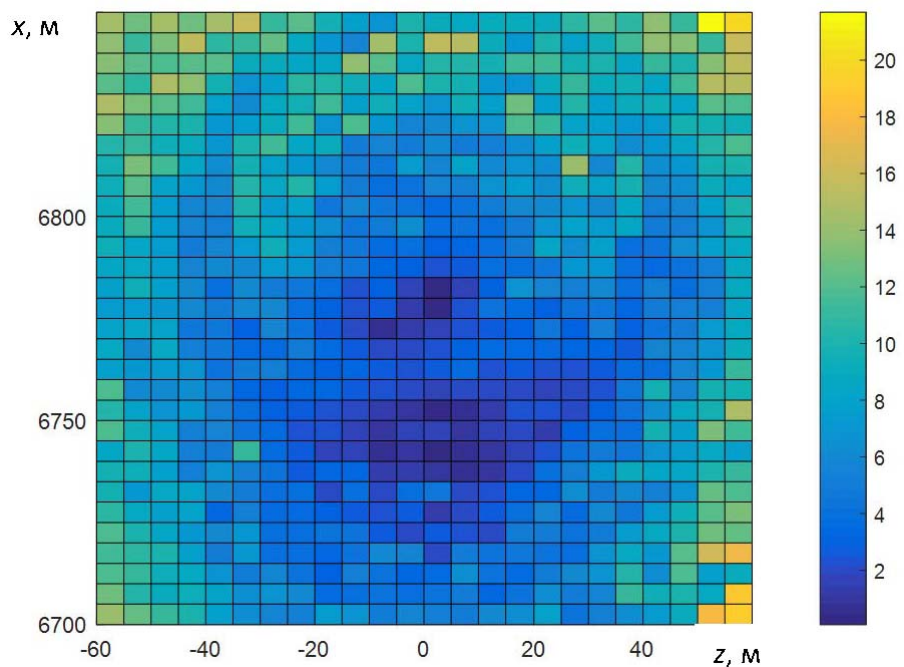


Рис. 12. Промахи при пуске по навесной траектории (активация коррекции по времени, уменьшенная зона падения)

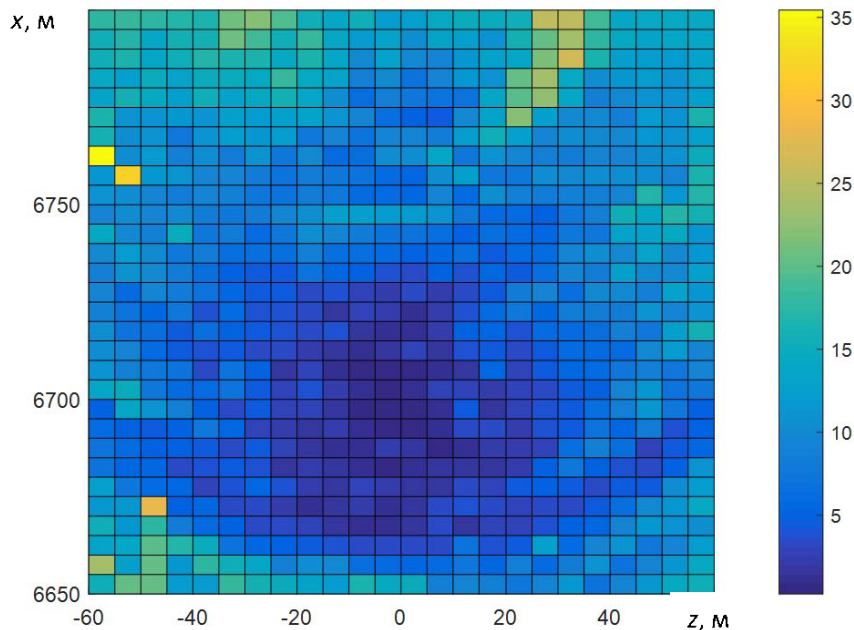


Рис. 13. Промахи при пуске по настильной траектории (активация коррекции по времени, уменьшенная зона падения)

Средний промах при полете по навесной траектории составил 7,31 м. А для настильной — 9,13 м.

На основе проведенных исследований можно сделать ряд выводов.

При подборе значения тяги корректирующих двигателей необходимо учитывать, что при ее уменьшении большая часть двигателей (или все двигатели) срабатывает при первичном развороте ЛА, что влечет за собой нехватку двигателей при осуществлении более точного наведения вблизи цели, а при увеличении значения тяги наведение на конечном участке становится недостаточно точным, поскольку коррекции становятся слишком велики.

При увеличении зоны нечувствительности коррекция осуществляется в момент, когда отклонение ЛА от требуемого направления превышает некоторое предельное значение. Вследствие этого на конечном участке коррекции двигатели уже не успевают компенсировать располагаемый промах. При уменьшении зоны коррекция происходит в момент, когда угол пеленга слишком мал, что вызывает излишнюю коррекцию, влекущую за собой срабатывание дополнительного двигателя. Это вызывает нехватку двигателей на конечном участке наведения.

Таким образом, при подборе значений тяги и зоны нечувствительности нужно учитывать существование некоторого экстремума, позволяющего реализовать эффективную коррекцию.

Эффективность навесной и настильной траектории зависит от метода расчета старта коррекции. При расчете старта по высоте полета явное преимущество имеет настильная траектория, поскольку она позволяет не только быстро достигнуть цель, но и предоставляет большее время для коррекции.

Если же говорить о случае, когда старт коррекции определяется расчетным временем, зависящим от полного полетного времени, то значения среднего промаха при пуске по обеим траекториям различаются несущественно. Однако при более точном знании места расположения цели навесная траектория оказывается более эффективной по причине меньшего изменения направления вектора скорости, вызванного тяготением Земли.

Литература

- [1] Казаковцев В.П., Корянов В.В., Илюхин С.Н. Баллистический анализ возможности парирования ветровой нагрузки на начальном участке траектории перспективных летательных аппаратов. *Машиностроение и компьютерные технологии*, 2015, № 11. URL: <http://technomag.bmstu.ru/doc/825899.html>.
- [2] Клишин А.Н., Швыркина О.С., Илюхин С.Н. Спутниковое навигационно-баллистическое обеспечение в задаче повышения точности инерциальной навигационной системы. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2016, № 9. URL: <http://engjournal.ru/catalog/arise/adb/1532.html>.
- [3] Илюхин С.Н. Синтез системы наведения и контура стабилизации методом логарифмической амплитудно-частотной характеристики (ЛАХ) на примере производной модели зенитной управляемой ракеты (ЗУР). *Молодежный научно-технический вестник*, 2012, № 7. URL: <http://sntbul.bmstu.ru/doc/467279.html>.
- [4] Илюхин С.Н. Метод импульса силы для оценки энергетики управления полетом. *Молодежный научно-технический вестник*, 2013, № 8. URL: <http://sntbul.bmstu.ru/doc/606165.html>.
- [5] Великий Ю.В., Клишин А.Н. Система многоуровневой импульсной коррекции. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2016, № 3. URL: <http://engjournal.ru/catalog/arise/adb/1470.html>.
- [6] Швыркина О.С. Исследование движения корректируемого боеприпаса при воздействии переменной ветровой нагрузки. *Молодежный научно-технический вестник*, 2015, № 4. URL: <http://sntbul.bmstu.ru/doc/780683.html>.
- [7] Нгуен Хай Минь. Влияние ветрового воздействия на динамику движения корректируемых боеприпасов. *Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана Сер. Машиностроение*, 2008, № 3, с. 39–51.
- [8] Лысенко Л.Н. Наведение и наведение и навигация баллистических ракет. Москва. Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2007, 672 с.
- [9] Платунова А.В., Клишин А.Н., Илюхин С.Н. Особенности формирования адаптивных законов управления высокоточными летательными аппаратами. *Инженерный вестник*, 2016, № 10. URL: <http://engsi.ru/doc/851360.html>.
- [10] Илюхин С.Н., Топорков А.Г., Корянов В.В., Аюпов Р.Э., Повлов Н.Г. Актуальные аспекты разработки системы управления перспективными беспилотными летательными аппаратами. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2015, № 9. URL: <http://engjournal.ru/catalog/arise/adb/1450.html>.
- [11] Никанорова М.Д., Веденичев И.В. Использование пакета MATLAB.Simulink при баллистических расчетах. *Политехнический молодежный журнал*, 2017, № 10. URL: <http://ptsj.ru/catalog/arise/adbmc/183.html>.
- [12] Дмитриевский А.А., Лысенко Л.Н. *Внешняя баллистика*. Москва, Машиностроение, 2005, 608 с.

- [13] Беневольский С.В., Бурлов В.В., Казаковцев В.П. *Баллистика*. Пенза, ПАИИ, 2005. 510 с.
- [14] Андреев А.Н., Войтенко С.И. Нуждин Б.С. *Баллистика ракет*. Москва, Военная академия Петра Великого, 2005, 273 с.
- [15] Калугин. В.Т., ред. *Аэродинамика*. Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2010, 687 с.
- [16] Веденичев И.В., Лысикова В.С. Исследование влияния алгоритмов матрицы направляющих косинусов на результаты численного моделирования движения ЛА. *Молодежный научно-технический вестник*, 2016, № 10. URL: <http://sntbul.bmstu.ru/doc/850294.html>.

Веденичев Игорь Васильевич — студент кафедры «Динамика и управление полетом ракет и космических аппаратов», МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, Российская Федерация.

Илюхин Степан Николаевич — ассистент кафедры «Динамика и управление полетом ракет и космических аппаратов», МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, Российская Федерация.

ANALYTIC INVESTIGATION OF THE APPROACHES TO INCREASING THE NAVIGATIONAL ACCURACY OF THE PULSE-CORRECTED AIRCRAFT

I.V. Vedenichev

vedenicheviv@gmail.com

SPIN-code: 8215-0660

Bauman Moscow State Technical University, Moscow, Russian Federation

Abstract

The article provides the results of computational investigations devoted to the research of the on-board coordinator's minimum viewing angle and the vernier engine thrust impact on the navigational accuracy of the corrected aircraft. We compare the aircraft correction accuracy when moving along the low and high trajectories and give a qualitative estimate of the results obtained. The work presents the analysis of using two different algorithms for determining the corrected flight starting point.

Keywords

Ballistic analysis, pulse correction, accuracy increase, corrected missile, low trajectory, high trajectory, MATLAB, Simulink, flight simulation

Received 10.05.2018

© Bauman Moscow State Technical University, 2018

References

- [1] Kazakovtsev V.P., Koryanov V.V., Ilyukhin S.N. Ballistic analysis of capability to parry the wind load at initial flight path of promising aircrafts. *Mashinostroenie i komp'yuternye tekhnologii* [Mechanical Engineering and Computer Science], 2015, no. 11. Available at: <http://technomag.bmstu.ru/doc/825899.html>.
- [2] Klishin A.N., Shvyrkina O.S., Ilyukhin S.N. Satellite navigation and ballistic support in the problem of improving inertial navigation system accuracy. *Inzhenernyy zhurnal: nauka i innovatsii* [Engineering Journal: Science and Innovation], 2016, no. 9. Available at: <http://engjournal.ru/catalog/arise/adb/1532.html>.
- [3] Ilyukhin S.N. Guidance system and stabilization loop synthesis by logarithmic amplitude frequency characteristic method as exemplified by arbitrary model of ground-to-air guided missile. *Molodezhnyy nauchno-tekhnicheskiy vestnik*, 2012, no. 7. Available at: <http://sntbul.bmstu.ru/doc/467279.html>.
- [4] Ilyukhin S.N. Power impulse method for assessment of flight control energetics. *Molodezhnyy nauchno-tekhnicheskiy vestnik*, 2013, no. 8. Available at: <http://sntbul.bmstu.ru/doc/606165.html>.
- [5] Velikiy Yu.V., Klishin A.N. A system of multi-level impulse correction. *Inzhenernyy zhurnal: nauka i innovatsii* [Engineering Journal: Science and Innovation], 2016, no. 3. Available at: <http://engjournal.ru/catalog/arise/adb/1470.html>.
- [6] Shvyrkina O.S. Research on corrected ammunition motion under impact of variable wind load. *Molodezhnyy nauchno-tekhnicheskiy vestnik*, 2015, no. 4. Available at: <http://sntbul.bmstu.ru/doc/780683.html>.
- [7] Nguen Khay Min'. Influence of wind impact on dynamics of ammunition motion being corrected. *Vestn. Mosk. Gos. Tekh. Univ. im. N.E. Baumana, Mashinotr.* [Herald of the Bauman Moscow State Tech. Univ., Mechan. Eng.], 2008, no. 3, pp. 39–51.
- [8] Lysenko L.N. Navedenie i navedenie i navigatsiya ballisticheskikh raket [Guidance and navigation of ballistic missiles]. Moscow, Bauman Press, 2007, 672 p.

-
- [9] Platunova A.V., Klishin A.N., Ilyukhin S.N. Special aspects of forming adaptive laws of high-precision aircraft control. *Inzhenernyy vestnik*, 2016, no. 10. Available at: <http://engsi.ru/doc/851360.html>.
- [10] Ilyukhin S.N., Toporkov A.G., Koryanov V.V., Ayupov R.E., Povlov N.G. Actual aspects of control system development for advanced unmanned aerial vehicles. *Inzhenernyy zhurnal: nauka i innovatsii* [Engineering Journal: Science and Innovation], 2015, no. 9. Available at: <http://engjournal.ru/catalog/arse/adb/1450.html>.
- [11] Nikanorova M.D., Vedenichev I.V. Using the MATLAB.SIMULINK software suite for ballistic analysis. *Politekhicheskiy molodezhnyy zhurnal*, 2017, no. 10. Available at: <http://ptsj.ru/catalog/arse/adbmc/183.html>.
- [12] Dmitrievskiy A.A., Lysenko L.N. *Vneshnyaya ballistika* [Exterior ballistics]. Moscow, Mashinostroenie publ., 2005, 608 p.
- [13] Benevol'skiy S.V., Burlov V.V., Kazakovtsev V.P. *Ballistika* [Ballistics]. Penza, PAII publ., 2005. 510 p.
- [14] Andreev A.N., Voytenko S.I. Nuzhdin B.S. *Ballistika raket* [Rocket ballistic]. Moscow, Voennaya akademiya Petra Velikogo publ., 2005, 273 p.
- [15] Kalugin. V.T., ed. *Aerodinamika* [Aerodynamics]. Moscow, Bauman Press, 2010, 687 p.
- [16] Vedenichev I.V., Lysikova V.S. Research on direction cosine matrix impact on results of numerical modeling of aircraft motion. *Molodezhnyy nauchno-tekhicheskiy vestnik*, 2016, no. 10. Available at: <http://sntbul.bmstu.ru/doc/850294.html>.

Vedenichev I.V. — student, Department of Dynamics and Flight Control of Rockets and Spacecraft, Bauman Moscow State Technical University, Moscow, Russian Federation.

Scientific advisor — S.N. Ilyukhin, Assistant, Department of Dynamics and Flight Control of Rockets and Spacecraft, Bauman Moscow State Technical University, Moscow, Russian Federation.