

Использование функционального упреждения для повышения эффективности систем самонаведения

© Т.А. Калиновский, А.Н. Клишин, С.Н. Илюхин

МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, 105005, Россия

Рассмотрено применение двух видов радиолокационных головок самонаведения, используемых при наведении летательного аппарата на цель. Первая — головка самонаведения, оснащенная координатором цели с синхронно следящими приводами в двух взаимно перпендикулярных плоскостях. Вторая — головка самонаведения с трансфокатором, использующая измерения составляющих угла пеленга для наведения летательного аппарата на цель. Проведен сравнительный анализ результатов модельного функционирования летательных аппаратов с рассмотренными головками наведения. Наглядно продемонстрировано, что головка самонаведения с трансфокатором характеризуется худшим качеством наведения, чем головка самонаведения на кардановом подвесе, но при этом такая головка более эффективна с экономической точки зрения. Для увеличения области попаданий при использовании головки самонаведения с трансфокатором предлагается применять функциональное упреждение, позволяющее не только расширить область попаданий, но и достигнуть соответствия области, полученной для головки в кардановых подвесах. Приведено определение параметров функционального упреждения. Представлены некоторые принципы построения алгоритмов функционального упреждения, а также результаты проведенных численных расчетов.

Ключевые слова: самонаведение, летательный аппарат, область попаданий, функциональное упреждение

Введение. Повышение точности полета управляемых ракет — стратегически важная наукоемкая задача, не теряющая своей актуальности, несмотря на широкий объем исследований и достижений в этой области [1–10]. При разработке современной ракетно-космической техники важным фактором является не только эффективность используемой технологии, но и вопрос стоимости данной технологии или данного изделия.

Одним из типов систем наведения по внешней информации являются системы самонаведения (СН), требующие наличия на летательном аппарате (ЛА) бортового координатора цели (БКЦ), предоставляющие в контур СН информацию об относительном положении целевой точки. Одной из распространенных реализаций БКЦ является головка самонаведения (ГСН). В данной работе рассмотрены два вида радиолокационных ГСН, применяемых при управлении ЛА:

- гиросtabilизированный БКЦ радиолокационного типа с синхронно следящими приводами в двух ортогональных плоскостях: тангажа и рыскания [11–14] (ГСН I типа);

- БКЦ, измеряющий составляющие углов пеленга и наклонной дальности [11–14] (ГСН II типа).

В настоящее время предпочтение обычно отдается ГСН I типа, так как они более эффективны с точки зрения размеров области попаданий, большей, чем область попаданий при использовании ГСН II типа. Однако вследствие наличия прецизионных элементов — элементов гиростабилизированной платформы БКЦ — ГСН I типа имеют большую стоимость и сложны в производстве.

Цель представленного исследования — разработка методики определения параметров функционального упреждения для ССН ЛА с ГСН II типа, которая позволит существенно расширить возможности использования данной головки, увеличив область попаданий.

Применение этой методики для ГСН II типа должно повысить ее эффективность до уровня ГСН I типа, причем без возрастания допустимого промаха.

Математическая модель полета. Для демонстрации предлагаемой методики рассмотрим сравнение эффективности работы ССН произвольного гиперзвукового ЛА (рис. 1).

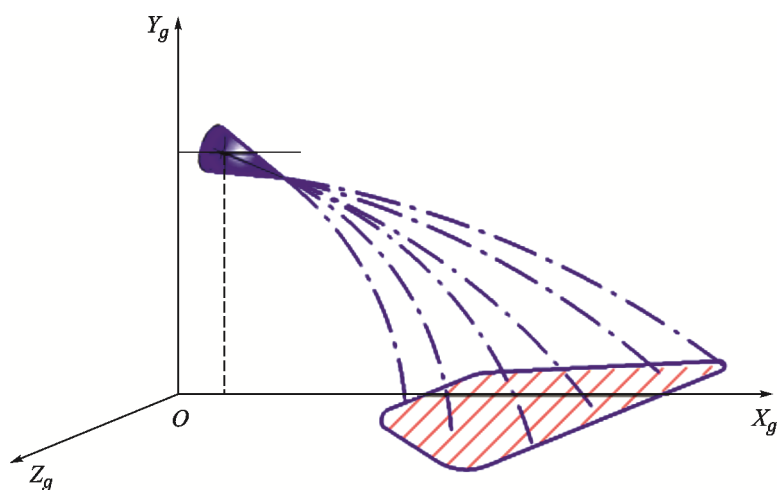


Рис. 1. Формирование области попаданий типового гиперзвукового ЛА

Начальные условия рассматриваемого полета:

- углы ориентации вектора скорости $\theta = -40^\circ$, $\Psi = 0$;
- начальная скорость $V_0 = 4200$ м/с;
- высота начала самонаведения $H = 40\,000$ м;
- начальные углы атаки и скольжения ЛА, как и угловые скорости вращения относительно его центра масс, являются нулевыми.

Для проведения цифрового моделирования разработана математическая модель пространственного движения ЛА и соответствующую

щее программное обеспечение, реализованное на языке программирования C++.

Математическую модель управляемого движения ЛА формировали исходя из ряда принятых подходов и допущений [15–18]:

- полет ЛА происходит в стандартной атмосфере (ГОСТ 4401–81) при полном безветрии;
- ЛА является абсолютно твердым телом постоянной массы;
- движение происходит в постоянном плоскопараллельном гравитационном поле;
- аэродинамические характеристики ЛА полностью определены и зависят от числа Маха, углов атаки и скольжения;
- связь между угловыми скоростями и углами тангажа, рыскания и крена осуществляется с помощью параметров Родриго—Гамильтона;
- система управления ЛА безынерционная;
- органы управления по каналам тангажа и рыскания аэродинамические;
- управление происходит в пределах линейности органов управления;
- ограничения на поворот управляющих органов по тангажу и рысканию составляют $\pm 15^\circ$;
- органы управления по каналу крена газодинамические;
- наведение ЛА по каналам тангажа и рыскания начинается после стабилизации углового движения по крену;
- допустимый промах 15 м.

Сравнение возможностей ГСН I и II типов. Используя разработанные математическую модель и программное обеспечение, позволяющее моделировать движение ЛА на финальном участке траектории при фиксированных начальных условиях полета, сравним получаемые области попаданий для ГСН I и II типов.

Наведение ЛА при использовании ГСН I типа (рис. 2) осуществляется на основе информации об изменении составляющих линии визирования в вертикальной ($\dot{\phi}$) и горизонтальной ($\dot{\chi}$) плоскостях.

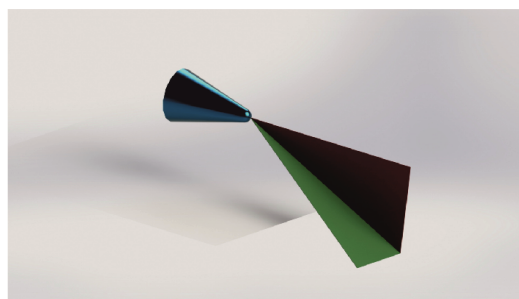


Рис. 2. 3D-модель рабочей зоны ГСН I типа

Углы наклона линии визирования (рис. 3) рассчитывают по следующим формулам:

$$\varphi = \arcsin\left(\frac{y_{ц} - y}{r}\right);$$

$$\chi = -\arctg\left(\frac{z_{ц} - z}{x_{ц} - x}\right),$$

где x, y, z — текущие координаты ЛА; $x_{ц}, y_{ц}, z_{ц}$ — координаты цели; r — наклонная дальность до цели.

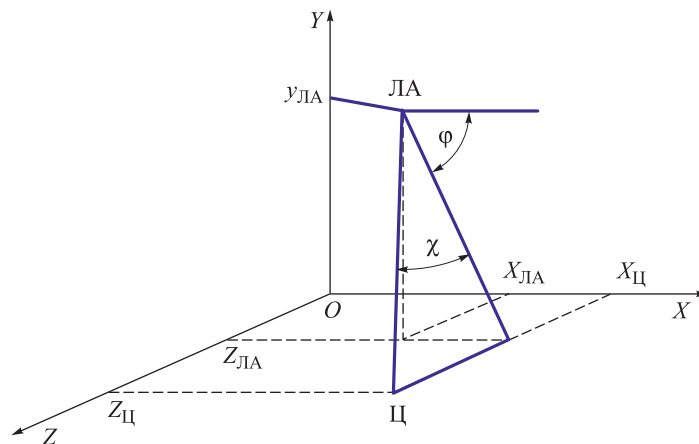


Рис. 3. Углы наклона линии визирования при использовании ГСН I типа

Уравнения управления, на основе которых осуществляется стабилизация и наведение ЛА, имеют следующий вид:

$$\delta_{\text{н}} = K_1^{\text{н}} K_{\text{к}}^{\text{н}} K_{\dot{\chi}} \dot{\chi} - K_2^{\text{н}} \dot{\psi};$$

$$\delta_{\text{в}} = K_1^{\text{в}} K_{\text{к}}^{\text{в}} K_{\dot{\varphi}} \dot{\varphi} - K_2^{\text{в}} \dot{\vartheta};$$

$$\delta_{\text{з}} = -K_1^{\text{з}} \dot{\gamma} - K_2^{\text{з}} \gamma,$$

где $K_{\dot{\chi}}, K_{\dot{\varphi}}$ — коэффициенты метода наведения; $K_{\text{к}}^{\text{н}}, K_{\text{к}}^{\text{в}}$ — коэффициенты усиления блока формирования управляющих сигналов; $K_1^{\text{н}}, K_2^{\text{н}}, K_1^{\text{в}}, K_2^{\text{в}}, K_1^{\text{з}}, K_2^{\text{з}}$ — коэффициенты уравнений управления, определяющиеся в каждый момент времени как функции вектора состояния ЛА.

На основе моделирования движения ЛА при ограничении на допустимый промах могут быть построены области попаданий ЛА. Размеры области попаданий можно изменять в зависимости от значений коэффициентов, входящих в уравнения управления (рис. 4).

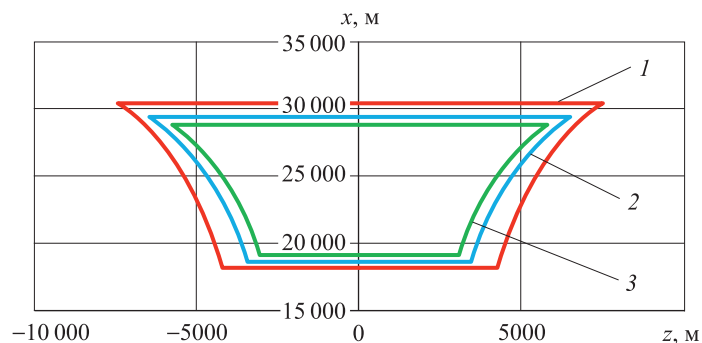


Рис. 4. Области попаданий для ЛА, использующего ГСН I типа:
 1 — $K_\phi = 14,5, K_\chi = 14,5$; 2 — $K_\phi = 2, K_\chi = 2$; 3 — $K_\phi = 1, K_\chi = 1$

Для наведения ЛА с использованием ГСН II типа (рис. 5) используется информация о составляющих ξ_{yz} и ξ_{xy} угла пеленга (рис. 6, 7), рассчитываемых по следующим формулам:

$$\xi_{yz} = \arctg \frac{z_{ц} - z}{y} - \arctg \frac{z_{пр} - z}{y};$$

$$\xi_{xy} = \arctg \frac{x_{ц} - x}{y} - \arctg \frac{x_{пр} - x}{y},$$

где $z_{пр}$ — координата проекции продольной оси ЛА на ось OZ ; $x_{пр}$ — координата проекции продольной оси ЛА на ось OX .

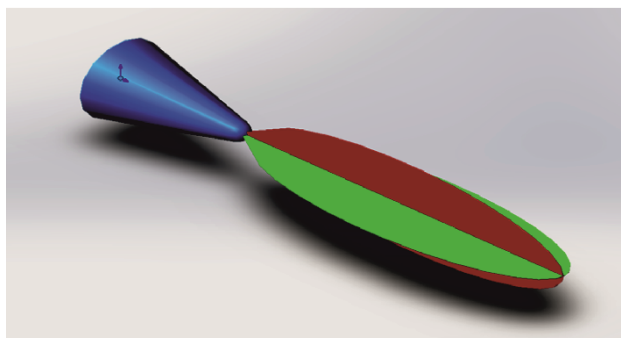


Рис. 5. Диаграммы направленности для ГСН II типа

Наведение ЛА на цель происходит только до высоты ослепления ГСН, после достижения которой рули фиксируются и не изменяют своего положения до конца полета, так как информация с ГСН прекращает поступать в контур системы управления ЛА.

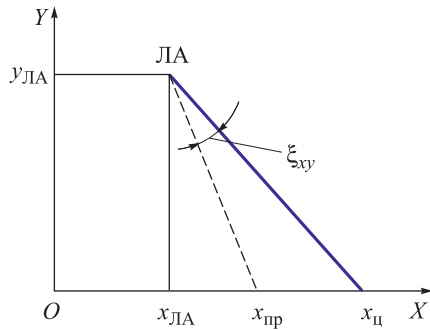


Рис. 6. Угол пеленга в плоскости XOY

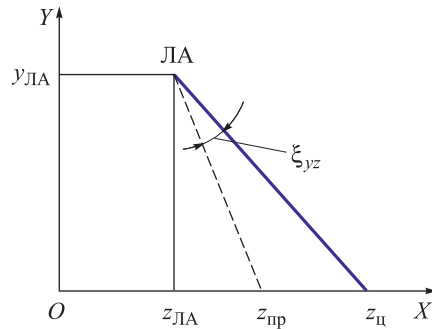


Рис. 7. Угол пеленга в плоскости YOZ

Уравнения управления при использовании данной ГСН имеют следующий вид:

$$\delta_H = K_1^H K_K^H K_{\xi_{yz}} \xi_{yz} - K_2^H \dot{\psi};$$

$$\delta_B = K_1^B K_K^B K_{\xi_{xy}} \xi_{xy} - K_2^B \dot{\vartheta};$$

$$\delta_\gamma = -K_1^\gamma \dot{\gamma} - K_2^\gamma \gamma,$$

где $K_{\xi_{yz}}$, $K_{\xi_{xy}}$ — коэффициенты метода наведения; K_K^H , K_K^B — коэффициенты усиления блока формирования управляющих сигналов; K_1^H , K_2^H , K_1^B , K_2^B , K_1^γ , K_2^γ — коэффициенты уравнений управления, определяющиеся в каждый момент времени как функции от вектора состояния ЛА.

Размеры области попаданий аналогично случаю ГСН I типа можно изменять в зависимости от значений коэффициентов, входящих в уравнения управления. После проведения моделирования движения с использованием ГСН данного типа получены следующие области попаданий (рис. 8).

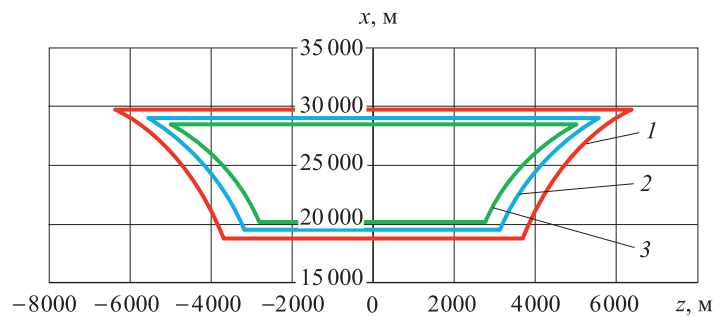


Рис. 8. Области попаданий для ЛА, использующего ГСН II типа:

1 — $K_{\xi_{xy}} = 10$, $K_{\xi_{yz}} = 14$; 2 — $K_{\xi_{xy}} = 4$, $K_{\xi_{yz}} = 4$; 3 — $K_{\xi_{xy}} = 3$, $K_{\xi_{yz}} = 3$

Сравним максимальные области попаданий, полученные при использовании рассмотренных типов ГСН (рис. 9).

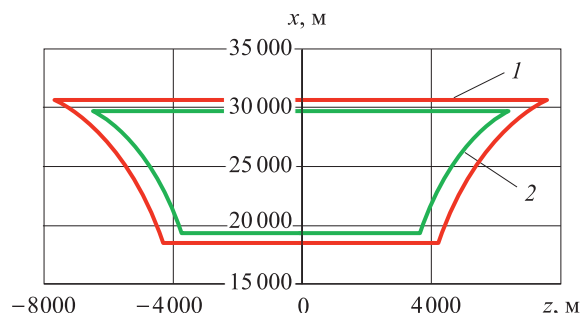


Рис. 9. Области попаданий при использовании ГСН I (1) и II (2) типов

При сравнительном анализе полученных областей попаданий можно отметить, что использование ГСН II типа не позволяет достичь размеров области попаданий, равной области для ГСН I типа, количественная разность между размерами областей составляет 29,4 %.

Для дальнейшего сравнения рассмотрим параметры полета ЛА для двух видов ГСН. Для этого выберем точку прицеливания с координатами (25 000;0;1000), в которую обе ГСН способны навести ЛА, и проведем моделирование полета ЛА с помощью разработанного программного обеспечения.

Исходя из представленных зависимостей (рис. 10–15) следует отметить, что скорость полета при использовании ГСН I типа в конце полета больше, чем при использовании ГСН II типа, управление более рационально, что иллюстрирует график изменения дальности от бокового движения ЛА (рис. 11).

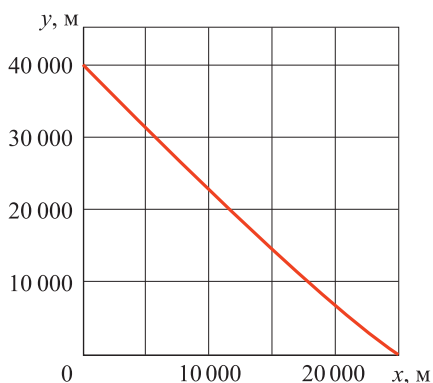


Рис. 10. Зависимость высоты полета от дальности

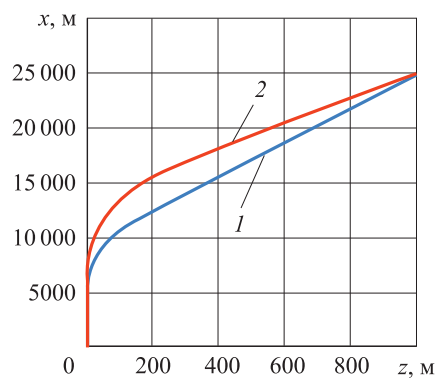


Рис. 11. Зависимость дальности полета от бокового положения ЛА

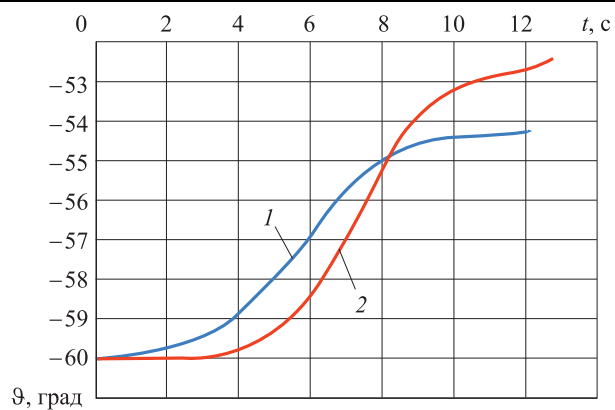


Рис. 12. Зависимость угла тангажа ϑ от времени движения ЛА до цели

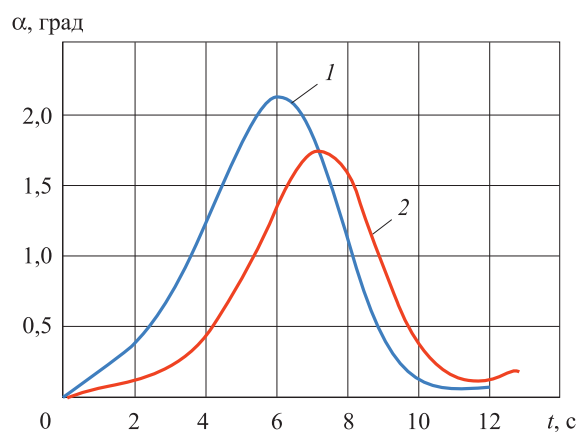


Рис. 13. Зависимость угла атаки α от времени движения ЛА до цели

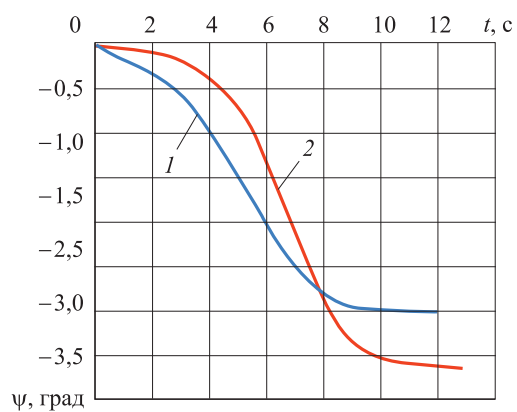


Рис. 14. Зависимость угла рыскания ψ от времени движения ЛА до цели

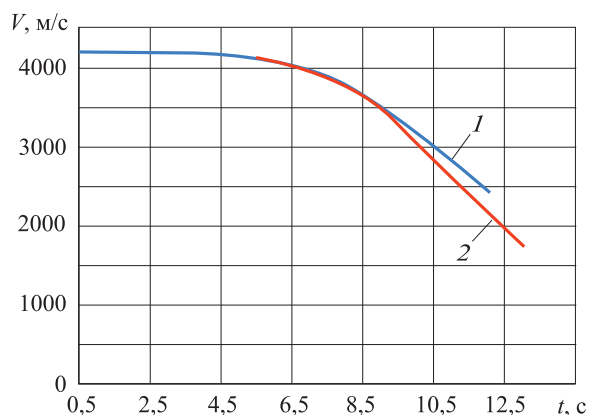


Рис. 15. Зависимость скорости полета V от времени движения ЛА до цели

Рули по каналам тангажа и рыскания срабатывают более рационально при использовании ГСН I типа. Из графика изменения угла рыскания (см. рис. 14) видно, что поворот ЛА происходит быстрее по сравнению с ГСН II типа. Аналогичная картина наблюдается и по каналу угла тангажа (см. рис. 12).

Можно заключить, что составляющих угла пеленга для наведения ЛА на цель не хватает для получения такой же области попаданий, что и для ГСН I типа.

Функциональное упреждение для угла пеленга. Для достижения ЛА, использующим ГСН II типа, таких же показателей, как и у ЛА с ГСН I типа, необходимо применять функциональное упреждение [19–20], т. е. вводить некоторые добавки в управление по каналам тангажа и рыскания:

$$\delta_n = K_1^H K_K^H K_{\xi_{yz}} \xi_{yz} - K_2^H \dot{\psi} + \delta_{n, \text{доб}};$$

$$\delta_v = K_1^B K_K^B K_{\xi_{xy}} \xi_{xy} - K_2^B \dot{\vartheta} + \delta_{v, \text{доб}}.$$

Разобьем полученную ранее область попаданий при использовании ГСН II типа на зоны (1–5) (рис. 16) и сравним характер работы органов управления в каждой из них.

После проведения моделирования полета ЛА в каждую из полученных зон, становится очевидно, что в зонах 1 и 5 рули высоты вносят основной вклад в процесс управления ЛА. В зонах 2, 3 и 4 рули высоты и направления должны наиболее рационально использоваться для попадания в эту область ЛА, особенно в точках, наиболее удаленных от начала движения ЛА, поскольку зачастую отклонения органов управления в свое крайнее положение происходит сразу же после начала процесса самонаведения.

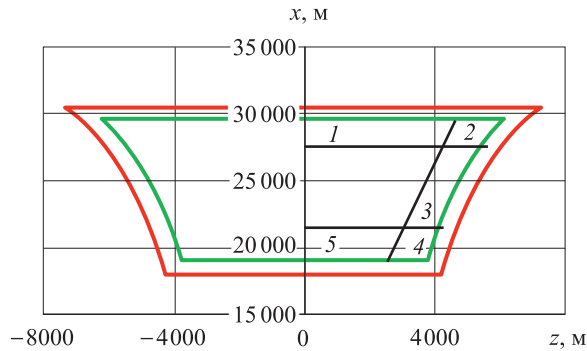


Рис. 16. Разбиение области попадания, полученной при использовании ГСН II типа, на зоны

Функциональное упреждение для наведения ЛА будет проводиться на основе параметров, измеряемых головкой самонаведения. Повторим, что такими параметрами является наклонная дальность и составляющие ξ_{xy} и ξ_{yz} угла пеленга, входящие в уравнения управления по каналу тангажа и рыскания.

Примем, что выражения для добавочного управления имеют следующий вид:

$$\delta_{в.доб} = \pm K_{1var}^B r \pm K_{2var}^B \xi_{xy};$$

$$\delta_{н.доб} = \pm K_{1var}^H r \pm K_{2var}^H \xi_{yz},$$

где $r = \sqrt{(x_c - x)^2 + (y_c - y)^2 + (z_c - z)^2}$ — наклонная дальность.

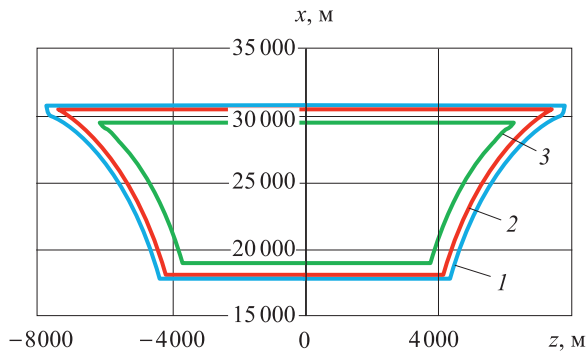


Рис. 17. Область попаданий, полученная при использовании ГСН II типа и функционального упреждения: 1, 2 — ГСН I и II типов; 3 — функциональное упреждение

Знаки добавок к управлению в зонах 1–5:

	Зона 1	Зона 2	Зона 3	Зона 4	Зона 5
$\delta_{в.доб}$	> 0	> 0	> 0	< 0	< 0
$\delta_{н.доб}$	≈ 0	< 0	< 0	< 0	≈ 0

После проведения анализа структуры функционального упреждения и решения двух параметрических вариационных задач для каждой из зон разбиения была получена следующая расширенная область попаданий (рис. 17).

Область попаданий для ЛА ГСН II типа при применении функционального упреждения увеличилась на 29,4 % и на 3 % превысила область попаданий для ЛА с ГСН I типа, при этом максимальный промах не изменился.

Заключение. На основании проведенных исследований можно сделать следующие выводы.

1. Разработана методика определения параметров функционального упреждения, что дает возможность обоснованно использовать ГСН с трансфокатором, которая с экономической точки зрения является более эффективной.

2. На основе решения вариационных задач можно найти значения коэффициентов K_{1var}^B , K_{2var}^B , K_{1var}^H , K_{2var}^H , входящих в выражения для функционального упреждения, позволяющих расширить область попаданий и сделать ее больше, чем при использовании ГСН в кардановом подвесе.

3. Функциональное упреждение позволяет расширить область попаданий при неизменном максимальном промахе.

4. Возможно определить значения коэффициентов $K_{\xi_{yz}}$, $K_{\xi_{xy}}$, K_K^H , K_K^B , позволяющих расширить область попаданий, сделать ее соответствующей области при использовании ГСН I типа в кардановом подвесе и даже расширить эту область.

5. Область попаданий изменяет свои размеры в зависимости от коэффициентов, входящих в уравнения управления по каналам тангажа и рыскания.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Лысенко Л.Н. *Наведение баллистических ракет*. Москва, Издательство МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2016.
- [2] Красильщиков М.Н., Себряков Г.Г. *Управление и наведение беспилотных маневренных летательных аппаратов на основе современных информационных технологий*. Москва, Физматлит, 2003, 280 с.
- [3] Гурский Б.Г., Лющанов М.А., Спирин Э.П., Солунин В.Л. *Основы теории систем управления высокоточных ракетных комплексов сухопутных войск*. Москва, Издательство МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2001.
- [4] Клишин А.Н., Швыркина О.С. Алгоритм выбора коэффициентов пропорционального метода наведения летательного аппарата от расположения цели. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2016, вып. 9. DOI: 10.18698/2308-6033-2016-09-1534
- [5] Беневольский С.В., Горченко В.И. Перспективные технологии решения краевых задач доставки отделяющихся частей ракет-носителей с терминальным наведением. *Вестник СГАКУ*, 2011, № 2, с. 18.

- [6] Грабин В.В., Крылов И.В. *Оптимальное и квазиоптимальное наведение летательного аппарата на движущуюся цель*. Москва, Издательство МГТУ им. Н.Э. Баумана, 1999, 20 с.
- [7] Зубов Н.Е., Рябченко В.Н., Поклад М.Н., Ефанов Д.Е., Старовойтов Е.И. Универсальные законы управления стабилизацией продольного движения летательных аппаратов различных типов. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2017, вып. 5. DOI: 10.18698/2308-6033-2017-5-1617
- [8] Грумондз В.Т., Полищук М.А. Задача наведения беспилотного планирующего летательного аппарата на подвижную цель. *Вестник МАИ*, 2014, № 4 (т. 21), с. 7–12.
- [9] Siouris G.M. *Missile Guidance and Control Systems*. New York, Springer-Verlag, 2004, vol. 681.
- [10] Костюков В.В., Солунин В.Л., Шаповалов А.Б. Этапы и тенденции развития бортовых систем управления баллистических ракет сухопутных войск. *Известия РАН*, 2017, № 1 (96), с. 90–96.
- [11] Мубаракшин Р.В. *Основы проектирования информационно-управляемых систем летательных аппаратов*. Москва, МАИ, 1999.
- [12] Гришин Ю.П., Ипатов В.П., Казаринов Ю.М., Коломенский Ю.А., Ульянички Ю.Д. *Радиотехнические системы*. Москва, Высшая школа, 1990.
- [13] Верба В.С. *Авиационные комплексы радиолокационного дозора и наведения. Принципы построения, проблемы разработки и особенности функционирования*. Москва, Радиотехника, 2014, 528 с.
- [14] Кирсанов А.П. Траектории скрытного движения воздушного объекта в зоне обнаружения бортовой доплеровской радиолокационной станции. *Автоматика и телемеханика*, 2014, № 9, с. 144.
- [15] Беневольский С.В. Математические модели движения для синтеза методов наведения перспективных баллистических ракет. *Оборонная техника*, 2007, № 3–4, с. 12–16.
- [16] Грабин В.В., Клишин А.Н. Некоторые особенности организации процесса цифрового моделирования ЛА по сложным траекториям. *Оборонная техника*, 2003, № 1–2, с. 67–71.
- [17] Беневольский С.В. Возможность реализации терминального наведения ЛА на всем активном участке траектории. *Общероссийский научно-технический журнал «Полет»*, 2002, № 6, с. 54.
- [18] Толпегин О.А., Лемешонок Т.Ю. Выбор начальных условий движения беспилотного летательного аппарата, обеспечивающих максимальное смещение в заданном направлении при выполнении требуемых терминальных условий. *Известия РАН*, 2016, № 3 (93), с. 89.
- [19] Клишин А.Н. Исследование принципиальной возможности создания алгоритмов наведения летательных аппаратов на подвижные цели методом прямого самонаведения с функциональным упреждением, достаточно приближенным к методу пропорционального сближения. *Тезисы докладов XXVI Гагаринских чтений*. Москва, 2000, с. 77.
- [20] Клишин А.Н. Способ восстановления постоянных параметров функционального упреждения по краевым значениям на борту летательного аппарата. *Тезисы докладов XXIX Гагаринских чтений*. Москва, 2003, с. 98.

Статья поступила в редакцию 05.06.2018

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

Калиновский Т.А., Клишин А.Н., Илюхин С.Н. Использование функционального упреждения для повышения эффективности систем самонаведения. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2018, вып. 10.
<http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2018-10-1812>

Калиновский Тимофей Андреевич — студент кафедры «Динамика и управление полетом ракет и космических аппаратов» МГТУ им. Н.Э. Баумана. Область научных интересов: системы управления движением летательных аппаратов.
e-mail: kalinovskiy.t@mail.ru

Клишин Алексей Николаевич — доцент кафедры «Динамика и управление полетом ракет и космических аппаратов» МГТУ им. Н.Э. Баумана. Автор более 150 научных и научно-популярных работ в области баллистики, динамики полета, управления движением летательных аппаратов и истории оружия.
e-mail: alkl@mail.ru

Илюхин Степан Николаевич — ассистент кафедры «Динамика и управление полетом ракет и космических аппаратов» МГТУ им. Н.Э. Баумана. Автор более 20 научных и научно-популярных работ в области баллистики, динамики полета, управления движением летательных аппаратов и истории оружия.
e-mail: iljuchin.stepan@bmstu.ru

Employing functional lead to improve homing system efficiency

© T.A. Kalinovskiy, A.N. Klishin, S.N. Ilyukhin

Bauman Moscow State Technical University, Moscow, 105005, Russia

The paper considers employing two radar seeker types for aircraft guidance. The first one is a seeker equipped with a target tracker featuring synchronous servo drives operating in two perpendicular planes. The second one is a seeker equipped with a zoom lens, which gauges bearing angle components in order to home the aircraft. We compared and analysed simulation results for the case of aircraft equipped with the seekers described above. We show that the zoom lens seeker displays lower guidance quality than a gimbal-mounted seeker; however, this seeker is more efficient economically. In order to expand the hit region when using the zoom lens seeker, we suggest using functional lead, which makes it possible to not only enlarge the hit region but also match the region generated by gimbal-mounted seekers. We demonstrate how to determine functional lead parameters. We present several principles of designing functional lead algorithms and our numerical computation results.

Keywords: homing, aircraft, hit region, functional lead

REFERENCES

- [1] Lysenko L.N. *Navedenie ballisticheskikh raket* [Ballistic missile guidance]. Moscow, BMSTU Publ., 2016.
- [2] Krasilshchikov M.N., Sebryakov G.G., eds. *Upravlenie i navedenie bespilotnykh manevrennykh letatelnykh apparatov na osnove sovremennykh informatsionnykh tekhnologiy* [Guidance and homing for highly manoeuvrable unmanned aerial vehicles based on modern information technology]. Moscow, FIZMATLIT Publ., 2003, 280 p.
- [3] Urskiy B.G., Lyushchanov M.A., Spirin E.P., Solunin V.L. *Osnovy teorii sistem upravleniya vysokotochnykh raketnykh kompleksov sukhoputnykh voysk* [Foundations of guidance system theory for precision missile systems of ground forces]. Moscow, BMSTU Publ., 2001.
- [4] Klishin A.N., Shvyrkina O.S. *Inzhenernyy zhurnal: nauka i innovatsii — Engineering Journal: Science and Innovation*. 2016, iss. 9. DOI: 10.18698/2308-6033-2016-09-1534
- [5] Benevol'skiy S.V., Goncharenko V.I. *Vestnik Samarskogo universiteta. Aero-kosmicheskaya tekhnika, tekhnologii i mashinostroenie — VESTNIK of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*, 2011, no. 2, p. 18.
- [6] Grabin V.V., Krylov I.V. *Optimalnoe i kvazioptimalnoe navedenie letatel'nogo apparata na dvizhushchuyusya tsel* [Optimum and quasi-optimum aircraft homing in on a moving target]. Moscow, BMSTU Publ., 1999, 20 p.
- [7] Zubov N.E., Ryabchenko V.N., Poklad M.N., Efanov D.E., Starovoytov E.I. *Inzhenernyy zhurnal: nauka i innovatsii — Engineering Journal: Science and Innovation*, 2017, iss. 5. DOI: 10.18698/2308-6033-2017-5-1617
- [8] Grumondz V.T., Polishchuk M.A. "Vestnik Moskovskogo Aviatsionnogo Instituta" *Journal (Bulletin of Moscow Aviation Institute)*, 2014, no. 4 (vol. 21), pp. 7–12.
- [9] Siouris G.M. *Missile Guidance and Control Systems*. New York, Springer-Verlag, 2004, vol. 681.

- [10] Kostyukov V.V., Solunin V.L., Shapovalov A.B. *Izvestiya Rossiyskoy akademii raketnykh i artilleriyskikh nauk — Proceedings of the Russian Academy of Missile and Artillery Sciences*, 2017, no. 1 (96), pp. 90–96.
- [11] Mubarakshin R.V. *Osnovy proektirovaniya informatsionno-upravlyaemykh sistem letatelnykh apparatov* [Foundations of aircraft command information system design]. Moscow, Moscow Aviation Institute Publ., 1999.
- [12] Grishin Yu.P., Ipatov V.P., Kazarinov Yu.M., Kolomenskiy Yu.A., Ulyanitskiy Yu.D. *Radiotekhnicheskie sistemy* [Radioengineering systems]. Moscow, Vysshaya Shkola Publ., 1990.
- [13] Verba V.S. *Aviatsionnye komplekсы radiolokatsionnogo dozora i navedeniya. Printsipy postroeniya, problemy razrabotki i osobennosti funktsionirovaniya* [Aviation radar picket and guidance systems. Design principles, development issues and operation specifics]. Moscow, Radiotekhnika Publ., 2014, 528 p.
- [14] Kirsanov A.P. *Avtomatika i telemekhanika — Automation and Remote Control*, 2014, no. 9, p. 144.
- [15] Benevol'skiy S.V. *Oboronnaya tekhnika — Defence technology*, 2007, no. 3–4, pp. 12–16.
- [16] Grabin V.V., A.N. *Oboronnaya tekhnika — Defence technology*, 2003, no. 1–2, pp. 67–71.
- [17] Benevol'skiy S.V. *Obshcherossiyskiy nauchno-tekhnicheskiy zhurnal POLET — All-Russian Scientific-Technical Journal "Polyot" ("Flight")*, 2002, no. 6, p. 54.
- [18] Tolpegin O.A., Lemeshonok T.Yu. *Izvestiya Rossiyskoy akademii raketnykh i artilleriyskikh nauk — Proceedings of the Russian Academy of Missile and Artillery Sciences*, 2016, no. 3 (93), p. 89.
- [19] Klislin A.N. Issledovanie printsipialnoy vozmozhnosti sozdaniya algoritmov navedeniya letatelnykh apparatov na podvizhnye tseli metodom pryamogo samonavedeniya s funktsionalnym uprezhdeniem, dostatochno priblizhennym k metodu proporsionalnogo sblizheniya [Investigating a theoretical possibility of developing aircraft guidance algorithms for hitting moving targets by direct homing with functional lead, a method similar enough to proportional navigation]. *Tezisy dokladov XXVI Gagarinskikh chteniy* [Proc. of 26th Gagarin readings]. Moscow, 2000, p. 77.
- [20] Klislin A.N. Sposob vosstanovleniya postoyannykh parametrov funktsionalnogo uprezhdeniya po kraevym znacheniyam na bortu letatel'nogo apparata [Method for restoring constant parameters of functional lead from boundary values on board the aircraft]. *Tezisy dokladov XXIX Gagarinskikh chteniy* [Proc. of 29th Gagarin readings]. Moscow, 2003, p. 98.

Kalinovskiy T.A., student, Department of Dynamics and Flight Control of Rockets and Spacecraft, Bauman Moscow State Technical University. Specialises in guidance, navigation and control systems of aircraft. e-mail: kalinovskiy.t@mail.ru

Klislin A.N., Assoc. Professor, Department of Dynamics and Flight Control of Rockets and Spacecraft, Bauman Moscow State Technical University. Author of over 150 scientific and popular science publications in the fields of ballistics, flight dynamics, guidance, navigation and control of aircraft, and armament history. e-mail: alkl@mail.ru

Ilyukhin S.N., Assistant Lecturer, Department of Dynamics and Flight Control of Rockets and Spacecraft, Bauman Moscow State Technical University. Author of over 20 scientific and popular science publications in the fields of ballistics, flight dynamics, guidance, navigation and control of aircraft, and armament history. e-mail: iljuchin.stepan@bmstu.ru