

РАЗРАБОТКА СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА В УСЛОВИЯХ ДИСКРЕТНОСТИ ВХОДНЫХ СИГНАЛОВ, ПОСТУПАЮЩИХ НА УПРАВЛЯЮЩИЕ ОРГАНЫ

Е.В. Заболотская

zaboloskayaev@gmail.com

SPIN-код: 3119-3327

М.Д. Никанорова

rnikanorova@gmail.com

SPIN-код: 8253-0948

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

Аннотация

Составлены два закона управления летательным аппаратом класса «земля-земля» на участке самонаведения. Первый закон управления справедлив для аппарата в условиях дискретных входных сигналов, поступающих на управляющие органы. Вторым законом является модификацией первого при условии дискретности работы органов управления по крену. Вторым закон был разработан для устранения некоторых проблем, возникших при использовании первого закона управления. Проведен сравнительный анализ результатов моделирования полета с рассмотренными законами управления. Наглядно продемонстрировано, что первый закон управления характеризуется худшим качеством наведения, чем второй, но при этом такой закон проще в реализации.

Ключевые слова

Летательный аппарат, точность, система управления, дискретность, самонаведение, зона попадания, наведение, головка самонаведения

Поступила в редакцию 29.03.2019

© МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2019

Функционирование современных систем управления беспилотных летательных аппаратов (БПЛА) основано на работе бортовых цифровых вычислительных машин (БЦВМ), которые выполняют требуемые вычисления на основании результатов текущих измерений, поступающих от датчиков и устройств, входящих в систему управления летательного аппарата (ЛА).

Для рассматриваемого в этой работе ЛА информация поступает с головки самонаведения (ГСН) [1] в виде изображения. Изображение передается по пропускному каналу Манчестера, пропускная способность которого невелика (ГОСТ Р 52070–2003), следовательно, на получение изображения для получения координат цели, по которым происходит наведение, необходимо время, так что дискретности в управлении с помощью отклонения рулей не избежать.

Необходимо построить закон управления ЛА с учетом ограниченной поступающей на борт информации и проанализировать, как дискретность управления аппаратом влияет на точность и формируемые зоны попаданий. Для проведения моделирования полета разработана математическая модель пространственного движения ЛА. В процессе ее формирования были приняты следующие допущения:

- кривизна и вращение Земли не учитываются в процессе полета ЛА в силу того, что перемещение ЛА относительно Земли не превышает 40...50 км;
- полет происходит в стандартной атмосфере (ГОСТ 4401–81);
- ЛА — абсолютно жесткое тело с неизменной массой;
- цель представляет собой материальную точку;
- аэродинамические характеристики ЛА полностью определены и зависят от числа Маха, углов атаки и скольжения;
- ветер задается функционально в соответствии с ГОСТ 24728–81 (принимается широту 140° и долготу 30°);
- связь между угловыми скоростями и углами тангажа, рыскания и крена осуществляется с помощью параметров Родриго — Гамильтона;
- система управления ЛА безынерционная;
- ограничения на поворот управляющих органов составляют $\pm 15^\circ$;
- допустимый промах 15 м.

Начальные условия рассматриваемого полета:

- высота начала этапа самонаведения $H = 10\,450$ м;
- начальная скорость $V_0 = 1190$ м/с;
- угол тангажа $\nu = -62^\circ$;
- углы рысканья, крена, атаки, скольжения на момент начала движения равны нулю;
- угловые скорости по осям x , y , z равны нулю.

В процессе работы были использованы нормальная земная, связанная, а также скоростная системы координат (СК).

Ветер учитывался как функциональная добавка к составляющим скорости.

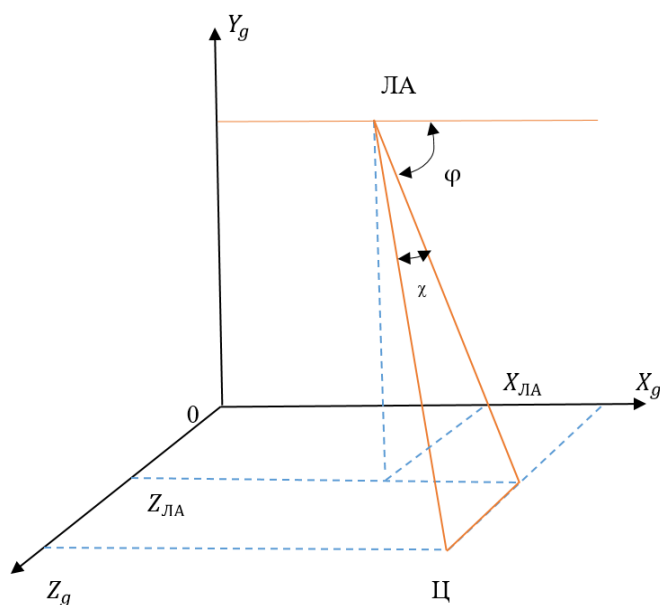


Рис. 1. Углы наклона линии визирования

Наведение ЛА происходит с помощью оптической ГСН, на основе информации об изменении составляющих линии визирования ($\dot{\phi}$ — в вертикальной плоскости и $\dot{\chi}$ — в горизонтальной).

Уравнения управления, на основе которых осуществляется стабилизация и наведение ЛА, имеют следующий вид [2]:

$$\begin{aligned}\delta_B &= K_{1B}K_{\phi}K_{KB}\dot{\phi} - K_{2B}\dot{\phi} \\ \delta_H &= K_{1H}K_{\chi}K_{KH}\dot{\chi} - K_{2H}\dot{\chi}; \\ \delta_e &= -K_{1e}\dot{\gamma} - K_{2e}\gamma,\end{aligned}$$

где K_{ϕ}, K_{χ} — коэффициенты метода наведения; K_{KB}, K_{KH} — коэффициенты усиления блока формирования управляющих сигналов; $K_{1B}, K_{1H}, K_{1e}, K_{2B}, K_{2H}, K_{2e}$ — коэффициенты уравнений управления, определяющиеся в каждый момент времени как функции вектора состояния ЛА.

Также стоит отметить неточность определения координат по изображению, связанную с тем, что количество пикселей на метр при наших условиях было меньше единицы. Это учитывалось добавлением вариационной надбавки к координатам цели, что вносило свои коррективы в составляющие угла визирования.

$$\begin{aligned}x_c &= x_c + \text{var}_x; \\ y_c &= y_c + \text{var}_y.\end{aligned}$$

Здесь $\text{var}_x, \text{var}_y$ — случайные значения в интервале $\left(-\frac{n_f}{l_f}; \frac{n_f}{l_f}\right)$, где n_f —

размер используемого файла в пикселях, а l_f — в метрах.

Расчет эквивалентных углов отклонения осуществляется не на каждом шаге интегрирования, а только по результатам измерений координат цели, поступающих на БЦВМ в результате обработки изображения, полученного ГСН. То есть шаг в расчете рулей — время передачи изображения с оптической головки самонаведения, рассчитанное исходя из данных ГОСТ Р 52070–2003 «Интерфейс магистральной последовательной системы электронных модулей» о пропускной способности канала Манчестера и из размеров полученного головкой изображения.

Размер изображения рассчитывается на основе характеристик оптической головки самонаведения (угла раствора) и размеров полного изображения. Полученные по результатам вычислений эквивалентные углы отклонений остаются неизменными все время передачи последующего изображения.

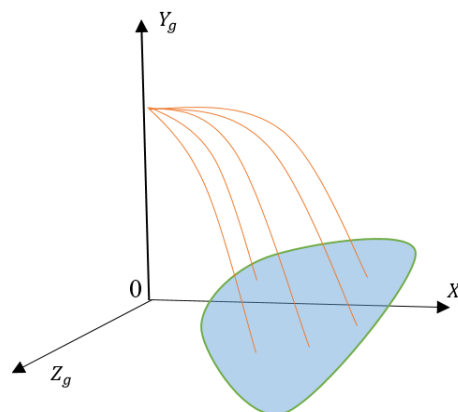


Рис. 2. Формирование зоны попаданий ЛА

В ходе работы был проведен анализ изменения зон попаданий при учете указанных выше поправок. Принцип формирования зон попаданий пояснен с помощью рис. 2. При анализе данных с разными размерами поступающего для обработки файла была выявлена закономерность, приведенная в табл. 1.

Таблица 1

Характеристика зон и сравнение их с опорными при различных размерах полученного с ГСН файла изображения

| Размер файла, Мб | Площадь зоны, м ² | Совпадение, % |
|-------------------|------------------------------|---------------|
| 0 (исходная зона) | 5760535 | 100 |
| 10 | 5608510 | 97,36 |
| 20 | 5352230 | 92,91 |
| 40 | 4507830 | 78,25 |
| 60 | 3883220 | 67,41 |
| 80 | 3254770 | 56,50 |
| 90 | 2678475 | 46,49 |

Для иллюстрации решения поставленной задачи приведем графические зависимости некоторых величин, полученных в процессе расчета (рис. 3–5).

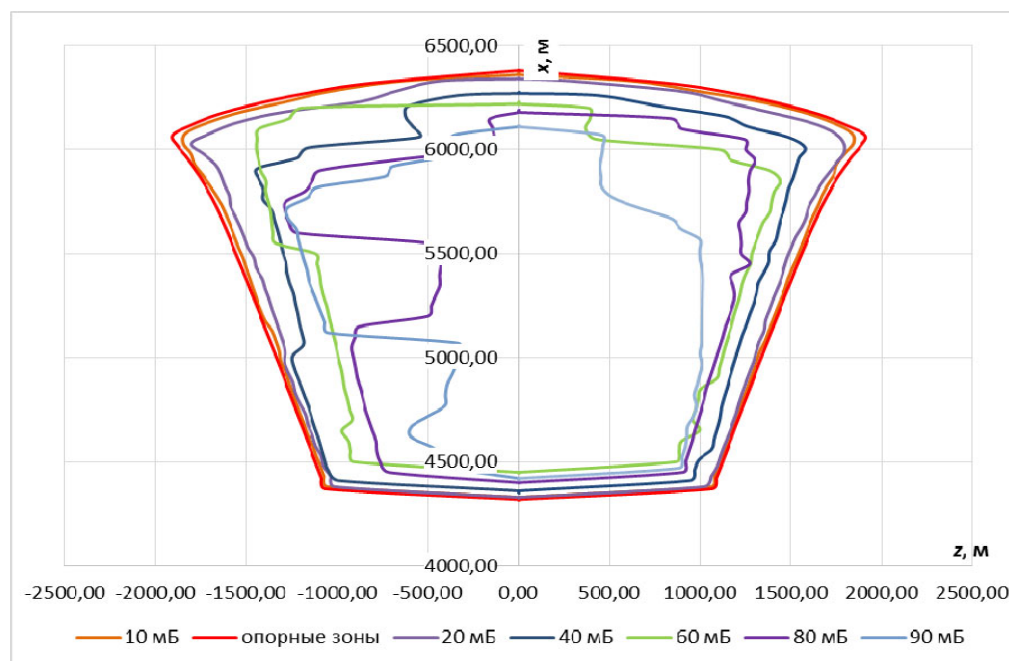


Рис. 3. Зоны попадания ОТР при различных размерах подгружаемого файла

При коррекции с помощью файлов небольшого размера зоны попаданий, как видно на рис. 2, изменяются мало. Однако в этом случае точность нахождения координат цели сильно снижается. Из-за вынужденно-вводимой вариации

онной надбавки ухудшается точность результатов вычисления составляющих угла визирования, что в нашем случае на точности наведения отражается слабо из-за того, что рассматриваемый корректируемый участок небольшой. Однако при расчете больших участков полета могут возникнуть проблемы.

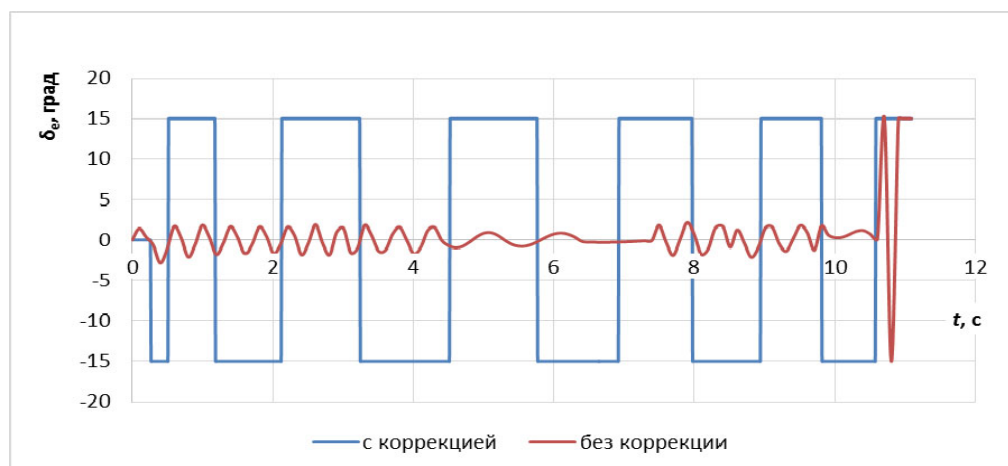


Рис. 4. Сравнение зависимостей эквивалентных углов отклонения рулей по каналу крена с коррекцией и без нее



Рис. 5. Зависимости угла крена от времени для различных законов управления

При использовании файлов большего размера (т. е. с большим разрешением картинки, получаемой с головки самонаведения) с вариационной надбавкой проблем нет, но зоны, помимо того что заметно уменьшаются в размерах, принимают довольно причудливую форму.

Это связано в первую очередь с особенностями математической модели: при увеличении угла крена до 90° параметры Родриго — Гамильтона не могут далее работать корректно, из-за чего, как видно на рис. 5, происходят интенсивные колебания аппарата по крену, что сильно сказывается на точности попадания в цель (рис. 6).

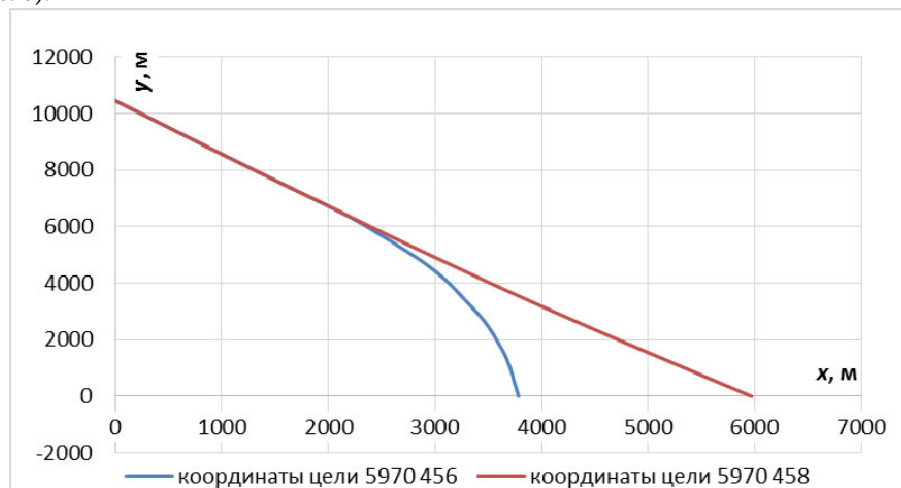


Рис. 6. Траектории при корректно и некорректно рассчитываемом угле крена

Скачки угла крена могут произойти в любой момент (из-за резких скачков эквивалентного угла по соответствующему каналу). Этим, а также сложным ветром и могут объясняться резкие обрывы в зонах попаданий.

Исходя из вышесказанного, предложенный метод не является универсальным, в некоторых случаях, результаты, достигаемые с его помощью, не соответствуют элементарным критериям качества. Таким образом, полученный закон управления требует уточнения.

Данный закон управления был скорректирован таким образом, что эквивалентные углы отклонений по каналу рысканья и тангажа остаются неизменными все время передачи изображения, а эквивалентный угол по каналу крена остается неизменным в течении 0.003, после чего обнуляется. Результаты вычислений по данному закону управления представлены в табл. 2.

Таблица 2

Характеристика зон и сравнение их с опорными при различных размерах подгружаемого файла для скорректированного закона управления

| Размер файла, Мб | Площадь зоны, м ² | Совпадение, % |
|-------------------|------------------------------|---------------|
| 0 (исходная зона) | 5760535 | 100 |
| 10 | 5652740 | 98,12 |
| 40 | 5414350 | 93,99 |
| 80 | 4980650 | 86,46 |
| 120 | 4582600 | 79,55 |
| 200 | 3805370 | 66,06 |
| 250 | 3443210 | 59,77 |

Приведем некоторые графические зависимости (рис. 7–9).

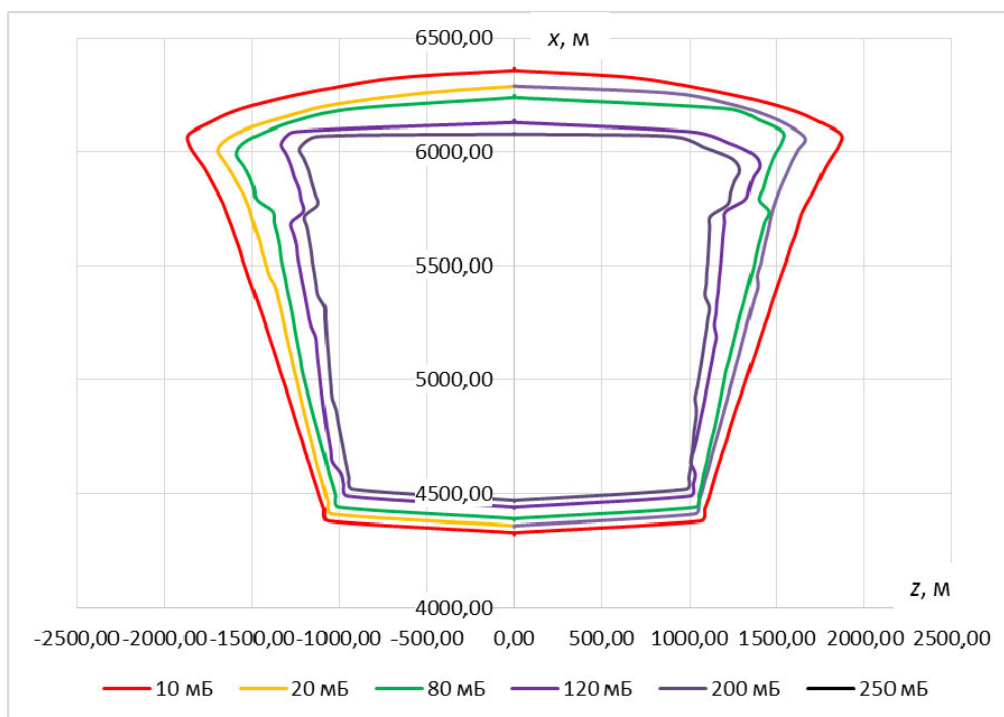


Рис. 7. Зоны попадания ОТР при различных размерах файла для скорректированного закона управления

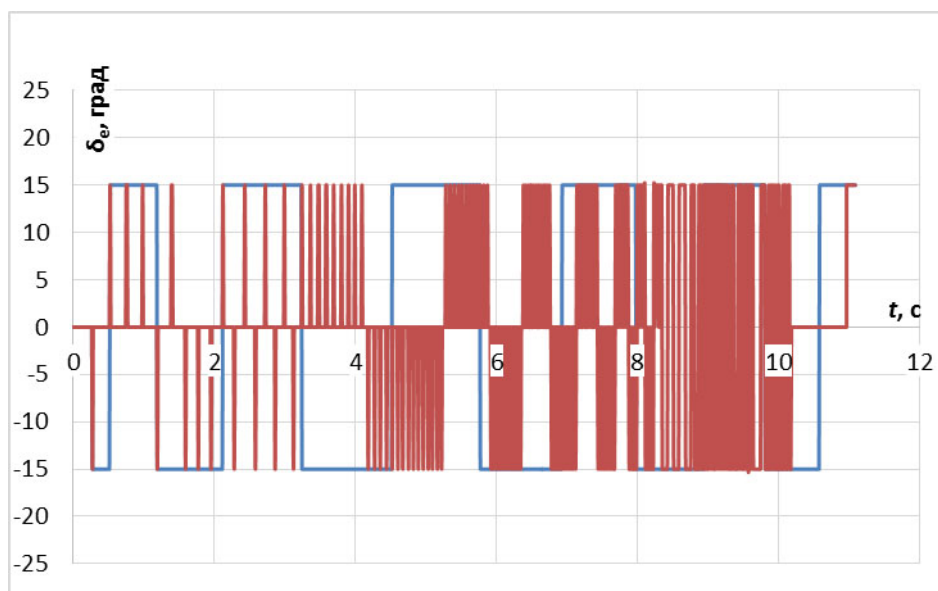


Рис. 8. Сравнение зависимостей эквивалентных углов отклонения рулей по каналу крена с коррекцией закона управления и без



Рис. 9. Сравнение зависимости угла крена от времени при скорректированном и нет законе управления

При сравнительном анализе полученных областей попаданий (см. рис. 3 и 7) можно отметить, что за счет изменений управления по каналу крена при использовании второго закона управления, угол крена ведет себя более рационально (см. рис. 9), чем при использовании первого. Это приводит к увеличению качества зон.

Так как разрешение передаваемого изображения меньше влияет на качество зон, удалось увеличить размер возможного передаваемого изображения почти в 3 раза (критерием тут является уменьшение площади зоны в 2 раза) и, соответственно, увеличить разрешение изображения примерно в 1,5 раза, что, в свою очередь, во многих случаях может исключить влияние вариационной надбавки на вычисление составляющих угла визирования.

Таким образом, при небольшом разрешении файла и невысокой дальности полета можно использовать первый закон управления, так как в этом случае он дает допустимую точность. Во всех остальных случаях лучше использовать второй закон управления.

Литература

- [1] Калиновский Т.А., Клишин А.Н., Илюхин С.Н. Использование функционального упреждения для повышения эффективности систем самонаведения. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2018, № 10. DOI: 10.18698/2308-6033-2018-10-1812 URL: <http://engjournal.ru/catalog/arise/adb/1812.html>
- [2] Лебедев А.А., Карабанов В.А. Динамика систем управления беспилотными летательными аппаратами. М., Машиностроение, 1965.
- [3] Илюхин С.Н., Клишин А.Н. Оценка производительности бортового вычислителя беспилотного летательного аппарата при реализации процесса наведения. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2018, № 7. DOI: 10.18698/2308-6033-2018-7-1781 URL: <http://engjournal.ru/catalog/arise/adb/1781.html>

- [4] Грабин В.В., Клишин А.Н. Некоторые особенности организации процесса цифрового моделирования ЛА по сложным траекториям. *Оборонная техника*, 2003, № 1–2, с. 67–71.
- [5] Дмитриевский А.А., Лысенко Л.Н. Внешняя баллистика. М., Машиностроение, 2005.
- [6] Илюхин С.Н., Клишин А.Н., Швыркина О.С. Спутниковое навигационно-баллистическое обеспечение в задаче повышения точности инерциальной навигационной системы. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2016, № 9. DOI: 10.18698/2308-6033-2016-9-1532 URL: <http://engjournal.ru/catalog/arise/adb/1532.html>
- [7] Лысенко Л.Н. Наведение баллистических ракет. М., Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2016.
- [8] Илюхин С.Н., Топорков А.Г., Корянов В.В. и др. Актуальные аспекты разработки системы управления перспективными беспилотными летательными аппаратами. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2015, № 9. DOI: 10.18698/2308-6033-2015-9-1450 URL: <http://engjournal.ru/catalog/arise/adb/1450.html>
- [9] Koryanov V.V., Kokuytseva T.V., Toporkov A.G., et al. Concept development of control system for perspective unmanned aerial vehicles. *MATEC Web Conf.*, 2018, vol. 151, art. 04010. DOI: 10.1051/mateconf/201815104010 URL: <http://engjournal.ru/catalog/arise/adb/1450.html>
- [10] 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>

Заболотская Елизавета Владимировна — студентка кафедры «Динамика и управление полетом ракет и космических аппаратов», МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, Российская Федерация.

Никанорова Маргарита Дмитриевна — студентка кафедры «Динамика и управление полетом ракет и космических аппаратов», МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, Российская Федерация.

Научный руководитель — Клишин Алексей Николаевич, кандидат технических наук, доцент кафедры «Динамика и управление полетом ракет и космических аппаратов», МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, Российская Федерация.

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

DEVELOPMENT OF THE AIRCRAFT CONTROL SYSTEM IN TERMS OF DISCRETENESS OF INPUT SIGNALS ON CONTROL ORGANS

E.V. Zabolotskaya

zaboloskayaev@gmail.com

SPIN-code: 3119-3327

M.D. Nikanorova

rnikanorova@gmail.com

SPIN-code: 8253-0948

Bauman Moscow State Technical University, Moscow, Russian Federation

Abstract

The two laws of control of the ground-to-ground class aircraft in the homing phase have been compiled. The first control law is valid for the device in terms of discrete input signals on control organs. The second law is a modification of the first under the condition of discreteness of operation of the roll control organs. The second law was developed to eliminate some of the problems encountered when using the first control law. A comparative analysis of the results of flight simulation with the considered control laws was carried out. It is demonstrated that the first control law is characterized by a worse quality of guidance than the second, but at the same time such a law is simpler to implement.

Keywords

Aircraft, accuracy, control system, discreteness, homing, hit zone, guidance, homing head

Received 29.03.2019

© Bauman Moscow State Technical University, 2019

References

- [1] Kalinovskiy T.A., Klishin A.N., Ilyukhin S.N. Employing functional lead to improve homing system efficiency. *Inzhenernyy zhurnal: nauka i innovatsii* [Engineering Journal: Science and Innovation], 2018, no. 10. DOI: 10.18698/2308-6033-2018-10-1812 URL: <http://engjournal.ru/catalog/arise/adb/1812.html> (in Russ.).
- [2] Lebedev A.A., Karabanov V.A. Dinamika sistem upravleniya bespilotnymi letatel'nymi apparatami [Dynamics of control system for unmanned vehicle]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1965 (in Russ.).
- [3] Ilyukhin S.N., Klishin A.N. On-board computer efficiency evaluation of unmanned aerial vehicles (UAV) when implementing the targeting process. *Inzhenernyy zhurnal: nauka i innovatsii* [Engineering Journal: Science and Innovation], 2018, no. 7. DOI: 10.18698/2308-6033-2018-7-1781 URL: <http://engjournal.ru/catalog/arise/adb/1781.html> (in Russ.).
- [4] Grabin V.V., Klishin A.N. Some special aspects of organizing digital simulation process of vehicle at complex trajectory. *Oboronnaya tekhnika*, 2003, no. 1–2, pp. 67–71 (in Russ.).
- [5] Dmitrievskiy A.A., Lysenko L.N. Vneshnyaya ballistika [External ballistics]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 2005 (in Russ.).
- [6] Ilyukhin S.N., Klishin A.N., Shvyrkina O.S. 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. DOI: 10.18698/2308-6033-2016-9-1532 URL: <http://engjournal.ru/catalog/arise/adb/1532.html> (in Russ.).

- [7] Lysenko L.N. Navedenie ballisticheskikh raket [Ballistic missile guidance]. Moscow, Bauman MSTU Publ., 2016 (in Russ.).
- [8] Ilyukhin S.N., Toporkov A.G., Koryanov V.V., et al. Actual aspects of control system development for advanced unmanned aerial vehicles. *Inzhenernyy zhurnal: nauka i innovatsii* [Engineering Journal: Science and Innovation], 2015, no. 9. DOI: 10.18698/2308-6033-2015-9-1450 URL: <http://engjournal.ru/catalog/arse/adb/1450.html> (in Russ.).
- [9] Koryanov V.V., Kokuytseva T.V., Toporkov A.G., et al. Concept development of control system for perspective unmanned aerial vehicles. *MATEC Web Conf.*, 2018, vol. 151, art. 04010. DOI: 10.1051/mateconf/201815104010
URL: <http://engjournal.ru/catalog/arse/adb/1450.html>
- [10] Platunova A.V., Klishin A.N., Ilyukhin S.N. Special aspects of adaptive control law for high-precision aircraft. *Inzhenernyy vestnik* [Engineering bulletin], 2016, no. 10. URL: <http://engsi.ru/doc/851360.html> (in Russ.).

Zabolotskaya E.V. — Student, Department of Dynamics and Flight Control of Rockets and Spacecraft, Bauman Moscow State Technical University, Moscow, Russian Federation.

Nikanorova M.D. — Student, Department of Dynamics and Flight Control of Rockets and Spacecraft, Bauman Moscow State Technical University, Moscow, Russian Federation.

Scientific advisor — Klishin A.N., Cand. Sc. (Eng.), Assoc. Professor, Department of Dynamics and Flight Control of Rockets and Spacecraft, Bauman Moscow State Technical University, Moscow, Russian Federation.

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