

Система управления летательного аппарата на основе априорной информации о положении цели

© О.С. Швыркина, А.Н. Клишин

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

В связи с актуальностью создания летательных аппаратов, которые осуществляют управление в цель в автоматическом режиме с заданной погрешностью, рассмотрена система управления летательного аппарата, реализующая самонаведение на конечном участке траектории. В качестве источника информации о положении цели предложено использовать широко распространенные радиолокационные головки самонаведения с двумя измерительными каналами — угломерным и дальномерным. Отмечена возможность нарушения работы головок самонаведения при наличии различных естественных и искусственных помех, в связи с чем точность попадания значительно уменьшается. Поэтому поставлена задача создания систем наведения, позволяющих осуществить наведение с требуемым качеством в условиях радиолокационного противодействия противника. Для этого рассмотрен способ восстановления утраченной информации, когда информационной базой служат неискаженные иные измерения. Составлены алгоритмы управления движением заданной ракеты на конечном участке траектории, которые демонстрируют эффективность разработанного комплекса.

Ключевые слова: летательный аппарат, точность, система управления, помехи

Введение. В условиях ведения современной войны повышаются требования к точности действия ракетных комплексов, в том числе в тактическом ракетном вооружении.

При движении современных тактических ракет по сложным небаллистическим траекториям реализуются значительные перегрузки, связанные с необходимыми маневрами при подходе к цели. Для повышения точности подобных ракет существенной является реализация на конечном участке траектории самонаведения [1–3]. Активно совершенствуются алгоритмы самонаведения, способствующие постоянному повышению качества наведения. В связи с этим распространение получили радиолокационные головки самонаведения с двумя измерительными каналами — угломерным и дальномерным. Зная дальность и угловое положение цели, системой наведения, согласно соответствующим алгоритмам, формируются требуемые команды управления [4–6].

Серьезным недостатком активной радиолокационной системы самонаведения является возможность нарушения ее работы вследствие различных искусственных помех: активных и пассивных, применение которых обязательно в условиях ведения войны между ин-

дустриально развитыми странами [7–10]. В связи с этим наибольшую значимость приобретает задача по созданию систем наведения, позволяющих осуществлять наведение с требуемым качеством в условиях радиолокационного противодействия противника.

Для улучшения помехозащищенности радиосистем уменьшают ширину диаграммы направленности антенны координатора цели и длительность импульсов передатчика, применяют специальные схемы автоматического сопровождения цели по дальности. При этом приемник работает только в те моменты, когда ожидается прием отраженных от цели импульсов, отсеивая мешающие сигналы от «посторонних» объектов [11–12].

Иногда для улучшения помехоустойчивости радиосигналы передатчика кодируют с последующим дешифрированием принимаемых от цели сигналов в радиолокационном приемнике. Кроме того, применяют некоторые специальные устройства, которые могут устранять или значительно ослаблять сигналы пассивных помех (селекция подвижных целей и др.). Не исключены и иные сбои в работе системы наведения, в результате которых информация с какого-либо измерительного канала не поступает в систему наведения ракеты или искажается до неприемлемого для обработки уровня.

Цель работы — анализ способа восстановления недостающей информации, утраченной или не поступившей из-за противодействия противника либо сбоя в работе элементов контура наведения, и формирование алгоритма управления летательного аппарата. Информативной базой для восстановления информации служат неискаженные иные измерения.

Описание работы головки самонаведения. В рассматриваемой

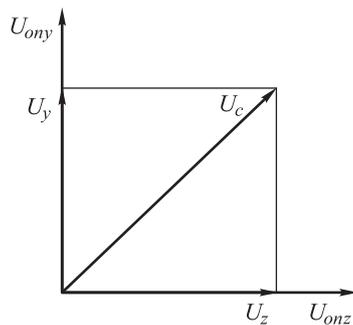


Рис. 1. Векторная диаграмма опорных напряжений и сигнала рассогласования:

U_{ony} , U_{onz} — проекции продольного и бокового направлений управляющих сигналов; U_c — вектор суммарного управляющего сигнала

задаче на участке самонаведения ракета управляется по трем каналам, а непосредственно наведение осуществляется по двум каналам: тангажа и курса. По крену ракета стабилизируется. Разложение сигнала ошибки на две составляющие выполняется фазовыми коммутаторами курса и тангажа. Фазовый коммутатор (или детектор) — это электронное устройство, сравнивающее фазы двух входных сигналов равных или близких частот. На входе фазового детектора подаются два сигнала, фазы которых нужно сравнить, на выходе, как правило, формируется сигнал напряжения, пропорциональный разности фаз

входных сигналов [13–15]. Управляющие сигналы U_y и U_z (рис. 1) с выхода радиолокационного координатора поступают в бортовую цифровую вычислительную машину (БЦВМ), которая преобразует поступающую информацию и вырабатывает команды управления в соответствии с заданным методом наведения.

В зависимости от метода наведения в БЦВМ поступают данные об угловых перемещениях цели, дальностях, изменениях этих параметров. Вся эта информация может быть получена как от головки самонаведения, которая отслеживает положение цели, постоянно изменяющееся относительно ракеты, так и с выхода фазовых коммутаторов.

Сигналы управления с БЦВМ поступают на автоматическое устройство управления, которое с помощью специальных приводов осуществляет управление рулями и таким образом разворачивает ракету в нужном направлении [16].

Для обеспечения самонаведения ракеты на борту установлена антенна, состоящая из облучателя и отражателя (рефлектора) специальной формы. Внутреннюю поверхность отражателя иногда называют зеркалом антенны, поскольку она выполняет ту же роль, что и зеркало обычного прожектора, но уже не для световых лучей, а для радиоволн.

Облучатель может быть выполнен в виде вибратора или рупора. При передаче он излучает на рефлектор электромагнитные колебания, а при приеме — улавливает отраженные от рефлектора радиосигналы. Облучатель помещается в фокальной плоскости (в плоскости фокуса) параболического отражателя [17].

Если отражатель антенны жестко связать с корпусом ракеты, то единственным источником информации о положении цели будут фазовые коммутаторы. В этом случае выходные напряжения фазовых коммутаторов подаются непосредственно на автоматическое устройство для управления рулями тангажа и курса. Однако антенны на корпусе ракеты жестко крепятся очень редко, потому что при случайных колебаниях ракеты или при резких маневрах цели на малых дистанциях цель может выйти из поля зрения координатора и ракета потеряет управление.

Для того чтобы избежать потери цели, антенную систему устанавливают на стабилизированной платформе. При поворотах ракеты антенна сохраняет направление на цель неизменным. Подобная конструкция значительно повышает качественные характеристики ракетного комплекса в целом [18].

Для работы системы самонаведения измерение дальности до цели необязательно, однако автоматическое сопровождение (измерение) цели по дальности во многих случаях целесообразно, так как позволяет существенно повысить качество наведения. Во-первых, дальность до цели может быть использована БЦВМ для решения задачи

встречи при некоторых методах наведения и для приведения к боевой готовности (взведение) взрывателя. Во-вторых, при наличии многих целей в поле зрения координатора необходимо наводить ракету только на одну заранее намеченную цель, т. е. селектированную (выбранную) цель. Для этого в систему наведения следует ввести схему селектора по дальности, пропускающую в приемник только сигналы, приходящие из узкого участка пространства (по дальности), в котором находится выбранная цель [19]. Таким образом, почти исключается попадание в координатор сигналов от других целей, что повышает надежность работы системы самонаведения в целом.

Для наведения ракеты на выбранную цель необходимо постоянно следить за целью, т. е. сопровождать. Перед сопровождением нужно найти цель, а затем захватить ее по угловым координатам и дальности. Поэтому координатор цели сначала работает в режиме поиска по угловым координатам [20].

При поиске антенная система поворачивается в определенных пределах, просматривая достаточно большой сектор пространства. Одновременно с обзором до или после захвата цели по угловым координатам проводится автоматический поиск цели по дальности. В результате происходит захват цели и по дальности. С этого момента начинается автоматическое сопровождение цели. При сопровождении цели сигналы ошибки по углам, необходимые для наведения ракеты, будут вырабатываться по селектированной цели.

Математическая модель. На примере гипотетического летательного аппарата рассмотрим систему наведения, в которой происходит восстановление утраченной информации, необходимой для качественного функционирования контура наведения. Для проведения анализа движения летательного аппарата разработан программный комплекс на языке программирования C++.

Проанализируем траекторию номинального движения (рис. 2). На участке наведения измеряют параметры: текущее расстояние до цели (r) и угол визирования (φ), необходимые для наведения. Угол визирования — это угол между направлением на цель и нормалью к поверхности Земли. Дальность d до цели является характеристикой, заданной в полетном задании.

На участке самонаведения управление реализуется с помощью аэродинамических рулей по методу пропорционального наведения. При этом коэффициенты параметров системы управления адаптивны к изменению параметров вектора состояния ракеты.

Основная часть. Для участка самонаведения сформированы массивы опорных данных, связавшие изменение расстояния до цели с углом визирования при движении по траекториям для различных дальностей расположения цели. На основании опорных массивов

сформирована система опорных функциональных зависимостей — основ алгоритма восстановления информации. На основании полученных зависимостей разработан конкретный алгоритм управления движением ракеты на конечном участке траектории. Результаты моделирования движения по вышеуказанному алгоритму представлены на рис. 3.

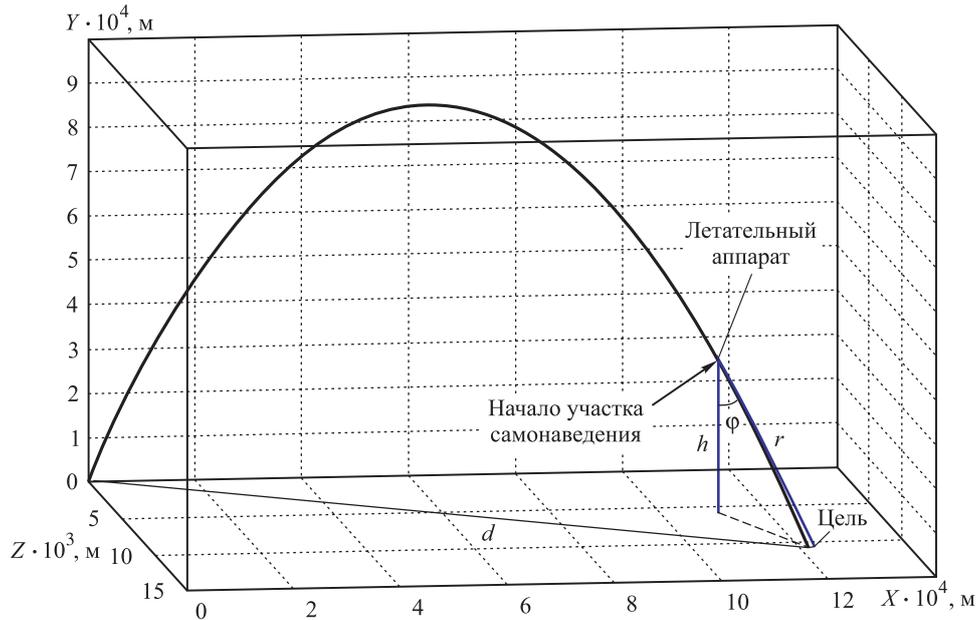


Рис. 2. Траектория номинального движения

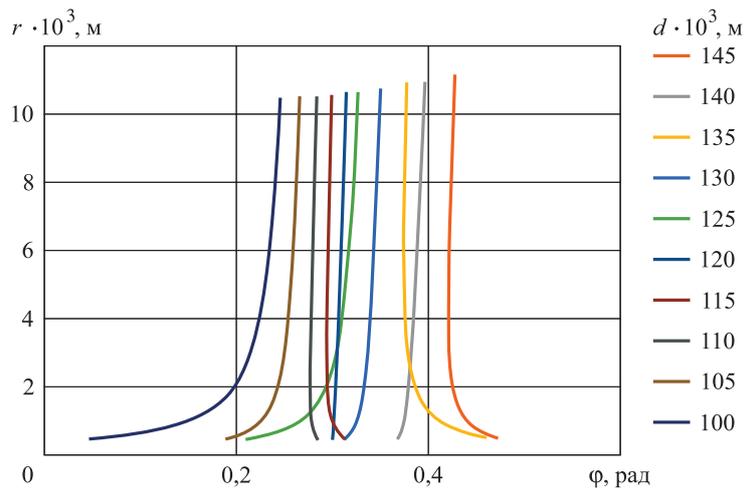


Рис. 3. Зависимость дальности до цели от угла визирования

Особенности движения ракеты до участка самонаведения вносят существенный разброс в параметры вектора состояния ракеты, соответствующие его началу. Для учета этого необходимо ввести эмпирические зависимости, связывающие значения угла визирования и дальности до цели на участке самонаведения. Предлагаем полином четвертой степени, описываемый уравнением

$$r = a_4\varphi^4 + a_3\varphi^3 + a_2\varphi^2 + a_1\varphi + a_0. \quad (1)$$

Текущее расстояние до цели r является функцией угла визирования, а коэффициенты $a_0 \dots a_4$ уравнения определяются в зависимости от дальности цели, заданной в полетном задании (табл. 1).

Таблица 1

Коэффициенты, соответствующие различным дальностям до цели

Дальность $d \cdot 10^3, \text{ м}$	a_4	a_3	a_2	a_1	a_0
140	2,10095E+07	-1,95216E+08	6,74542E+08	-1,02887E+09	5,86398E+08
130	2,40236E+07	-2,52619E+08	9,88742E+08	-1,70956E+09	1,10494E+09
125	2,47267E+07	-2,73371E+08	1,12590E+09	-2,04977E+09	1,39558E+09
120	2,68188E+07	-3,17036E+08	1,39554E+09	-2,71479E+09	1,97450E+09
105	2,83177E+07	-3,87929E+08	1,98094E+09	-4,47382E+09	3,77946E+09

Получены эмпирические зависимости для каждого из коэффициентов исходя из дальности положения цели, определенной в полетном задании:

$$a_4 = (1,7277E - 05)d^3 + (-4,7328E + 00)d^2 + (2,8532E + 05)d^1 + (-6,0021E + 09);$$

$$a_3 = (-3,3870E - 05)d^3 + (11,2716E + 00)d^2 + (-1,1280E + 06)d^1 + (2,8908E + 10);$$

$$a_2 = (1,8155E - 05)d^3 + (-6,4733E + 00)d^2 + (7,2582E + 05)d^1 + (-2,3877E + 10);$$

$$a_1 = (-3,5513E - 06)d^3 + (1,3220E + 00)d^2 + (-1,5744E + 05)d^1 + (5,6785E + 09);$$

$$a_0 = (2,1362E - 07)d^3 + (-0,0825E + 00)d^2 + (1,0329E + 04)d^1 + (-3,9360E + 08).$$

Такие зависимости целесообразно использовать, когда информация с дальномерного канала головки самонаведения не поступает или искажена. В этих случаях по данным угломерного канала определяется значение дальности до цели с приемлемой для качества наведения точностью, а восстановленная информация используется в управлении ракетой.

Предлагаем второй способ осуществления наведения: определение поправок угла визирования при фиксированных коэффициентах эмпирической зависимости. Если принять управление на дальность 140 км за номинальное, то коэффициенты уравнения (1) будут соответствовать следующим значениям: $a_4 = 2,10095E+07$, $a_3 = -1,95216E+08$, $a_2 = 6,74542E+08$, $a_1 = -1,02887E+09$, $a_0 = 5,86398E+08$. Для наведения на цель, смещенную от заданной дальности, необходимо ввести поправку угла визирования, которая смещает кривую $r(\varphi)$ в боковом направлении. Зависимость требуемых значений поправок данного угла от дальности цели представлена на рис. 4.

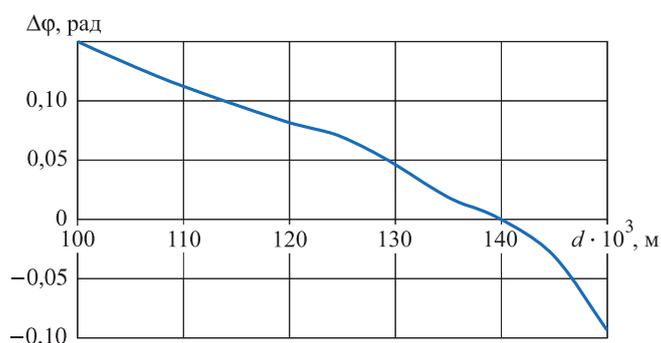


Рис. 4. Зависимость поправок угла визирования от дальности расположения цели

Уравнение

$$\Delta\varphi = (-2,4609E-15)d^3 + (8,6666E-10)d^2 + (-1,04568E-04)d^1 + (4,4029E+00)$$

представляет зависимость изменения поправок угла визирования от дальности расположения цели.

Для оценки точности наведения ракеты проведем сравнение с наведением без утраты информационных составляющих. Промах ракеты с номинальным наведением, а также промах с наведением, при котором дальность до цели восстанавливается через полученные эмпирические зависимости, представлен в табл. 2.

В результате проведенных исследований определено, что точность наведения уменьшается, но остается приемлемой на всем диапазоне технической зоны поражения. Первый способ определения дальности состоит из шести эмпирических зависимостей, в то время как второй способ — только из двух, поэтому второй способ менее подвержен ошибкам, связанным с ошибками полинома.

Точность наведения сильно зависит от точности эмпирических уравнений, связывающих дальность с углами визирования. Работа с коэффициентами уравнений позволяет значительно повысить качество наведения.

Промач ракеты при разных методах наведения

Дальность $d \cdot 10^3$, м	Промач, м		
	Номинальное наведение	Способ восстановления	
		Первый	Второй
145	70	36	2
140	53	13	2
135	8	45	55
130	54	21	69
125	67	97	10
120	58	65	18
115	69	79	6
110	70	67	22
105	69	22	63
100	69	31	11

Если принять, что цель смещена от данных полетного задания, то зависимость дальности до цели от угла визирования имеет вид, представленный на рис. 5.

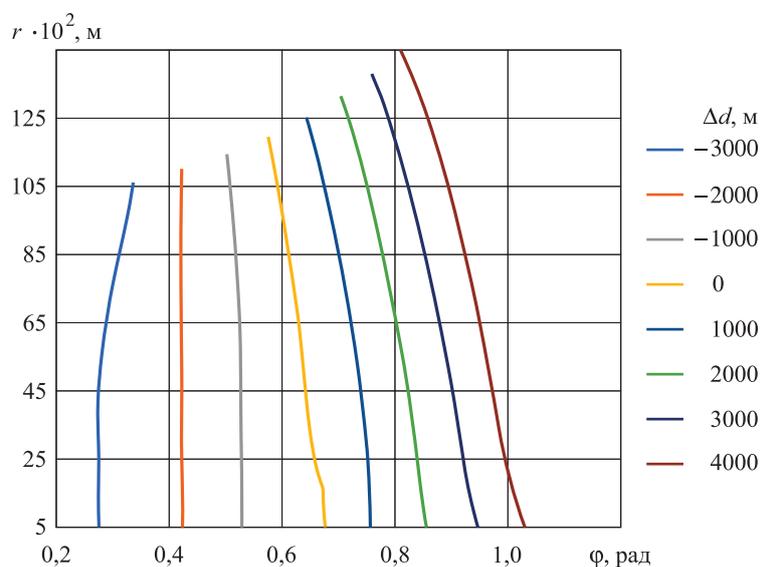


Рис. 5. Зависимость дальности до цели от угла визирования

По аналогии с предложенным ранее вторым способом предлагаем зависимость поправок угла визирования от смещения цели относительно полетного задания:

$$\Delta\varphi_H = (3,0047E - 09)\Delta d^2 + (-9,5289E - 04)\Delta d^1 + (75,3697E + 00). \quad (2)$$

В момент начала участка наведения на цель ракета получает уточненные значения положения цели. По формуле (2) определяется дополнительная поправка угла визирования. Результаты сравнения наведения при номинальном наведении и при использовании способа восстановления информации представлены в табл. 3.

Таблица 3

Промах ракеты при смещении цели от данных полетного задания

Дальность $d \cdot 10^3$, м	Промах, м	
	При номинальном наведении	При восстановленной информации
150	26	56
149	3	0,09
148	9	2
147	0,15	43
146	79	61
145	99	9
144	63	18
143	3	2

По данным табл. 3 видно, что сформированный алгоритм наведения позволяет обеспечивать хорошую точность и возможность осуществлять качественное наведение на цель при отсутствии информации с дальномерного канала.

Заключение. Для участка самонаведения сформированы массивы опорных данных, связавшие изменение расстояния до цели с углом визирования при движении по траекториям для различных дальностей расположения цели. На основании опорных массивов разработана система опорных функциональных зависимостей, которые стали основой алгоритма восстановления информации. По полученным зависимостям составлены два алгоритма управления движением ракеты на конечном участке траектории.

Для случая подвижной и маневренной цели предложен алгоритм формирования поправок угла визирования относительно смещения координат цели от данных полетного задания для расчета дальности до цели.

Предлагаемые алгоритмы восстановления данных позволяют качественно восстановить необходимую для нормального функционирования системы наведения информацию и фактически осуществлять автоматическое сопровождение цели по дальности. Объединение полученных зависимостей обеспечит с хорошей точностью наведение на цель на всем диапазоне дальностей при отсутствии информации

с дальномерного канала или при наличии помех. Кроме того, не требуются существенные затраты на внедрение алгоритма в борт ракеты.

Проведенное исследование показало состоятельность рассмотренного подхода наведения и раскрыло смысл дальнейшего исследования в целях определения общего подхода к восстановлению необходимой информации во время движения летательного аппарата.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Усачев В.А., Голов Н.А., Кудрявцева Н.В. Перспективные технические решения и тенденции развития радиоэлектронных систем наведения для высокоточного оружия класса «Воздух—Поверхность». *Наука и образование: научное издание МГТУ им. Н.Э. Баумана*, 2011, № 10.
URL: <http://technomag.edu.ru/doc/245950.html> (дата обращения 13.01.2018).
- [2] Бакут П.А. *Вопросы статической теории радиолокации*. Москва, Сов. радио, 1963, 420 с.
- [3] Соколов Н.Л., Орлов Д.А. Проектно-баллистические исследования проблемы спуска космических аппаратов в атмосфере Марса. *Вестник Московского авиационного института*, 2016, № 1, с. 98–106.
- [4] Tewari A. *Advanced control of aircraft, spacecraft and rockets*. Department of Aerospace Engineering Indian Institute of Technology, Kanpur, India, 2011, 436 p.
- [5] Акиншин Р.Н., Старожук Е.А., Андреев А.В. Оценка влияния помех на достоверность координатной информации радиолокационного датчика бортовой информационной системы управляемого боеприпаса. *Научный вестник ГосНИИГА*, 2015, № 11, с. 33–44.
- [6] Сихарулидзе Ю.Г. *Баллистика и наведение летательных аппаратов*. Москва, Изд-во «БИНОМ. Лаборатория знаний», 2011, 407 с.
- [7] Корянов В.В., Казаковцев В.П. Методы расчета параметров движения спускаемых аппаратов. *Естественные и технические науки*, 2014, № 9–10, с. 179–184.
- [8] Kharisov E., Gregory I., Cao C., Novakimyan N. Adaptive control law for flexible space launch vehicle and proposed plan for flight test validation. *AIAA Guidance, Navigation and Control Conference and Exhibit*, 2008, no. 7128, pp. 20–36.
- [9] Беневольский С.В. Возможность реализации терминального наведения ЛА на всем активном участке траектории. *Общероссийский научно-технический журнал «Полет»*, 2002, № 6, с. 54–60.
- [10] Лебедев А.А., Карабанов В.А. *Динамика систем управления беспилотными летательными аппаратами*. Москва, Машиностроение, 1965, 528 с.
- [11] Johnson С.Е. *Adaptive control of combustion instabilities using real-time modes observation*. Georgia Institute of Technology, 2006, 208 p.
- [12] Лукин К.Г., Павлов Д.В., Петров М.Н. Разработка алгоритма коррекции показаний БИНС при помощи астронавигационной системы. *Вестник Новгородского государственного университета*, 2013, № 75, с. 31–34.
- [13] Корянов В.В. Исследование динамики движения спускаемого аппарата при жесткой посадке на поверхность планеты. *Общероссийский научно-технический журнал «Полет»*, 2010, № 1, с. 42–49.
- [14] Лысенко Л.Н., Бетанов В.В., Звягин Ф.В. *Теоретические основы баллистика-навигационного обеспечения космических полетов*. Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2014, 518 с.

- [15] Mingzhe H., Xiaoling L., Guangren D. Adaptive block dynamic surface control for integrated missile guidance and autopilot. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2013, no. 26 (3), pp. 741–750.
- [16] Кириллов С.Н., Токарь А.Д. Эффективный алгоритм наведения объекта управления на маневрирующие воздушные цели. *Вестник РГРТУ*, 2008, № 24, с. 33–38.
- [17] Johnson E., Calise A., Corban J. Adaptive guidance and control for autonomous launch vehicles. *AIAA J. of Guidance, Control and Dynamics*, 1998, no. 6, vol. 21, pp. 867–875.
- [18] Казаковцев В.П., Жилейкин В.Д. *Обработка стрельб*. Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2009, 27 с.
- [19] 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 (57). URL: <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2016-09-1534> (дата обращения 20.10.2017).
- [20] Солунин В.Л., ред. *Основы теории систем управления высокоточных ракетных комплексов Сухопутных войск*. Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2001, 328 с.

Статья поступила в редакцию 14.05.2018

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

Швыркина О.С., Клишин А.Н. Система управления летательного аппарата на основе априорной информации о положении цели. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2018, вып. 8. <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2018-8-1791>

Швыркина Ольга Сергеевна — аспирантка кафедры «Динамика и управление полетом ракет и космических аппаратов» МГТУ им. Н.Э. Баумана.
e-mail: bonjour15@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.

Aircraft guidance system based on prior information on the target location

© O.S. Shvyrkina, A.N. Klishin

Bauman Moscow State Technical University, Moscow, 105005, Russia

Developing aircraft that navigates towards the target automatically within a given margin of error is an urgent issue. Hence, the paper considers an aircraft guidance system that implements terminal homing guidance. As a source of data on target location, we propose using popular radar seekers featuring two instrument channels: a goniometer and an altitude meter. We note that clutter or jamming will interfere with seeker operation and, as a result, significantly decrease the accuracy of the hit. This is why there exists an objective to develop guidance systems ensuring that the desired homing accuracy will be possible when the enemy adopts radar countermeasures. In order to implement this, we consider a method of restoring lost data using other, uncorrupted measurements as an information base. We designed terminal guidance algorithms for a given missile that show the efficiency of the system developed.

Keywords: aircraft, homing accuracy, guidance system, interference

REFERENCES

- [1] Usachev V.A., Golov N.A., Kudryavtseva N.V. *Nauka i obrazovanie: nauchnoe izdanie MGTU im. N.E. Baumana — Science and Education: Scientific Edition of Bauman MSTU*, 2011, no. 10. Available at: <http://technomag.edu.ru/doc/245950.html> (accessed January 13, 2018).
- [2] Bakut P.A. *Voprosy statisticheskoy teorii radiolokatsii* [Problems of statistical radiolocation theory]. Moscow, Sovetskoe Radio Publ., 1963, 420 p.
- [3] Sokolov N.L., Orlov D.A. “*Vestnik Moskovskogo aviatsionnogo instituta*” *Journal (Bulletin of Moscow Aviation Institute)*, 2016, no. 1, pp. 98–106.
- [4] Tewari A. *Advanced control of aircraft, spacecraft and rockets*. Department of Aerospace Engineering Indian Institute of Technology, Kanpur, India, 2011, 436 p.
- [5] Akinshin R.N., Starozhuk E.A., Andreev A.V. *Nauchnyy vestnik GosNIIGA — Scientific Bulletin of the State Scientific Research Institute of Civil Aviation (GosNIIGA)*, 2015, no. 11, pp. 33–44.
- [6] Sikharulidze Yu.G. *Ballistika i navedenie letatelnykh apparatov* [Aircraft ballistics and guidance]. Moscow, BINOM, Laboratoriya Znaniy Publ., 2011, 407 p.
- [7] Koryanov V.V., Kazakovtsev V.P. *Estestvennye i tekhnicheskie nauki — Natural and technical sciences*, 2014, no. 9–10, pp. 179–184.
- [8] Kharisov E., Gregory I., Cao C., Hovakimyan N. Adaptive control law for flexible space launch vehicle and proposed plan for flight test validation. *AIAA Guidance, Navigation and Control Conference and Exhibit*, 2008, no. 7128, pp. 20–36.
- [9] Benevol'skiy S.V. *Obshcherossiyskiy nauchno-tekhnicheskiy zhurnal POLET — All-Russian Scientific-Technical Journal “Polyot” (“Flight”)*, 2002, no. 6, pp. 54–60.
- [10] Lebedev A.A., Karabanov V.A. *Dinamika sistem upravleniya bespilotnymi letatelnyimi apparatami* [Guidance system dynamics for unmanned aircraft]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1965, 528 p.
- [11] Johnson C.E. *Adaptive control of combustion instabilities using real-time modes observation*. Georgia Institute of Technology, 2006, 208 p.

- [12] Lukin K.G., Pavlov D.V., Petrov M.N. *Vestnik Novgorodskogo gosudarstvennogo universiteta — Vestnik of Yaroslav the Wise Novgorod State University*, 2013, no. 75, pp. 31–34.
- [13] Koryanov V.V. *Obshcherossiyskiy nauchno-tekhnicheskiy zhurnal POLET — All-Russian Scientific-Technical Journal “Polyot” (“Flight”)*, 2010, no. 1, pp. 42–49.
- [14] Lysenko L.N., Betanov V.V., Zvyagin F.V. *Teoreticheskie osnovy ballistiko-navigatsionnogo obespecheniya kosmicheskikh poletov* [Theoretical foundations of ballistics and navigation support of space missions]. Moscow, BMSTU Publ., 2014, 518 p.
- [15] Mingzhe H., Xiaoling L., Guangren D. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2013, no. 26 (3), pp. 741–750.
- [16] Kirillov S.N., Tokar A.D. *Vestnik RGRU — Scientific and Technical Journal “Vestnik of Ryazan State Radio Engineering University”*, 2008, no. 24, pp. 33–38.
- [17] Johnson E., Calise A., Corban J. *AIAA J. of Guidance, Control and Dynamics*, 1998, no. 6, vol. 21, pp. 867–875.
- [18] Kazakovtsev V.P., Zhileykin V.D. *Obrabotka strelb.* [Live-fire trial result processing]. Moscow, BMSTU Publ., 2009, 27 p.
- [19] Klishin A.N., Shvyrkina O.S. *Inzhenernyy zhurnal: nauka i innovatsii — Engineering Journal: Science and Innovation*, 2016, iss. 9 (57). Available at: <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2016-09-1534> (accessed October 20, 2017).
- [20] Solunin V.L., ed. *Osnovy teorii sistem upravleniya vysokotochnykh raketnykh kompleksov Sukhoputnykh voysk* [Foundations of guidance system theory for ground forces precision rocket systems]. Moscow, BMSTU Publ., 2001, 328 p.

Shvyrkina O.S., post-graduate student, Department of Dynamics and Flight Control of Rockets and Spacecraft, Bauman Moscow State Technical University.
e-mail: bonjour15@mail.ru

Klishin 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, aircraft motion guidance and armament history.