

Методика оценки точности определения параметров движения воздушной цели в условиях скрытного наблюдения за ней

Закота А.А.*, Ефанов В.В., Гунькина А.С.*****

Военный учебно-научный центр Военно-воздушных сил «Военно-воздушная академия имени профессора Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина», ул. Старых Большевиков, 54а, Воронеж, 394064, Россия

**e-mail: 500vvs@rambler.ru*

***e-mail: efanov55@mail.ru*

****e-mail: volan100@mail.ru*

Статья поступила 23.11.2020

Аннотация

Скрытность работы пассивных локационных станций обеспечивает высокую выживаемость в боевых условиях из-за затруднения их обнаружения и создания помех. Однако в отличие от активной локации пассивная не позволяет получить дальность до объекта по данным приема сигналов только одной станции. Разработан способ определения параметров движения воздушной цели в режиме скрытного ее наблюдения на основе маневрирования истребителя-перехватчика, алгоритмы определения параметров движения целей при различных гипотезах их движения.

Проведена оценка точностных характеристик алгоритмов определения параметров движения целей на основе моделирования и проведения экспериментальных работ.

Ключевые слова: способ определения параметров движения воздушной цели, алгоритмы определения параметров движения целей, точностные характеристики.

Введение

В настоящее время при применении авиационной группировки в эшелон подавления противовоздушной обороны (ПВО) в обязательном порядке включаются самолеты, оборудованные специальной аппаратурой радиоэлектронной борьбы, что позволяет значительно снизить, а иногда свести к нулю эффективность средств ПВО [1-5]. Для устранения влияния средств радиоэлектронной борьбы (РЭБ) на некоторых самолетах-истребителях четвертого поколения предусмотрен алгоритм действия прицельно-навигационного комплекса в случае утери информации о дальности и скорости цели, получаемой по активному каналу [6]. Так, в системе вооружения истребителя-перехватчика четвертого поколения для обеспечения работы системы управления вооружением в сложной помеховой обстановке, когда использование БРЛС становится затруднительным, а иногда и невозможным, предусмотрено определение дальности и скорости цели с использованием тепlopеленгатора [7-8]. При этом используется так называемый кинематический метод определения дальности (КМОД) [9-11]. Однако ему присущ ряд недостатков, основными из которых являются:

- большие методические ошибки в определении дальности и скорости сближения истребителя с целью;

- перерасход боекомплекта из-за необходимости пуска ракет по воздушной цели, которая, как предполагается, может находиться на одной из двух опорных высот, при этом рекомендуется производить пуск двух или четырех ракет.

Способ определения параметров движения воздушных целей в условиях скрытного наблюдения за ними

Суть метода заключается в косвенном определении параметров движения цели на основе осуществления дискретных засечек цели через равные промежутки времени в процессе сближения летательных аппаратов, выдерживании скорости сближения при осуществлении первых двух засечек, изменении скорости сближения при третьей засечки, определении базовых расстояний пролетаемых летательным аппаратом между угловыми засечками, определении параметров движения цели на основе полученных зависимостей при гипотезе движения цели с постоянной скоростью, с ускорением, по криволинейной траектории, определении момента выдачи команды на разрешение применения оружия в условиях скрытного наблюдения за целью на основе сравнения параметров сближения летательного аппарата с целью с заданными значениями зон возможных пусков различных видов оружия [12-13]. При этом особенность движения цели определяется на основе анализа угловых положений цели с заданными значениями в дискретные временные интервалы [14-17].

Методика оценки точности определения параметров движения воздушной цели в условиях скрытного наблюдения за ней

Методика основана на поэтапном определении оценок параметров траектории воздушной цели (ВЦ) и специальной организации процесса измерений. Результаты

измерений в течение отрезка времени ΔT обрабатываются, определяются параметры движения ВЦ, оценивается их погрешность, при недопустимой величине погрешности обрабатывается следующая группа N_1 измерений за период времени ΔT и т.д. до достижения требуемой точности определения дальности ВЦ.

Укрупненная функциональная схема методики дана на рисунке 1.

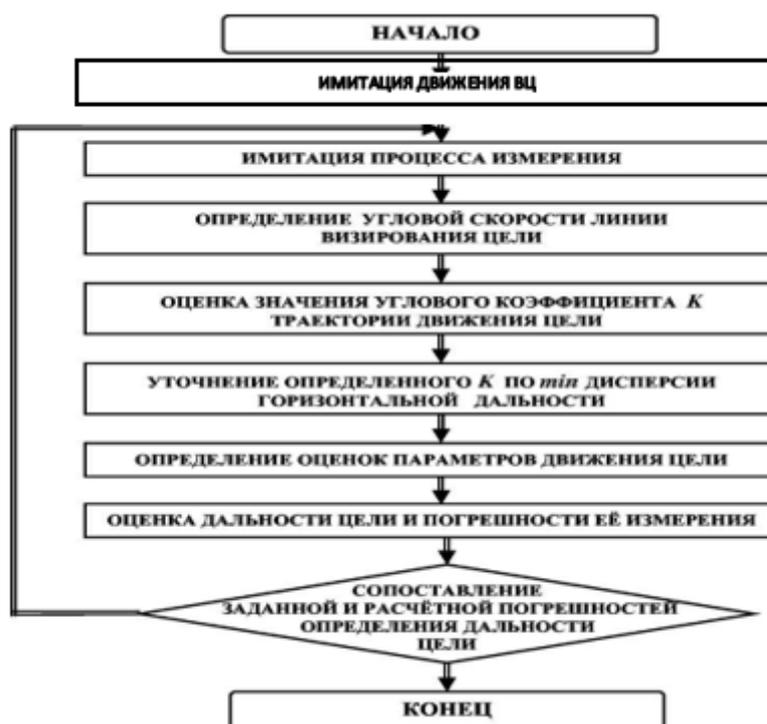


Рисунок 1 – Структурно-логическая схема методики оценивания точности определения параметров движения воздушной цели при скрытном наблюдении за ней

Методика обеспечивает имитацию движения ВЦ – расчет массивов её координат $x_{Mi}, y_{Mi}, i = \overline{1, N_1}$; имитацию процесса измерений – расчет массивов точных и содержащих случайные погрешности значений углов пеленга $\beta_{ucmi}, \beta_i, i = \overline{1, N_1}$; предварительное сглаживание измерений и определение угловой скорости линии визирования ВЦ, что позволяет приближенно определить диапазон возможных

значений K ; идентификацию параметров движения ВЦ при различных значениях K в выявленном диапазоне и выбор величины оценки K по минимуму дисперсии неадекватности вычисленных значений горизонтальной дальности ВЦ x_i ; определение параметров движения дальности ВО D при выбранном K ; оценку «погрешности» измерения дальности D по разбросу расчётных значений при различном количестве измерений угла пеленга; повторение цикла вычислений с увеличением на N_1 числом измерений в случае превышения разброса оценок дальности D заданного значения погрешности её определения [18].

Исходными данными при проведении расчетов являются параметры траектории движения ВЦ x_0, y_0, K, V ; величина ускорения носителя a ; интервалы времени между измерениями Δt ; число измерений в группе N_1 ; суммарное предельное число измерений N , СКО результатов измерений пеленга ВЦ σ_β .

Задача решается при допущениях и упрощениях, принятых при разработке алгоритма сглаживания результатов визирования подвижного ВЦ, с одним лишь различием – движение носителя полагается равноускоренным ($a > 0$) [19].

При тестировании было принято, что интервал времени между измерениями $\Delta t = 0.5c$, а $\sigma_\beta = 0.5 \text{ град}$. Результаты сглаживания показали, что:

- МНК применим в данном случае;
- значения β_i , полученные в результате аппроксимации, слабо зависят от

выбора величины углового коэффициента K траектории ВЦ (рисунок 2), где приведены зависимости $\beta(t)$ при варьировании K от -4 до +4 и истинная зависимость

$\beta_{ист}(t)$;

- при рациональном выборе величины K (в соответствии с указанной процедурой) расхождения аппроксимационной зависимости $\hat{\beta}(t)$ и истинной зависимости незначительны (рисунок 3);

- погрешности аппроксимации $\Delta\beta$ на порядок меньше погрешностей измерения $\Delta\beta_i$, (рисунок 4).

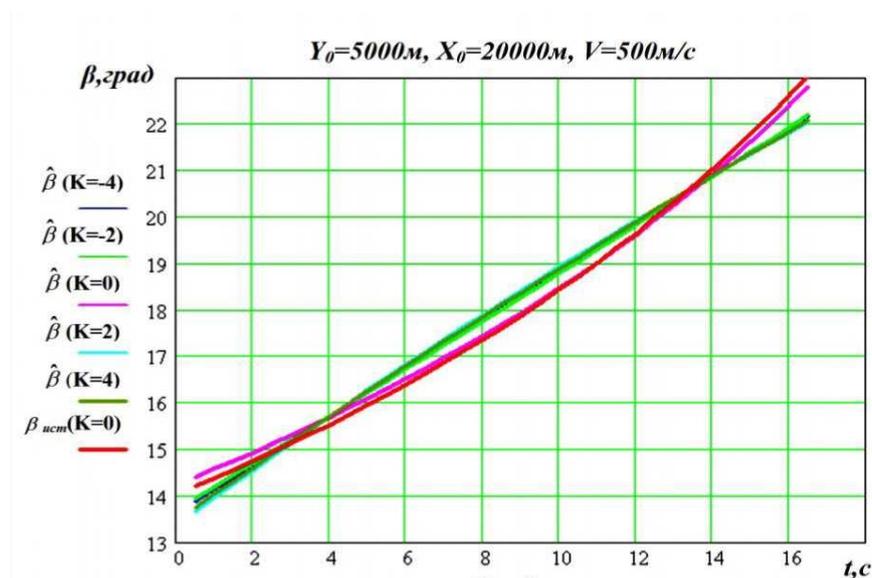


Рисунок 2 – Вид зависимостей $\beta(t)$ при варьировании K от -4 до +4 и истинная зависимость $\beta_{ист}(t)$

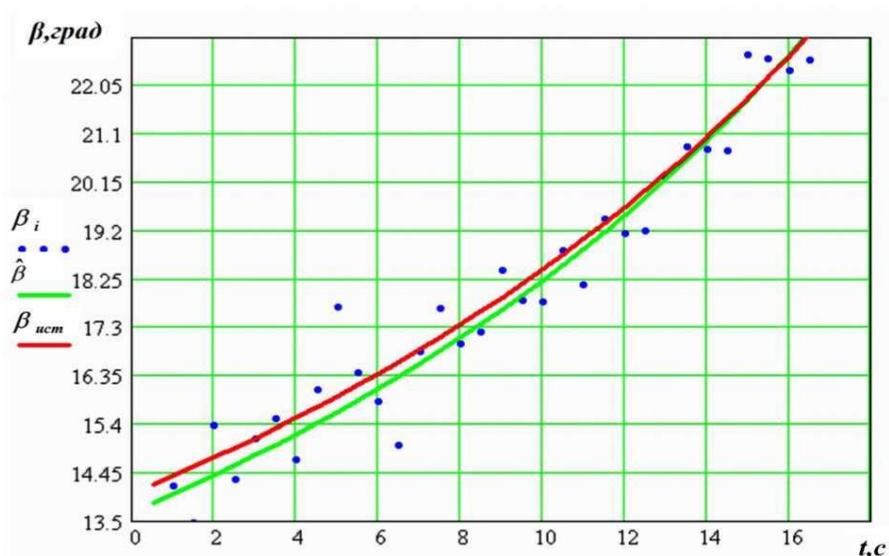


Рисунок 3 – Вид расхождений аппроксимационной зависимости $\hat{\beta}(t)$ и истинной зависимости

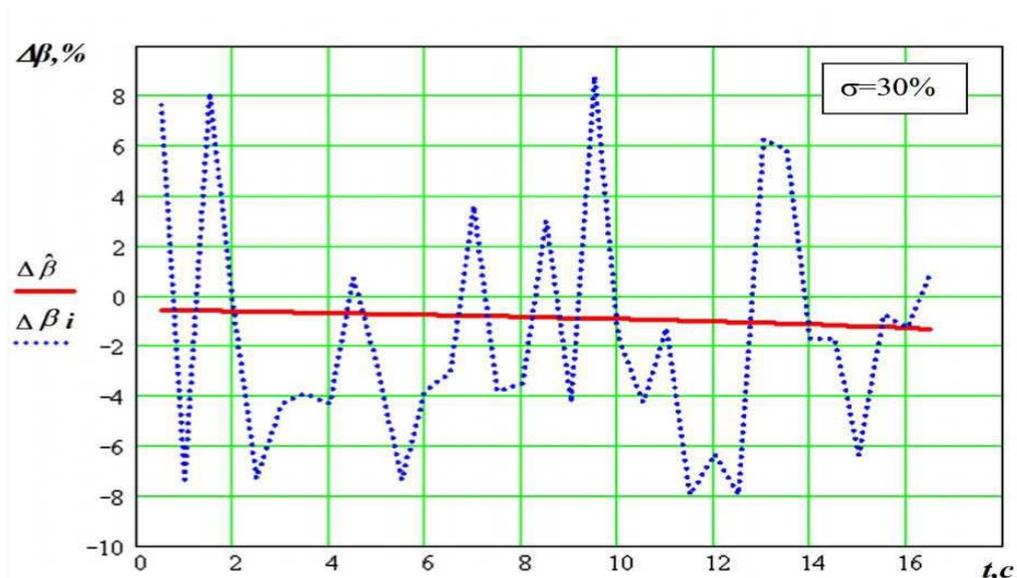


Рисунок 4 – Вид отношений погрешности аппроксимации $\Delta\beta$ относительно погрешностей измерения $\Delta\beta_i$

Следует отметить, что низкий уровень погрешностей при сглаживании достигается при существенных вариациях коэффициентов аппроксимационной зависимости, обусловленных различиями в реализациях процесса измерения, неточностями определения коэффициента K и т.д. Этот факт свидетельствует о невозможности непосредственного использования представленного алгоритма для

оценивания параметров траектории ВЦ, несмотря на его несомненную применимость при фильтрации результатов измерений [20].

Результаты тестирования методики представлены ниже. На рисунке 5 приведены результаты 8 реализаций определения дальности при проведении измерений угла визирования ВЦ с погрешностью, характеризуемой величиной $3\sigma_\beta = 9'$ группами по 10 замеров. Скорость сближения с ВЦ в момент времени составляет $t=0$, $V = 200$ м/с, ускорение $a = 5$ м/с², интервал времени между замераами $\Delta t = 0.1$ с. На рисунке 6 приведены аналогичные данные при дополнительном сглаживании, накопленные к каждому моменту времени совокупности определения дальности с интервалом 1 с ($N_1 = 10$; $\Delta t = 0.1$ с; $\Delta T = 1$ с).

Погрешности ε_R оценок дальности этих серий измерений представлены на рисунках 5, 6.

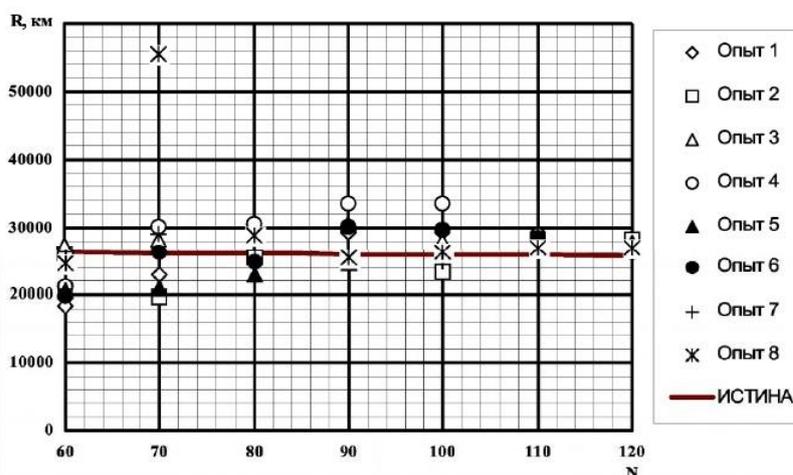


Рисунок 5 – Результаты реализаций определения дальности при проведении измерений угла визирования ВО с погрешностью, характеризуемой величиной $3\sigma_\beta = 9'$

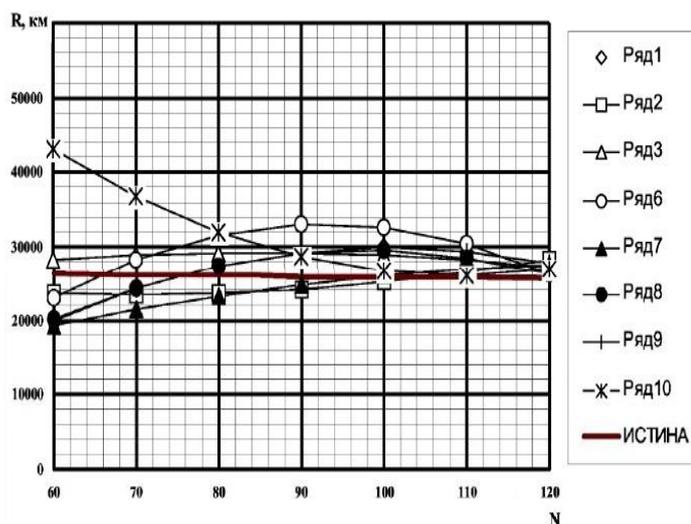


Рисунок 6 – Результаты реализаций определения дальности при дополнительном сглаживании

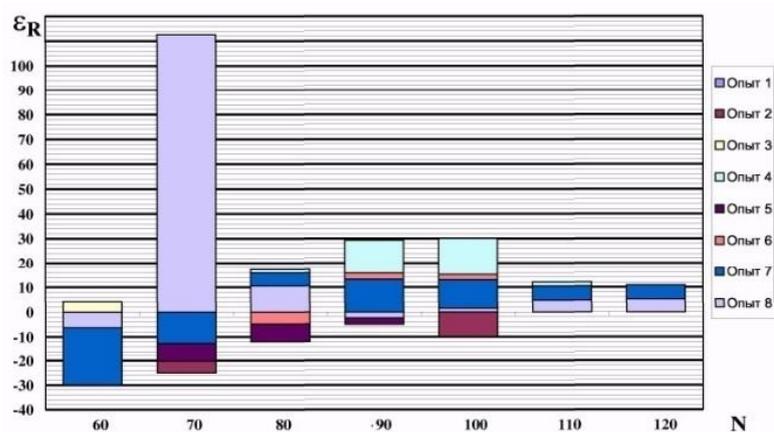


Рисунок 7 – Погрешности оценок дальности измерений при проведении измерений угла визирования ВО с погрешностью, характеризуемой величиной $3\sigma_{\beta} = 9'$

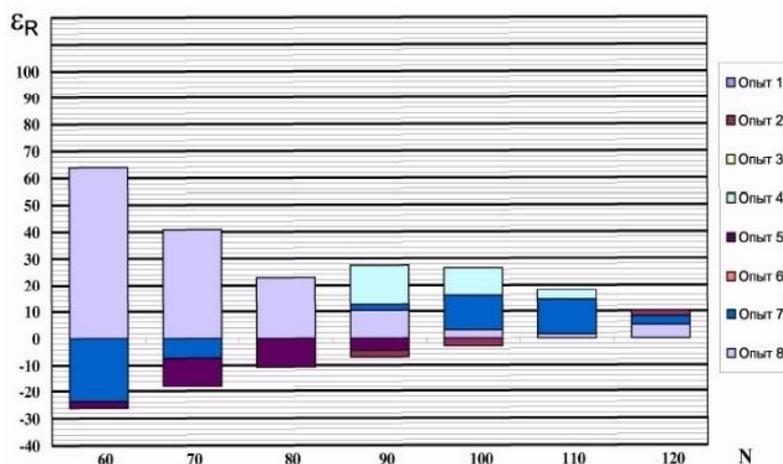


Рисунок 8 – Погрешности оценок дальности измерений при дополнительном сглаживании

Видно, что по мере увеличения числа измерений погрешность определения дальности падает и достигает величины около 10% при исходной структуре алгоритма и менее 10% при дополнительном сглаживании накопленных итоговых на каждую секунду процесса измерений. Снижение погрешности измерений угла визирования ВЦ до величины порядка $6\sigma_\beta = 9'$ приводит к незначительному повышению точности оценки дальности, что иллюстрируют рисунке 9, 10. При использовании дополнительного сглаживания итоговых на каждую секунду результатов (рисунок 8) $\varepsilon_R \approx 7\%$.

Наиболее сильное влияние на результаты определения дальности оказывают: величина ускорения носителя a и интервал времени между измерениями Δt (или количество измерений N) – рисунок 11, рисунок 12.

По данным зависимостям $\varepsilon_R(a)$ и $\varepsilon_R(\Delta t)$ можно определить рациональные пределы значений a и Δt .

Результаты отработки и исследования базового алгоритма оценивания дальности подвижного ВО свидетельствуют о повышенной его чувствительности к точности и объёму используемой информации. Физической причиной этого эффекта следует считать относительно малый размер синтезируемого масштабного линейного интервала для дальности («дальномерной базы»), имеющего величину порядка $\frac{aT^2}{2}$, где T – время измерения.

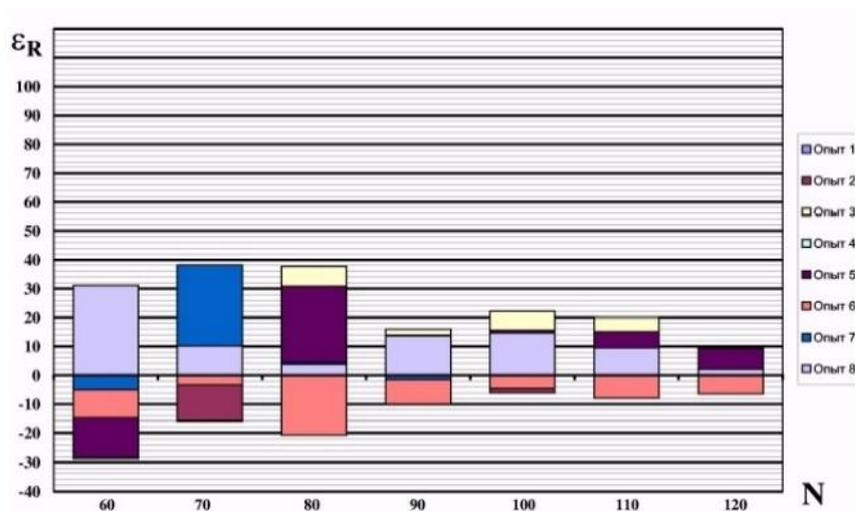


Рисунок 9 – Погрешности оценок дальности измерений при проведении измерений угла визирования ВО с погрешностью, характеризуемой величиной $6\sigma_\beta = 9'$

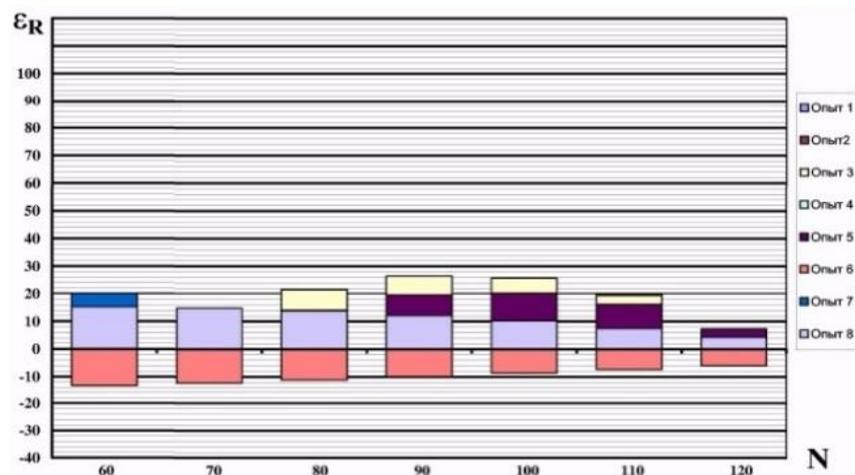


Рисунок 10 – Погрешности оценок дальности измерений при с погрешностью измерения угла, характеризуемой величиной $6\sigma_\beta = 9'$ и дополнительным сглаживанием

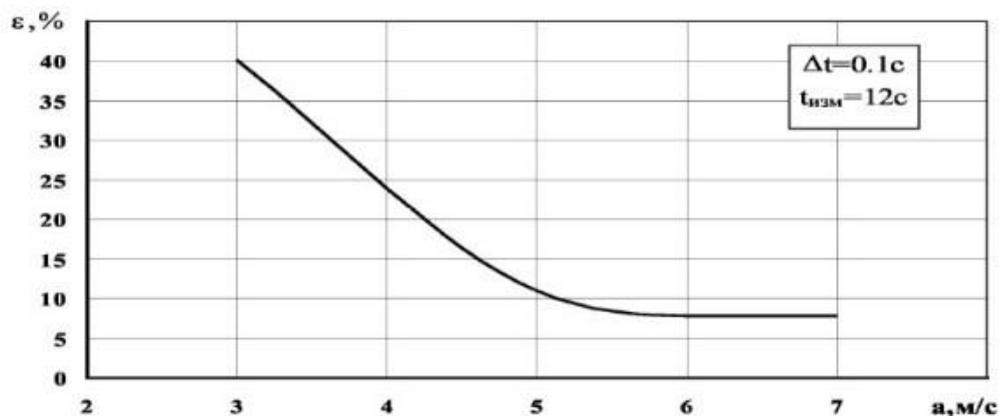


Рисунок 11 – Зависимость результатов определения дальности от величины ускорения носителя

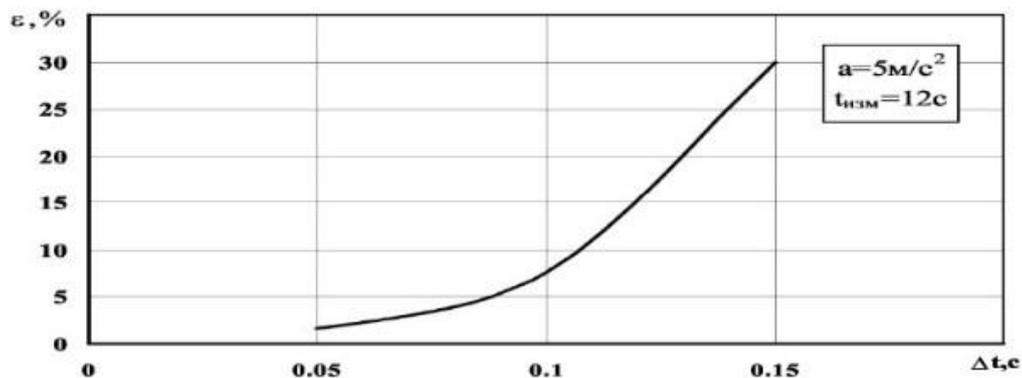


Рисунок 12 – Зависимость результатов определения дальности от интервала времени между измерениями

С целью проверки состоятельности предположения $a = const$ были проведены предварительные исследования, в ходе которых путем математического моделирования полета носителя, определялись параметры его полета при включении форсажа. Результаты численных экспериментов приведены на рисунках 13-15 в виде зависимостей ускорения $a(t)$ при включении полного форсажа носителем с внешними подвесками $4 \times P - 73 + 6 \times P - 27$ на высотах полета $H = 2000$ м, $H = 4000$ м, $H = 6000$ м. На рисунках 16-18 приведены аналогичные зависимости при отсутствии внешних подвесок.

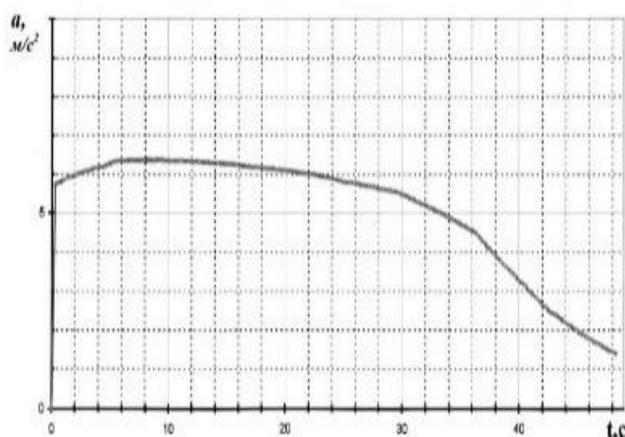


Рисунок 13 – Вид зависимостей ускорения при включении полного форсажа носителем с внешними подвесками на высотах полета $H = 2000$ м

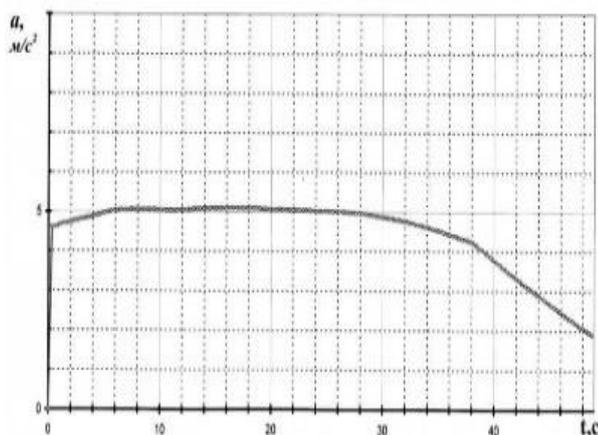


Рисунок 14 – Вид зависимостей ускорения при включении полного форсажа носителем с внешними подвесками на высотах полета $H = 4000$ м

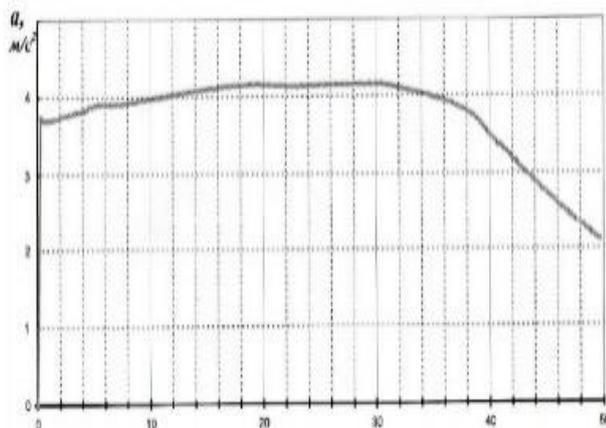


Рисунок 15 – Вид зависимостей ускорения при включении полного форсажа носителем с внешними подвесками на высотах полета $H = 6000$ м

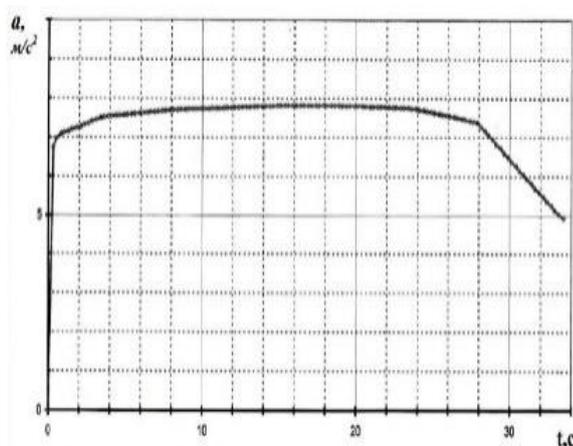


Рисунок 16 – Вид зависимостей ускорения при включении полного форсажа носителем без внешних подвесок высота полета $H = 2000$ м

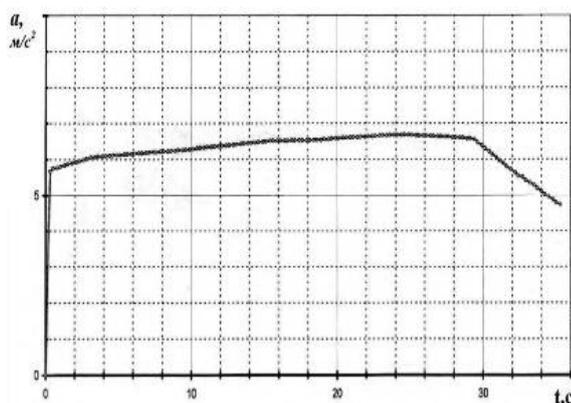


Рисунок 17 – Вид зависимостей ускорения при включении полного форсажа носителем без внешних подвесок на высотах полета $H = 4000$ м

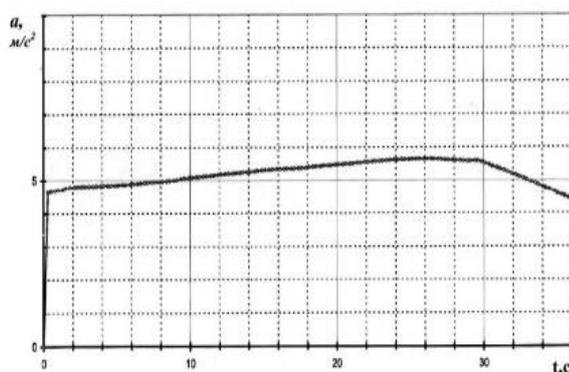


Рисунок 18 – Вид зависимостей ускорения при включении полного форсажа носителем без внешних подвесок на высотах полета $H = 6000$ м

Из этих данных видно, что в силу значительной тяговооруженности носителя возможно поддержание постоянного ускорения $a \approx 4 \div 8 \text{ м/с}^2$ в течение достаточно продолжительного периода времени.

С целью выявления особенностей процесса оценивания дальности подвижного ВО при информационном обмене пары самолетов изложенный выше алгоритм был модифицирован соответствующим образом и протестирован в тех же условиях, что и исходный. Погрешность измерения характеризовалась «предельной» величиной $3\sigma_\beta = 9'$; интервал между измерениями $\Delta t = 0.1 \text{ с}$; расстояние по фронту между самолетами-носителями (летающими параллельно с постоянной скоростью $V = 200$

м/с) $\Delta Y = 6000$ м. На рисунке 19 приведены значения истинной $R_{ист}$ и оцененной $R_{изм}$ дальностей до ВЦ в процессе измерений.

Видно, что в данном случае дальность до ВЦ определяется с высокой точностью. Величины относительной погрешности ε_R определения дальности в зависимости от числа измерений представлены на рисунке 20.

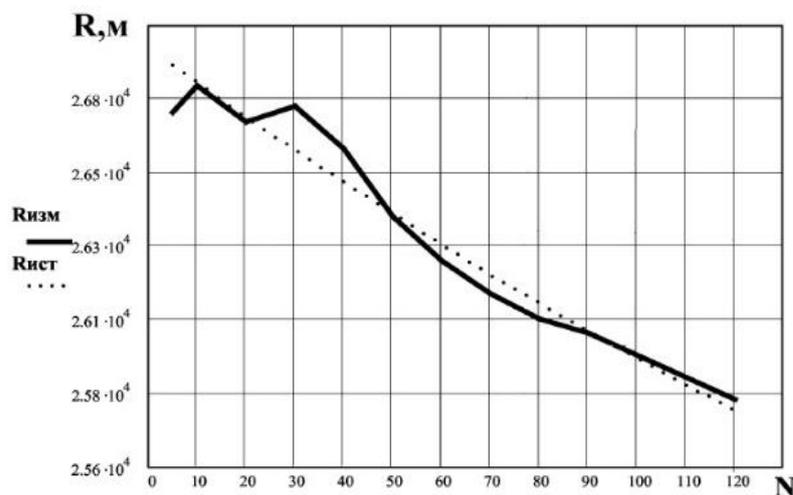


Рисунок 19 – Значения истинной и оцененной дальностей до ВЦ в процессе измерений

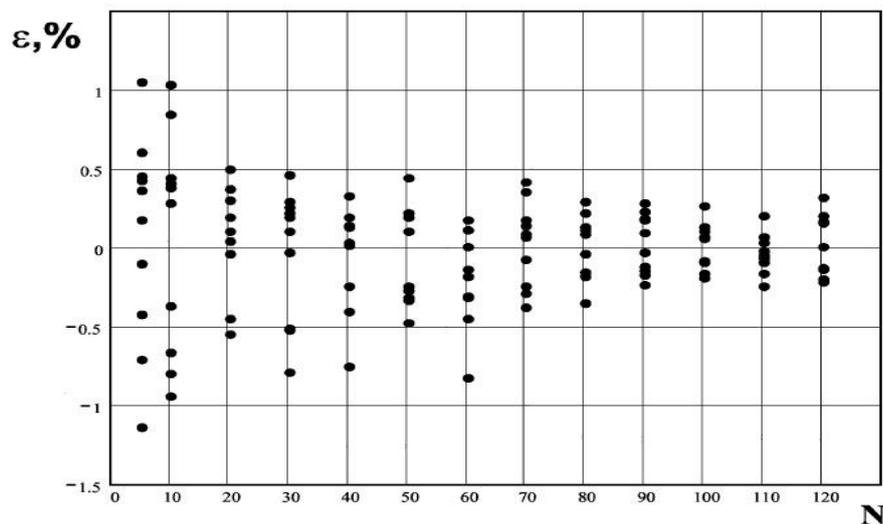


Рисунок 20 – Величины относительной погрешности определения дальности в зависимости от числа измерений

Из этих данных следует, что максимальная погрешность измерения около 1%, а через 2 секунды измерений снижается до величины порядка 0.5%.

Точность в определении дальности и скорости ВЦ возрастает, если увеличивать число засечек. Но этот способ требует значительного увеличения времени до $20 \div 25$ с на операцию решения задачи. Однако в настоящее время появились пассивные датчики, которые могут измерять угловые координаты ВО с интервалом времени $\approx 1 \cdot 10^{-2} \dots 0,5 \cdot 10^{-2}$ с. С учетом этого появляется возможность измерять искомые данные (углы) многократно, используя «пучок» замеров при измерении углов.

Выводы

Видно, что по мере увеличения числа измерений погрешность определения дальности падает и достигает величины около 10% при исходной структуре алгоритма и менее 10% при дополнительном сглаживании накопленных итоговых на каждую секунду процесса измерений.

Проведены численные эксперименты, подтверждающие возможность поддержания носителем постоянного ускорения в течение интервала времени, превосходящего требуемую длительность процесса измерений. Выявлено, что на точность определения дальности существенное влияние оказывают величины ускорения самолета-носителя и интервал времени между измерениями.

Библиографический список

1. Быстров Р.П., Загорин Г.К., Соколов А.В., Федорова Л.В. Пассивная радиолокация: методы обнаружения объектов: монография. – М.: Радиотехника, 2008. - 320 с.

2. Костин П.С., Верещагин Ю.О., Волошин В.А. Программно-моделирующий комплекс для полунатурного моделирования динамики маневренного самолета // Труды МАИ. 2015. № 81. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=57735>
3. Легкоступ В.В., Маркевич В.Э. Повышение точности оценивания координат объекта в многопозиционной радиолокационной системе с приемным пунктом воздушного базирования // Доклады Белорусского государственного университета информатики и радиоэлектроники. 2018. № 2 (112). С. 5-11.
4. Ильин Е.М., Климов А.Э., Пащин Н.С., Полубехин А.И., Черевко А.Г., Шумский В.Н. Пассивные локационные системы. Перспективы и решения // Вестник СибГУТИ. 2015. № 2. С. 7 - 20.
5. Гуськов Ю.Н., Жибуртович Н.Ю. Принципы проектирования семейства унифицированных многофункциональных бортовых РЛС самолетов истребителей // Радиосистемы. 2002. № 65. С. 4 - 6.
6. Griffiths H.D., Baker C.J. An Introduction to Passive Radar, New York, Artech House, 2017, 110 p.
7. Баль М.А. Разработка модели и алгоритма оценки эффективности преодоления гиперзвуковым летательным аппаратом противоракетной обороны с учетом противодействия авиационного комплекса // Труды МАИ. 2019. № 109. <http://trudymai.ru/published.php?ID=111432>. DOI: [10.34759/trd-2019-109-26](https://doi.org/10.34759/trd-2019-109-26).
8. Закота А.А., Ефанов В.В. Метод определения параметров движения воздушных объектов. Свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ № 2018619777, 10.08.2018.

9. Испулов А.А., Митрофанова С.В. Оценка точности алгоритмов сопровождения маневрирующей воздушной цели по угловым координатам // Воздушно-космические силы. Теория и практика. 2017. № 4. С. 22 - 29.
10. Wang R., Deng Y. Bistatic SAR System and Signal Processing Technology, Springer, 2018, 286 p.
11. Boers Y., Ehlers F., Koch W., Luginbuhl T., Stone L.D., Streit R.L. Track before Detect Algorithms // Journal on Advances in Signal Processing, vol. 2008, Article ID 413932. DOI:[10.1155/2008/413932](https://doi.org/10.1155/2008/413932).
12. Верба В.С. Авиационные комплексы радиолокационного дозора и наведения. Состояние и тенденции развития. - М.: Радиотехника, 2008. – 432 с.
13. Житков С.А., Ашурков И.С., Захаров И.Н., Лешко Н.А., Цыбульник А.Н. Методика обнаружения аэродинамической цели, движущейся по прямолинейной траектории в пространстве // Труды МАИ. 2019. № 109. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=111392>. DOI: [10.34759/trd-2019-109-14](https://doi.org/10.34759/trd-2019-109-14)
14. Евдокименков В.Н., Ляпин Н.А. Минимаксная оптимизация маневров преследования противника в условиях ближнего воздушного боя // Труды МАИ. 2019. № 106. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=105735>
15. Закота А.А., Ефанов В.В. и др. Способ сопровождения воздушной цели и оптический прицел со следящим дальномером для его осуществления. Патент № 2549552 РФ, МПК7 F41G 7/26. Бюл. № 30, 27.04.2015.

16. Павлов В.И., Коломейцев В.Н., Калашников С.Н. Дистанционное измерение параметров подвижных объектов полупассивным способом // Вестник Тамбовского государственного технического университета. 2017. Т. 23. № 2. С. 216 - 224.
17. Дрогалин В.В., Дудник П.И., Канащенков А.И. Определение координат и параметров движения источников радиоизлучений по угломерным данным в однопозиционных бортовых радиолокационных системах // Зарубежная радиоэлектроника. 2002. № 3. С. 64 - 94.
18. Кирюшкин В.В., Волков Н.С. Межпозиционное отождествление результатов измерений и определение координат воздушных целей в многопозиционной радиолокационной системе на беспилотных летательных аппаратах // Теория и техника радиосвязи. 2019. № 1. С. 107 - 116.
19. Закота А.А., Ефанов В.В. и др. Способ распознавания цели и устройство для его осуществления. Патент № 2478898 РФ, МПК7 F41G 7/26. Бюл. № 10, 27.04.2013.
20. Закота А.А., Ефанов В.В. Угломерный метод определения дальности до воздушных объектов. Свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ № 2018660657, 28.08.2018 г.

Evaluation technique for motion parameters determining accuracy of aerial target under conditions of covert surveillance

Zakota A.A.*, Efanov V.V.*, Gunkina A.S.*****

*Air force academy named after professor N.E. Zhukovskii and Yu.A. Gagarin, 54a,
Starykh bol'shevikov, Voronezh, 394064, Russia*

*e-mail: 500vvs@rambler.ru

**e-mail: efanov55@mail.ru

***e-mail: volan100@mail.ru

Abstract

The object of the study is the system for parameters determining of aerial target motion under conditions of covert surveillance.

The subject of the study is a technique for accuracy evaluation of indirect target motion characterization system.

The objective of the study consists in accuracy improving of aerial vehicle motion characterization based on recommendations elaboration for creating conditions to perform measuring process and measurement data processing.

In the process of this work execution analysis of existing approaches to target motion characterization was performed. It revealed that advantage of pseudo-triangulation technique lies in nonlinear equations reduction to algebraic system of equations. However, under certain conditions it does not ensure target motion parameters determining. The approach eliminating this drawback through introduction of the closing-in with aerial target law is proposed.

This technique ensures aerial target motion simulation, namely computing its coordinates arrays; measuring process simulation, i.e. computation of arrays of precise and containing accidental errors of locating angles values. Besides, this technique ensures preliminary measurement smoothing and angular velocity evaluation of aerial target sightline. It allows:

- Define approximately potential value range for approximation dependence coefficients;
- Perform **parameter identification** of aerial target motion at various approximation dependence coefficient values within the established range;
- Select approximation dependence coefficient estimation value by minimum variance of inadequacy in calculated values of aerial target horizontal range;
- Characterize aerial target range motion with selected approximation dependence coefficient; measurement error assessment by spread in calculated values at different number of bearing measurements;
- Computation cycle repetition with increase in number of measurements in the case of exceeding spread in range estimations of its preset error value.

While computation performing the initial data is aerial target motion trajectory characteristics; the carrier acceleration value; the number of grouped measurements; total limit number of measurements, root-mean-square deviation in aerial target bearing measurement results.

To check capabilities of the said algorithm a series of numerical experiments was performed.

It was assumed while testing that the time interval between measurements was $\Delta t = 0.5 \text{ c}$, and $\sigma_\beta = 0.5^\circ$. Results smoothing revealed the following:

- with rational choice of approximation coefficient value (in accordance with the specified procedure), discrepancy between approximation and real dependences was insignificant;

- approximation errors were by an order lower than the measurement errors.

It should be noted that the low error level while smoothing was achieved at essential variances of approximation dependence coefficients caused by differences in measurement process implementations.

With the intent of justifiability check of the supposition on keeping the closing-in velocity constant, preliminary studies were being performed, during which parameters of the carrier flight were being determined by its flight simulation at the afterburning turning-on. This data shows that owing to the carrier considerable thrust-to-weight ratio, constant acceleration maintaining of $a \approx 4\text{--}8 \text{ m/s}^2$ within quite a prolonged period of time is possible.

The technique testing results revealed that with the measurements number increase the range determining error fell and achieved the value of about 10% with the initial structure of the algorithm, and less than 10% at extra smoothing of the stored total data per each second of the measurement process.

The strongest impact on the results of the range determining is imposed by the carrier acceleration value and the interval between measurements.

The results of refinement and studies of the fundamental algorithm for estimation of aerial moving target range are indicative of its high sensitivity to accuracy and amount of

information being used. The relatively small size of the synthesized range linear interval (“range-finding baseline”) should be considered as physical reason of this effect.

The aerial target range and velocity estimation accuracy increases with adding to the number of notches. However, this technique requires significant time increase up to 20-25 sec per problem solution operation. Nevertheless, at present the passive sensors appeared, which are capable of measuring angular coordinates of aerial target with the time interval of $t \approx 1 - 10^{-2} \dots 0.5 - 10^{-2}$ sec.

With account for this, it is possible to perform multiple measurements of the desired data (angles) using “cluster” of indications when measuring angles of discrete angles.

Based on these results recommendations for creating conditions to perform measurement process and measured data processing were worked out. The proposed technique was employed for developing the method for air ordnance delivery in the environment of covert target observation.

Keywords: aerial target movement parameters determining technique, , algorithms for determining target movement parameters, accuracy characteristics.

References

1. Bystrov R.P., Zagorin G.K., Sokolov A.V., Fedorova L.V. *Passivnaya radiolokatsiya: metody obnaruzheniya ob"ektov* (Passive radar: methods for objects detection), Moscow, Radiotekhnika, 2008, 320 p.

2. Kostin P.S., Vereshchagin Yu.O., Voloshin V.A. *Trudy MAI*, 2015, no. 81. URL: <http://trudymai.ru/eng/published.php?ID=57735>
3. Legkostup V.V., Markevich V.E. *Doklady Belorusskogo gosudarstvennogo universiteta informatiki i radioelektroniki*, 2018, no. 2 (112), pp. 5 - 11.
4. Il'in E.M., Klimov A.E., Pashchin N.S., Polubekhin A.I., Cherevko A.G., Shumskii V.N. *Passivnye lokatsionnye sistemy. Perspektivy i resheniya* // *Vestnik SibGUTI*, 2015, no. 2, pp. 7 - 20.
5. Gus'kov Yu.N., *Radiosistemy*, 2002, no. 65, pp. 4 - 6.
6. Griffiths H.D., Baker C.J. *An Introduction to Passive Radar*, New York, Artech House, 2017, 110 p.
7. Bal' M.A. *Trudy MAI*, 2019, no. 109. URL: <http://trudymai.ru/eng/published.php?ID=111432>. DOI: [10.34759/trd-2019-109-26](https://doi.org/10.34759/trd-2019-109-26).
8. Zakota A.A., Efanov V.V. *Svidetel'stvo o gosudarstvennoi registratsii programmy dlya EVM № 2018619777*, 10.08.2018.
9. Ispulov A.A., Mitrofanova S.V. *Vozdushno-kosmicheskie sily. Teoriya i praktika*, 2017, no. 4, pp. 22 - 29.
10. Wang R., Deng Y. *Bistatic SAR System and Signal Processing Technology*, Springer, 2018, 286 p.
11. Boers Y., Ehlers F., Koch W., Luginbuhl T., Stone L.D., Streit R.L. Track before Detect Algorithms, *Journal on Advances in Signal Processing*, vol. 2008, Article ID 413932. DOI: [10.1155/2008/413932](https://doi.org/10.1155/2008/413932).

12. Verba V.S. *Aviatsionnye komplekсы radiolokatsionnogo dozora i navedeniya. Sostoyanie i tendentsii razvitiya* (Radar watch and guidance aircraft systems. State-of-the-art and trends of development), Moscow, Radiotekhnika, 2008, 432 p.
13. Zhitkov S.A., Ashurkov I.S., Zakharov I.N., Leshko N.A., Tsybul'nik A.N. *Trudy MAI*, 2019, no. 109. URL: <http://trudymai.ru/eng/published.php?ID=111392>. DOI: [10.34759/trd-2019-109-14](https://doi.org/10.34759/trd-2019-109-14)
14. Evdokimenkov V.N., Lyapin N.A. *Trudy MAI*, 2019, № 106. URL: <http://trudymai.ru/eng/published.php?ID=105735>
15. Zakota A.A., Efanov V.V. et al. *Patent № 2549552 RF*, MPK7 F41G 7/26, 27.04.2015.
16. Pavlov V.I., Kolomeitsev V.N., Kalashnikov S.N. *Vestnik Tambovskogo gosudarstvennogo tekhnicheskogo universiteta*, 2017, vol. 23, no. 2, pp. 216 - 224.
17. Drogalin V.V., Dudnik P.I., Kanashchenkov A.I. *Zarubezhnaya radioelektronika*, 2002, no. 3, pp. 64 - 94.
18. Kiryushkin V.V., Volkov N.S. *Teoriya i tekhnika radiosvyazi*, 2019, no. 1, pp. 107 - 116.
19. Zakota A.A., Efanov V.V. et al. *Patent № 2478898 RF*, MPK7 F41G 7/26, 27.04.2013.
20. Zakota A.A., Efanov V.V. *Svidetel'stvo o gosudarstvennoi registratsii programmy dlya EVM № 2018660657*, 28.08.2018.