



УДК 629.7.05
ГРНТИ 78.25.13

СПОСОБ НАВЕДЕНИЯ ВЫСОКОСКОРОСТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА НА ИСТОЧНИК КРАТКОВРЕМЕННОГО ИЗЛУЧЕНИЯ

*М.А. ЗАМЫСЛОВ, кандидат технических наук, старший научный сотрудник
ВУНЦ ВВС «ВВА имени профессора Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина» (г. Воронеж)*
*А.М. МАЛЬЦЕВ, кандидат технических наук, доцент
ВУНЦ ВВС «ВВА имени профессора Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина» (г. Воронеж)*
*С.Б. МИХАЙЛЕНКО, кандидат технических наук, старший научный сотрудник
ВУНЦ ВВС «ВВА имени профессора Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина» (г. Воронеж)*
*Н.В. ШТАНЬКОВА
ВУНЦ ВВС «ВВА имени профессора Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина» (г. Воронеж)*

В работе предложен способ наведения высокоскоростного летательного аппарата на наземный источник кратковременного радиоизлучения, который излучает однократно или с интервалом между излучениями, не позволяющим использовать повторный сеанс излучения для самонаведения противорадиолокационной ракеты. Разработаны алгоритм и методический аппарат, позволяющие выводить летательный аппарат с минимальным курсовым углом на источник кратковременного радиоизлучения, запеленгованный бортовой системой радиотехнической разведки, для пуска и наведения управляемой ракеты с телевизионно-командной системой.

Ключевые слова: летательный аппарат, источник кратковременного излучения, способ наведения, маршрут, курсовой угол, линия заданного пути, точка начала вывода.

A METHOD FOR GUIDING A HIGH-SPEED AIRCRAFT TO THE SHORT-TERM RADIATION SOURCE

*M.A. ZAMYSLOV, Candidate of technical sciences, Senior Researcher
MESC AF «N.E. Zhukovsky and Y.A. Gagarin Air Force Academy» (Voronezh)*
*A.M. MALTSEV, Candidate of technical sciences, Assistant Professor
MESC AF «N.E. Zhukovsky and Y.A. Gagarin Air Force Academy» (Voronezh)*
*S.B. MIKHAILENKO, Candidate of technical sciences, Senior Researcher
MESC AF «N.E. Zhukovsky and Y.A. Gagarin Air Force Academy» (Voronezh)*
*N.V. SHTAN'KOVA
MESC AF «N.E. Zhukovsky and Y.A. Gagarin Air Force Academy» (Voronezh)*

The paper proposes a method for aiming a high-speed aircraft at a ground source of short-term radio emission, which emits once or with such an interval between emissions, which does not allow the use of a repeated radiation session for homing anti-radar missiles. An algorithm and methodological apparatus have been developed that allow the aircraft to be displayed with a minimum heading angle to a source of short-term radio emission detected by an on-board electronic intelligence system for launching and guiding a guided missile with a television command system.

Keywords: aircraft, short-term radiation source, guidance method, route, heading angle, line of a given path, starting point of the output.

Введение. При подавлении противовоздушной обороны (ПВО) противника авиационными средствами поражения (АСП) находят широкое применение



противорадиолокационные ракеты (ПРР). Пассивная головка самонаведения такой ракеты обеспечивает ее высокоточное попадание в излучающую радиолокационную станцию (РЛС) систем обнаружения или управления оружием ПВО противника, работающую в том же диапазоне частот, что и головки самонаведения, без вхождения АСП в зону ПВО противника и участия оператора АСП.

Поэтому для защиты РЛС системы ПВО от ПРР в настоящее время широко применяется бистатический (мультистатический) режим радиолокации, который заключается в использовании разнесенных в пространстве передающей (передающих) и приемной (приемных) позиций РЛС [1]. А именно, при обнаружении системой ПВО факта возможной атаки АСП для защиты от него и одновременно сохранения работоспособности своей системы несколько соседних РЛС переходят в режим поочередного включения передающих станций на излучение с постоянным сохранением режима приема отраженного от воздушной цели радиоизлучения на каждой РЛС. Переключение излучения от одной РЛС к другой осуществляется по заданному закону, что позволяет сорвать наведение ПРР на РЛС [2]. То есть, применение противорадиолокационной ракеты по РЛС, которая излучает однократно или с большим интервалом между излучениями, малоэффективно. Далее по тексту такая цель называется кратковременно излучающим источником радиоизлучения (ИРИ). При этом понимается, что бортовые средства радиотехнической разведки АСП позволяют обнаруживать ИРИ, измерять его пеленг и идентифицировать как цель, но непериодичность излучений и/или угроза атаки АСП средствами ПВО противника, не дают возможности определить ее местоположение.

Актуальность. Появление управляемых ракет с телевизионной головкой и помехозащищенной системой передачи данных позволяет применять их для поражения наземных целей, в том числе и РЛС, имеющих особые конструкции и большие антенные системы, путем удаленного ручного наведения ракеты оператором АСП по поступающей видеoinформации. Применение таких ракет осуществляется поэтапно с выполнением ряда последовательных операций [1]. После подготовки ракеты к применению, ее пуска и установления связи «ракета-носитель АСП» осуществляется ее полет по заданной программе с использованием инерциальной навигационной системы. По поступающим с ракеты видеоданным оператор АСП осуществляет поиск цели и, при визуальном обнаружении, последующее наведение на нее ракеты.

Точность попадания такой ракеты зависит как от ошибок системы навигации, так и от навыков оператора АСП. Поэтому спецификой применения ракет с телевизионно-командной системой является обеспечение летчиком перед ее пуском минимального значения курсовой ошибки на заданный ориентир в предположении, что потом ракета летит по прямой линии в направлении цели. Это позволяет оператору обнаруживать цель с использованием телевизионной системы с узким полем зрения и наводить ракету на нее через помехозащищенную систему передачи данных.

Таким образом, задача наведения летательного аппарата на ИРИ путем вывода летательного аппарата на такую цель с минимальной курсовой ошибкой является актуальной.

Цель работы – разработка способа наведения высокоскоростного летательного аппарата на источник кратковременного излучения с известным лишь только пеленгом с минимальным курсовым углом на него для пуска управляемой ракеты с телевизионно-командной системой.

Для решения поставленной задачи предлагается использовать бортовую систему радиотехнической разведки и бортовой вычислитель.

Предлагаемый способ наведения заключается в пеленговании источника излучения бортовой станцией радиотехнической разведки летательного аппарата (ЛА), определении курсового угла на него и идентификации как цель, построении линии заданного пути (ЛЗП), проходящей через точку пеленгования в направлении на источник излучения, выводе ЛА на ЛЗП с минимальным курсовым углом на цель для пуска управляемой ракеты (УР) с телевизионно-командной системой.



Рассмотрим сначала известный маршрутный способ наведения ЛА на наземную цель, как наиболее подходящий [3].

Сущность способа представлена на рисунке 1.

На рисунке 1 показано взаимное расположение ЛА и ИРИ в горизонтальной плоскости. На рисунке обозначены:

- N – местоположение ЛА в момент пеленгации ИРИ;
- K_m – точка вывода ЛА на ЛЗП с нулевым курсовым углом на ИРИ для пуска УР;
- 1 – местоположение источника кратковременного излучения;
- 2 – траектория движения ЛА при векторе скорости \vec{V}_1 и курсовом угле $\alpha_1 \leq \alpha_{\text{зад}}$;
- 3 – траектория движения ЛА при векторе скорости \vec{V}_2 и курсовом угле $\alpha_1 > \alpha_{\text{зад}}$;
- $\alpha_{\text{зад}}$ – заданный курсовой угол.

При пропадании сигналов излучения с ИРИ (отключении излучения для защиты от самонаводящегося оружия) или угрозы атаки ЛА средствами ПВО противника на борту АСП нет возможности определить расстояние до ИРИ известными методами, например, по разности пеленгов на ИРИ в разные промежутки времени. Поэтому после пеленгации ИРИ, идентификации его как цели, определения курсового угла на него и построения линии заданного пути, проходящей через точку пеленгования в направлении на источник излучения, необходимо вывести ЛА на ЛЗП с минимальным курсовым углом на ИРИ для пуска УР.

При условии, что курсовой угол на ИРИ меньше некоторого заданного, что гарантирует вывод ЛА на ЛЗП до ИРИ, реализуют известный маршрутный способ наведения (траектория 2 на рисунке 1). Этот случай далее при выводах расчетов не рассматривается.

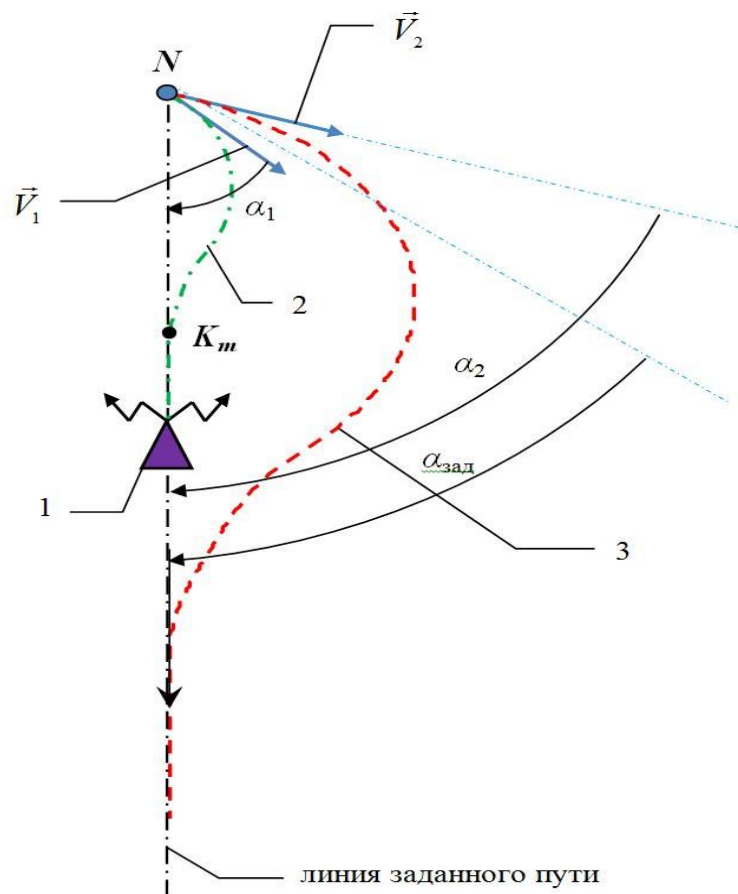


Рисунок 1 – Маршрутный способ наведения ЛА на источник излучения



Если курсовой угол на ИРИ большой, то при выводе высокоскоростного ЛА на ЛЗП высока вероятность вывода его на линию за ИРИ (траектория 3 на рисунке 1). Это объясняется тем, что вывод ЛА на ЛЗП осуществляется по окружности с минимально возможным радиусом r . Если не учитывать обратный разворот ЛА для плавного вывода на ЛЗП, что увеличивает дальность выхода на линию, то точка выхода на ЛЗП определяется пересечением окружности, по которой осуществляется вывод ЛА, и прямой ЛЗП. Отрезок от точки начала вывода (ТНВ) ЛА, обозначенная на рисунке 2 точкой N , на линию заданного пути до точки выхода на ЛЗП является хордой окружности, длина которой определяется как $a = 2r \cdot \sin \alpha$, где α – курсовой угол ЛА на ИРИ в ТНВ, r – радиус окружности. Минимально возможный радиус разворота определяется типом ЛА и его скоростью в ТНВ $r = \frac{V}{\omega}$, где V – текущая скорость ЛА,

ω – допустимая угловая скоростью разворота для данного типа ЛА [4]. Таким образом, при большой скорости летательного аппарата увеличение курсового угла на цель ведет к удалению точки вывода ЛА на линию заданного пути от точки пеленгации ИРИ и, соответственно, к повышению вероятности вывода ЛА на ЛЗП за источник кратковременного радиоизлучения.

Поэтому предлагается, если курсовой угол на цель при её пеленгации больше заданного, осуществлять первый разворот летательного аппарата по окружности с минимально возможным радиусом в противоположную сторону от ИРИ и последующий второй разворот на него для вывода ЛА на линию заданного пути с минимальным курсовым углом на источник, что позволит вывести ЛА на ЛЗП на минимальном удалении от ТНВ.

Дополнительным преимуществом предлагаемого способа является предварительный увод летательного аппарата из зоны возможных пусков прикрывающих ИРИ зенитных средств ПВО с разворотом и снижением высоты полета и последующий скрытый вывод ЛА на рассчитанную линию заданного пути для пуска управляемого оружия с телекомандной системой.

Реализация предложенного способа поясняется с использованием рисунка 2.

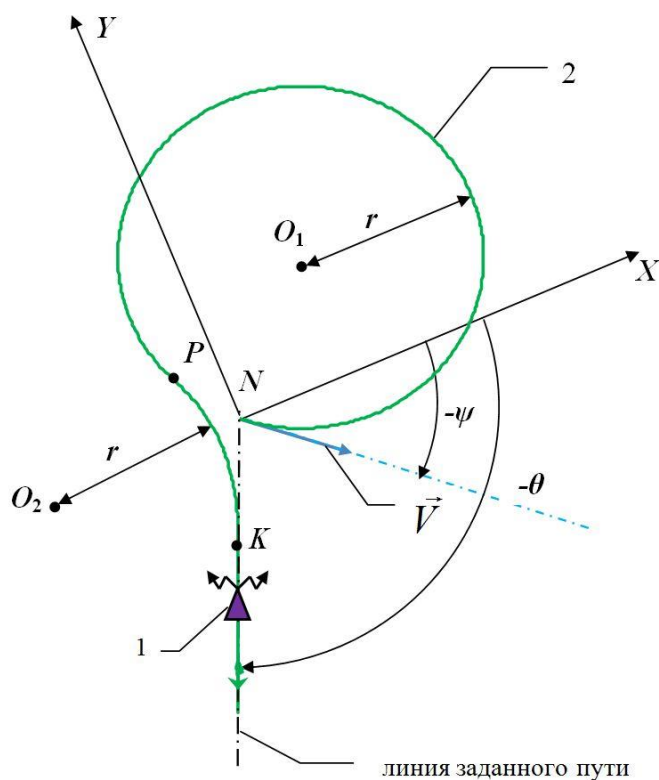


Рисунок 2 – Способ наведения ЛА на ИРИ



На рисунке 2 обозначены:

1 – источник кратковременного излучения;

2 – траектория движения ЛА с использованием предлагаемого способа;

XNY – местная декартова система координат с центром, совпадающим с местом расположения ЛА в момент пеленгации ИРИ (ТНВ);

\vec{V} – вектор скорости ЛА;

O_1, O_2 – центры окружностей разворотов ЛА;

P – точка сопряжения траекторий первого и второго разворотов ЛА при выходе на ЛЗП;

K – точка выхода ЛА на ЛЗП с нулевым курсовым углом на ИРИ для пуска УР;

ψ – курс ЛА в момент пеленгации ИРИ;

θ – азимут ИРИ;

r – радиус разворота ЛА.

Предложенный способ может быть реализован следующим образом.

1) После пеленгации ИРИ бортовой системой радиотехнической разведки ЛА и идентификации его как цели с использованием бортового вычислителя строят прямую ЛЗП от точки пеленгации в направлении ИРИ, измеряют курсовой угол на него $(\theta - \psi)$ и, если он больше заданного, начинают первый разворот от ИРИ по окружности с минимально возможным радиусом r .

Разворот ЛА осуществляют по окружности с центром O_1 , координаты которой рассчитывают по формуле:

$$O_1 = N + i \cdot r \cdot \exp(i \cdot \psi). \quad (1)$$

Для расчетов принято комплексное представление координат $\dot{Z} = \text{Re}(\dot{Z}) + i \cdot \text{Im}(\dot{Z})$, где $\text{Re}(\dot{Z}) = X$ – реальная часть, абсцисса, $\text{Im}(\dot{Z}) = Y$ – мнимая часть, ордината, i – мнимая единица, $\arg(\cdot)$ – аргумент комплексного числа (фаза), заключенного в скобки [5].

2) Рассчитывают координаты центра O_2 окружности, по которой осуществляют второй разворот ЛА для плавного выхода на ЛЗП, точки P начала второго разворота ЛА и точки K выхода ЛА на ЛЗП с нулевым курсовым углом на ИРИ:

$$O_2 = O_1 + 2 \cdot r \cdot \exp[i(\theta - \beta)]; \quad (2)$$

$$P = O_2 + r \cdot \exp[i \cdot \arg(O_1 - O_2)]; \quad (3)$$

$$K = O_2 + i \cdot r \cdot \exp[i \cdot \theta], \quad (4)$$

$$\text{где } \beta = \begin{cases} \arcsin \left[\frac{1 - |\cos \varphi \cdot \exp(i \cdot \theta) + i \cdot \exp(i \cdot \psi)|}{2} \right], & \text{если } |\theta - \psi| \geq \frac{\pi}{2} \\ \arcsin \left[\frac{1 + |\cos \varphi \cdot \exp(i \cdot \theta) + i \cdot \exp(i \cdot \psi)|}{2} \right], & \text{если } |\theta - \psi| < \frac{\pi}{2} \end{cases}; \quad \varphi = \theta - \psi + \frac{\pi}{2}.$$

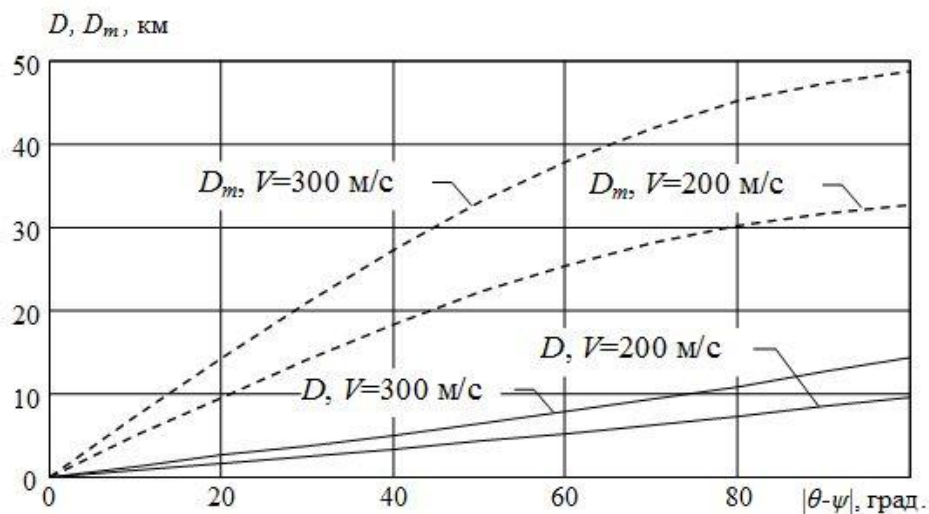
3) При достижении ЛА точки P начинают второй разворот по окружности с минимально возможным радиусом r до точки K , точки выхода летательного аппарата на линию заданного



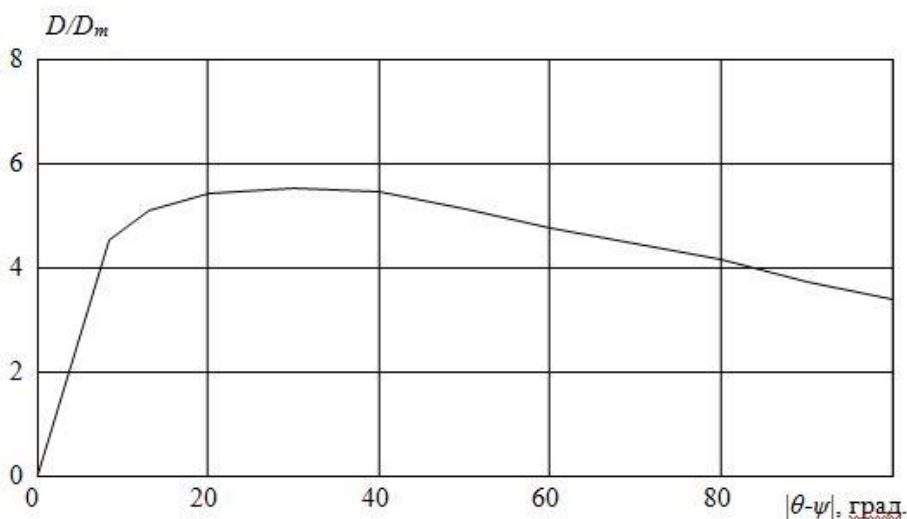
пути с нулевым курсовым углом на источник кратковременного излучения, для пуска ракеты с телевизионно-командной системой.

Для сравнительного анализа маршрутного и предлагаемого способов с использованием моделирования в программном продукте *MathCad* были проведены исследования для получения дальностей вывода ЛА на ЛЗП с нулевым курсовым углом на ИРИ от места его пеленгации. Результаты исследований представлены на рисунке 3.

На рисунке 3а) приведены зависимости дальностей вывода ЛА на ЛЗП для предлагаемого способа (сплошная линия) D и маршрутного способа (штриховая линия) D_m от курсового угла ЛА на ИРИ ($\theta - \psi$) при различных скоростях ЛА V , а на рисунке 3б) – их отношение, где $D_m = |NK_m|$, $D = |NK|$ – расстояния от точки пеленгования ИРИ (ТНВ) до точки выхода ЛА на линию заданного пути с нулевым курсовым углом в соответствии с рисунками 1 и 2.



а)



б)

Рисунок 3 – Сравнение маршрутного и предлагаемого способов

Выводы. Из зависимостей на рисунке 3а) следует, что при маршрутном способе наведения высокоскоростного ЛА с первоначальным большим курсовым углом на ИРИ высока



вероятность вывода ЛА на ЛЗП за источником излучения (пропуска цели). Так, например, при скорости полета летательного аппарата 300 м/с и начальном курсовом угле на ИРИ 80° дальность вывода ЛА на ЛЗП от точки пеленгации ИРИ при маршрутном способе наведения будет составлять 45 км, а при предлагаемом – 11 км. Также необходимо отметить, что при маршрутном способе наведения летательный аппарат непосредственно выводится на ЛЗП (наводится на ИРИ) в течение порядка трех минут, что однозначно будет расценено прикрывающими его средствами ПВО как атака ИРИ. При предлагаемом способе предварительный отворот ЛА от ИРИ первоначально введет противника в заблуждение, а снижение высоты полета в течение выполнения последующих разворотов позволит скрытно вывести ЛА на линию заданного пути для пуска управляемого оружия.

Из рисунка 3б) следует, что предлагаемый способ по сравнению с маршрутным обеспечивает вывод ЛА на ЛЗП в 5,6...1,7 раза ближе от точки пеленгации ИРИ при курсовых углах на него 30°...150°.

Значение заданного курсового угла $\alpha_{\text{зад}}$, после сравнения с которым делается выбор дальнейшего применения маршрутного (поворот ЛА в сторону ИРИ) или предлагаемого способа (отворот ЛА от ИРИ), определяется типом летательного аппарата (скоростью полета в момент пеленгации кратковременно излучающей цели, минимально возможным радиусом разворота и т.д.), а также наличием какой-нибудь априорной информации о предполагаемом местоположении цели. При отсутствии такой информации из зависимостей на рисунке 3а) следует, что значение $\alpha_{\text{зад}}$ должно быть не более 30°.

Таким образом, предлагаемый способ позволяет наводить высокоскоростной летательный аппарат на источник кратковременного излучения только с известным лишь пеленгом путем вывода ЛА на линию заданного пути, проходящей через точку обнаружения источника излучения в его направлении, с курсовым углом, значение которого близко к нулю, на минимальном удалении от точки пеленгации источника для пуска управляемой ракеты с телевизионно-командной системой.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Системы управления вооружением истребителей / РАРАН; Л.Е. Баханов и др.; под ред. Е.А. Федосова; редкол. серии: В.П. Киреев (пред.) и др. М.: Машиностроение, 2005. 400 с.
2. Канащенко А.И. Формирование облика авиационных систем управления вооружением. М.: «Радиотехника», 2006. 336 с.
3. Паньков С.Я., Забураев Ю.Е., Матвеев А.М. Теория и методика управления авиацией: учеб. пособие. В 2 ч. Ч.1. Под общ. ред. В.А. Мещерякова. Ульяновск: УВАУ ГА, 2006. 190 с.
4. Справочник лётчика и штурмана. Под ред. В.М. Лавского. М: Воениздат, 1974. 512 с.
5. И.Н. Бронштейн, К.А. Семендяев. Справочник по математике. Для инженеров и учащихся ВТУзов. М.: Наука, 1980. 976 с.

REFERENCES

1. Sistemy upravleniya vooruzheniem istrebitelej / RARAN; L.E. Bahanov i dr.; pod red. E.A. Fedosova; redkol. serii: V.P. Kireev (pred.) i dr. M.: Mashinostroenie, 2005. 400 p.
2. Kanaschenkov A.I. Formirovanie oblika aviacionnyh sistem upravleniya vooruzheniem. M.: «Radiotekhnika», 2006. 336 p.
3. Pan'kov S.Ya., Zaburaev Yu.E., Matveev A.M. Teoriya i metodika upravleniya aviaciej: ucheb. posobie. V 2 ch. Ch.1. Pod obsch. red. V.A. Mescheryakova. Ul'yanovsk: UVAU GA, 2006. 190 p.
4. Spravochnik letchika i shturmana. Pod red. V.M. Lavskogo. M: Voenizdat, 1974. 512 p.
5. I.N. Bronshtejn, K.A. Semendyaev. Spravochnik po matematike. Dlya inzhenerov i uchaschihsya VTUzov. M.: Nauka, 1980. 976 p.



© Замыслов М.А., Мальцев А.М., Михайленко С.Б., Штанькова Н.В., 2019

Замыслов Михаил Александрович, кандидат технических наук, старший научный сотрудник, старший научный сотрудник научно-исследовательского центра (проблем применения, обеспечения и управления авиацией Военно-воздушных сил), Военный учебно-научный центр Военно-воздушных сил «Военно-воздушная академия имени профессора Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина» (г. Воронеж), Россия, 394064, г. Воронеж, ул. Старых Большевиков, 54А, mzam48@mail.ru.

Мальцев Александр Михайлович, кандидат технических наук, доцент, старший научный сотрудник научно-исследовательского центра (проблем применения, обеспечения и управления авиацией Военно-воздушных сил), Военный учебно-научный центр Военно-воздушных сил «Военно-воздушная академия имени профессора Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина» (г. Воронеж), Россия, 394064, г. Воронеж, ул. Старых Большевиков, 54А, aleksamalcev@yandex.ru.

Михайленко Сергей Борисович, кандидат технических наук, старший научный сотрудник, ведущий научный сотрудник научно-исследовательского центра (проблем применения, обеспечения и управления авиацией Военно-воздушных сил), Военный учебно-научный центр Военно-воздушных сил «Военно-воздушная академия имени профессора Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина» (г. Воронеж), Россия, 394064, г. Воронеж, ул. Старых Большевиков, 54А, mikhserbor@yandex.ru.

Штанькова Надежда Викторовна, младший научный сотрудник научно-исследовательского центра (проблем применения, обеспечения и управления авиацией Военно-воздушных сил), Военный учебно-научный центр Военно-воздушных сил «Военно-воздушная академия имени профессора Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина» (г. Воронеж), Россия, 394064, г. Воронеж, ул. Старых Большевиков, 54А, nadia_shtankova@mail.ru.