

## ТЕОРИЯ И МЕТОДЫ ОБРАБОТКИ СИГНАЛОВ

УДК 629.7.058.53

### МЕТОД НАВЕДЕНИЯ НА ВОЗДУШНУЮ ЦЕЛЬ В СОСТАВЕ ПЛОТНОЙ ГРУППЫ

© 2020 г. В. С. Верба<sup>а</sup>, И. Р. Загребельный<sup>а, б, \*</sup>, В. И. Меркулов<sup>а</sup>

<sup>а</sup>АО Концерн радиостроения “Вега”,  
Кутузовский просп., 34, Москва, 121170 Российская Федерация

<sup>б</sup>Московский государственный технический университет им. Н.Э. Баумана,  
ул. 2-я Бауманская, 5, Москва, 105005 Российская Федерация

\*E-mail: mail@vega.su

Поступила в редакцию 27.04.2020 г.

После доработки 27.04.2020 г.

Принята к публикации 11.06.2020 г.

Предложен метод наведения на отдельную цель в плотной группе для осуществления траекторного управления, которое решает задачу перехода от типового разрешения по углу, определяемого шириной диаграммы направленности, к разрешению по доплеровским частотам на основе эффекта доплеровского обострения луча с последующей минимизацией текущего промаха. Проведен анализ полученного закона и представлены результаты имитационного моделирования.

DOI: 10.31857/S0033849420110182

#### ВВЕДЕНИЕ

В рамках все возрастающей роли группового противоборства в воздушно-космической сфере [1] как средств нападения, так и средств защиты [2], все более востребованной становится задача уничтожения отдельных летательных аппаратов (приоритетных целей [3]) в составе плотной группы.

Необходимо отметить, что к настоящему времени [4] подавляющее число средств поражения “воздух–воздух” ориентировано на поражение одиночных (разрешаемых) целей.

Если цели движутся в составе плотной группы и не разрешаются бортовой радиолокационной системой (РЛС) перехватчика ни по дальности, ни по скорости, ни по угловым координатам, то средства поражения будут наводиться на геометрический либо энергетический центр группы, не обеспечивая поражения интересующей цели [4].

В связи с этим весьма актуальной становится задача разработки методов индивидуального наведения на отдельные цели в составе плотной группы. В свою очередь эта задача разбивается на две подзадачи:

1) обеспечение разрешения бортовой РЛС до значений, позволяющих выделять отдельные цели на фоне других;

2) реализация высокоточного наведения на выделенную цель с минимизацией текущего промаха.

Среди различных видов разрешения наиболее сложно обеспечить разрешающую способность

по углу ввиду естественных ограничений, определяемых шириной диаграммы направленности  $\theta$  антенны бортовой РЛС носителя, которая зависит от соотношения размеров антенны  $d$  и длины волны  $\lambda$  измеряемого сигнала:  $\theta \approx \lambda/d$  [5].

Перспективным направлением улучшения разрешающей способности по углу в однопозиционных бортовых РЛС является применение траекторного управления наблюдением [6], суть которого состоит в переходе от типового разрешения по углу, определяемого шириной диаграммы направленности, к разрешению по доплеровским частотам на основе эффекта доплеровского обострения луча (ДОЛ) [7], реализуемого в процессе полета носителя бортовой РЛС по специальной траектории.

Следует подчеркнуть, что для реализации ДОЛ полет летательного аппарата (ЛА) должен выполняться под некоторым вполне определенным углом относительно направления на цель, то время как для ее перехвата необходимо лететь либо на нее, либо в упрежденную точку встречи [8]. Таким образом, траектория должна удовлетворять двум противоречивым требованиям: обеспечивать разрешение цели в группе за счет ДОЛ и в то же время обеспечивать минимальный промах в процессе наведения на нее. То есть фактически необходимо решать двухкритериальную задачу.

Следует заметить, что особенностью этой задачи является возможность разнесения решаемых подзадач во времени, т.е. вначале обеспечить

разрешение целей по угловым координатам, а на конечном участке – минимизировать промах. Однако для исполнения такого подхода необходимо иметь нестационарный закон управления [9], обеспечивающий автоматическое перераспределение функций управления от решения первой задачи ко второй.

В общем случае эта задача может быть решена различными способами [10–12]. Однако их общим недостатком является использование как для разрешения, так и минимизации промаха в качестве управляемой координаты угловой скорости линии визирования, что с одной стороны ограничивает дальность их действия, а с другой – усложняет процедуру минимизации промаха.

Цель данной работы – синтез более совершенного метода наведения летательными аппаратами, обеспечивающего индивидуальное наведение на цель в составе плотной группы на значительно больших расстояниях, с автоматическим перераспределением приоритетов управления от решения задачи требуемого разрешения к решению задачи поражения цели.

При этом под методом наведения понимается закон формирования требуемой траектории, полет по которой позволит решить поставленную задачу [8].

## 1. ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ

Задача будет решаться на основе математического аппарата локального варианта статистической теории оптимального управления. Этот аппарат позволяет [13] для системы

$$\dot{\mathbf{x}}_y(t) = \mathbf{F}_y \mathbf{x}_y(t) + \mathbf{B}_y \mathbf{u}(t) + \boldsymbol{\xi}_y(t), \quad (1)$$

предназначенной для отработки процесса

$$\dot{\mathbf{x}}_T(t) = \mathbf{F}_T \mathbf{x}_T(t) \quad (2)$$

при наличии измерений

$$\mathbf{z}(t) = \mathbf{H} \mathbf{x}(t) + \boldsymbol{\xi}_n(t) \quad (3)$$

сформировать сигнал управления

$$\mathbf{u}(t) = \mathbf{K}^{-1} \mathbf{B}_y^T \mathbf{Q} [\hat{\mathbf{x}}_T(t) - \hat{\mathbf{x}}_y(t)], \quad (4)$$

оптимальный по минимуму функционала качества

$$I = M_y \left\{ [\mathbf{x}_T(t) - \mathbf{x}_y(t)]^T \mathbf{Q} [\mathbf{x}_T(t) - \mathbf{x}_y(t)] + \int_0^t \mathbf{u}(t)^T \mathbf{K} \mathbf{u}(t) dt \right\}. \quad (5)$$

В (1)–(5):  $\mathbf{x}_T$  и  $\mathbf{x}_y$  –  $n$ -мерные векторы требуемых и управляемых координат состояния в текущие моменты времени  $t$ ;  $\mathbf{F}_y$  и  $\mathbf{F}_T$  – матрицы, определяющие динамические свойства подсистем (1) и (2);  $\mathbf{u}$  –  $r$ -мерный ( $r \leq n$ ) вектор управления;  $\mathbf{B}_y$  – матрица эффективности управления;  $\mathbf{z}$  –  $m$ -мер-

ный ( $m \leq 2n$ ) вектор измерений;  $\mathbf{H}$  – матрица связи  $\mathbf{x}$  и  $\mathbf{z}$ ;  $\boldsymbol{\xi}_y$ ,  $\boldsymbol{\xi}_n$  – гауссовские центрированные векторы шумов состояния и измерений с известными матрицами спектральных плотностей;  $\mathbf{Q}$  – неотрицательно определенная матрица штрафов за точность функционирования,  $\mathbf{K}$  – положительно определенная матрица штрафов за величину сигналов управления;  $\hat{\mathbf{x}}_T$  и  $\hat{\mathbf{x}}_y$  – векторы оптимальных оценок процессов  $\mathbf{x}_T$  и  $\mathbf{x}_y$ ;  $M_y\{\cdot\}$  – операция математического ожидания при условии, что имеются измерения (3),  $T$  – знак транспонирования

Отличительной особенностью закона управления (4), кроме простоты, является то, что он не требует априорного знания временного интервала функционирования, обеспечивая оптимизацию системы наведения на каждый момент времени. Кроме того, непосредственно для его реализации не требуется знания матриц  $\mathbf{F}_y$  и  $\mathbf{F}_T$  внутренних связей в (1) и (2), а достаточно знания оценок  $\hat{\mathbf{x}}_T$  и  $\hat{\mathbf{x}}_y$ , полученных тем или иным способом.

Для реализации этой целевой установки необходимо найти:

а) закон формирования  $\mathbf{x}_T$  в (4), (5), обеспечивающий разрешение целей по угловым координатам;

б) механизм перераспределения приоритетов управления от разрешения к устранению промаха;

в) закон управления, минимизирующий промахи на конечном участке.

Необходимо отметить, что, в общем случае, наведение необходимо осуществлять как в горизонтальной, так и в вертикальной плоскостях. Ниже для простоты рассмотрен синтез закона управления лишь для горизонтальной плоскости, в предположении, что закон управления для вертикальной плоскости будет аналогичным.

## 2. ОБОСНОВАНИЕ ТРЕБУЕМОЙ ТРАЕКТОРИИ ПОЛЕТА НОСИТЕЛЯ БОРТОВОЙ РЛС

Рассмотрим зависимость линейного разрешения бортовой РЛС по азимуту от взаимного расположения самолета-носителя и двух, близкорасположенных целей, не разрешаемых по углу и движущихся с одинаковыми скоростями и в одном направлении.

Пусть на носителе, находящемся в точке  $O_n$  (рис. 1) на удалении  $D$  от цели  $O_{ц1}$  и близкорасположенной к ней цели  $O_{ц2}$ , движущемся со скоростью  $V_n$  под углом  $\varphi_n$  к  $O_{ц1}$ , формируется сигнал подсвета с длиной волны  $\lambda$ , который после отражения от цели принимается приемником бортовой РЛС. На рисунке:  $\Delta\varphi < \theta$  – угол между целя-

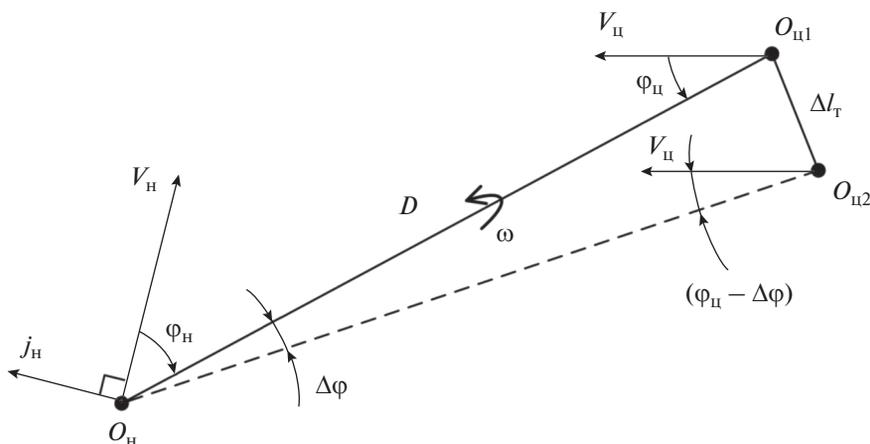


Рис. 1. Геометрия взаимного расположения носителя бортовой РЛС  $O_H$  и целей  $O_{Ц1}$ ,  $O_{Ц2}$ .

ми  $O_{Ц1}$  и  $O_{Ц2}$ , при котором они не разрешаются по углу;  $\varphi_{Ц}$  – угол между направлением скорости цели и линией визирования;  $\omega$  – угловая скорость вращения линии визирования цели  $O_{Ц1}$ ;  $j_H$  – поперечное ускорение носителя;  $\theta$  – ширина диаграммы направленности бортовой РЛС. При этом минимальное расстояние  $\Delta l_T$  между целями, при котором принимается решение о наличии двух целей, именуемое разрешающей способностью, существенно (более, чем на порядок) меньше дальности до цели:

$$\Delta l_m \ll D. \tag{6}$$

Тогда доплеровская частота принимаемого от цели  $O_{Ц1}$  сигнала

$$F_{d1} = \frac{2V_H \cos \varphi_H}{\lambda} + \frac{2V_{Ц} \cos \varphi_{Ц}}{\lambda}. \tag{7}$$

В свою очередь, доплеровская частота сигнала, принимаемого от цели  $O_{Ц2}$ , удаленной от цели  $O_{Ц1}$  на расстояние  $\Delta l_m \ll D$ , определяется как

$$F_{d2} = \frac{2V_H \cos(\varphi_H + \Delta\varphi)}{\lambda} + \frac{2V_{Ц} \cos(\varphi_{Ц} - \Delta\varphi)}{\lambda}.$$

Разложив это выражение в ряд Тейлора с линейным приближением, получим:

$$\begin{aligned} F_{d2} &= \frac{2}{\lambda} [V_H \cos \varphi_H - V_H (\sin \varphi_H) \Delta\varphi + \\ &+ V_{Ц} \cos \varphi_{Ц} + V_{Ц} (\sin \varphi_{Ц}) \Delta\varphi] = \\ &= F_{d1} + \frac{2}{\lambda} (V_{Ц} \sin \varphi_{Ц} - V_H \sin \varphi_H) \Delta\varphi = \\ &= F_{d1} + \frac{2\Delta l_T}{\lambda D} (V_{Ц} \sin \varphi_{Ц} - V_H \sin \varphi_H), \end{aligned} \tag{8}$$

где было учтено равенство (7) и соотношение  $\Delta\varphi \approx \Delta l_T / D$  для малых углов.

Чтобы разрешить цели  $O_{Ц1}$  и  $O_{Ц2}$  по доплеровской частоте, полоса пропускания доплеровского фильтра бортовой РЛС не должна превышать величины

$$\Delta F = F_{d1} - F_{d2} = \frac{2\Delta l_T}{\lambda D} (V_H \sin \varphi_H - V_{Ц} \sin \varphi_{Ц}). \tag{9}$$

Если полоса доплеровского фильтра  $\Delta F$  и длина волны  $\lambda$  известны, то можно предъявить требования к бортовому пеленгу цели  $\varphi_H$ , при котором цели будут разрешаться, находясь друг от друга на расстоянии  $\Delta l_T$ . Из (9) можно получить:

$$V_H \sin \varphi_H - V_{Ц} \sin \varphi_{Ц} = \frac{\Delta F \lambda D}{2\Delta l_T}, \tag{10}$$

$$\sin \varphi_H = \frac{\Delta F \lambda D}{2\Delta l_T V_H} + \frac{V_{Ц}}{V_H} \sin \varphi_{Ц}. \tag{11}$$

Из (11) следует, что для реализации требуемого линейного разрешения  $\Delta l_T$  траектория полета носителя должна быть такой, чтобы требуемый бортовой пеленг цели с носителя обладал значением не меньшим, чем

$$\varphi_{HT} = \arcsin \left[ \frac{\Delta F \lambda D}{2\Delta l_T V_H} + \frac{V_{Ц}}{V_H} \sin \varphi_{Ц} \right]. \tag{12}$$

При этом, учитывая, что  $(V_H \sin \varphi_H - V_{Ц} \sin \varphi_{Ц}) / D = \omega$ , из (10) получаем требования к угловой скорости линии визирования:

$$\omega_T = \frac{\Delta F \lambda}{2\Delta l_T}. \tag{13}$$

Анализ (12) и (13) позволяет заключить, что требуемые значения бортового пеленга  $\varphi_{HT}$  и угловой скорости  $\omega_T$ , необходимые для достижения требуемого линейного разрешения  $\Delta l_T$ , зависят

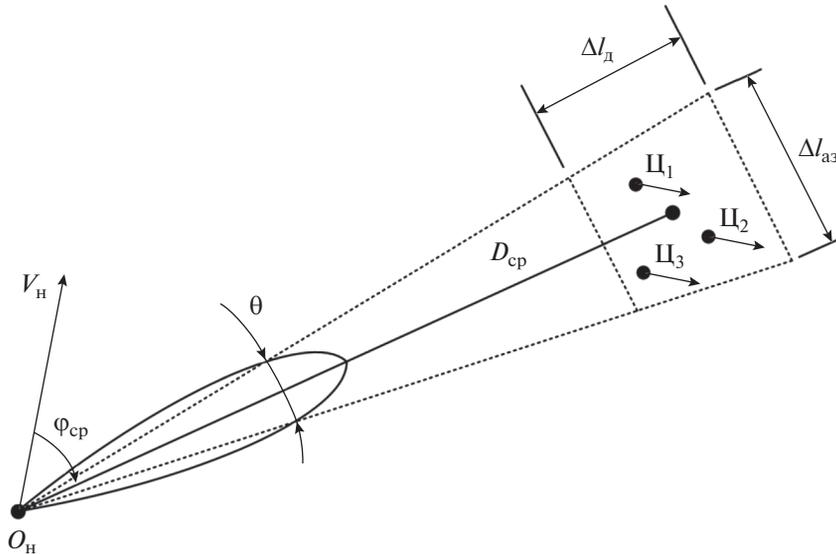


Рис. 2. Определение дальности  $D_{cp}$  и бортового пеленга  $\varphi_{cp}$  центра группы.

как от параметров системы обработки  $(\lambda, \Delta F)$ , так и от условий применения  $(D, V_H, V_{ц}$  и  $\varphi_{ц})$ .

Необходимо подчеркнуть, что (12) и (13) имеют естественное ограничение по дальности применения, обусловленное, с одной стороны, вытекающим из (11) требованием  $\sin \varphi_{нт} \leq 1$ , а с другой стороны сложностью реализации требуемых значений (13) на больших дальностях в реальном диапазоне скоростей движения целей и носителя. При этом последнее ограничение более жесткое.

### 3. СИНТЕЗ ЗАКОНА УПРАВЛЕНИЯ, ОБЕСПЕЧИВАЮЩЕГО НАВЕДЕНИЕ НА ЦЕЛЬ В СОСТАВЕ ПЛОТНОЙ ГРУППЫ

Для синтеза закона управления (4) следует иметь еще модель состояния (1) и функционал качества (5). Выбор исходных моделей состояния осуществляется исходя из назначения системы, возможности измерения координат состояния и их связей с требованиями, предъявляемыми к системе. Рассматриваемая система предназначена для решения двух задач, разрешения целей в плотной группе и высокоточного наведения объекта управления на отдельную цель в составе плотной группы.

Требуемое линейное разрешение  $\Delta l_r$ , определяемое интервалом между целями в группе, можно обеспечить соответствующим выбором угла  $\varphi_H = \varphi_{нт}$  и угловой скорости линии визирования  $\dot{\omega} = \dot{\omega}_r$ . В свою очередь, точность наведения на

цель характеризуется величиной текущего промаха [8]

$$h \approx \frac{D^2 \omega}{V_{сб}}, \quad (14)$$

где  $V_{сб} = -\dot{D}$  — скорость сближения объекта управления с целью, и для его уменьшения необходимо минимизировать величину  $\omega$ .

Спецификой модели состояния системы носитель — плотная группа является использование эквивалента носитель — одиночная цель, в котором роль одиночной цели выполняет элемент, координатами которого являются расстояние до центра группы и средний бортовой пеленг, соответствующий центру группы. Эти условия обычно выполняются на практике, если группа пространственно укладывается в элемент разрешения (рис. 2), а расстояния между участниками группы удовлетворяют соотношениям:

$$\Delta l_d \ll D_{cp}, \quad \Delta l_{аз} \ll D_{cp}, \quad (15)$$

где  $D_{cp}$  — среднее расстояние до центра группы,  $\Delta l_d$  — линейное разрешение по дальности,  $\Delta l_{аз}$  — линейное разрешение по азимуту.

Ввиду выполнения условия (15) правомочно использование модели состояния [8]:

$$\begin{aligned} \dot{\varphi}_H &= \omega, \quad \varphi_H(0) = \varphi_{H0}; \\ \dot{\omega} &= -\frac{2\dot{D}}{D} \omega - \frac{1}{D} j_H + \xi_{\omega}, \quad \omega(0) = \omega_0, \end{aligned} \quad (16)$$

которая получена с учетом того, что  $\Delta l_r \ll D, \ll \lambda$  а цели в плотной группе не маневрируют. Достоинством модели (16), в которой  $\xi_{\omega}$  — шумы состояния, является ее адаптируемость к условиям при-

менения, обусловленная учетом маневра носителя за счет поперечного ускорения  $j_n$ , и зависимость  $\omega$  от дальности и скорости сближения. Следует подчеркнуть, что средние значения  $\varphi_n$ ,  $\omega$ ,  $j_n$ ,  $D$  и  $\dot{D}$  достаточно просто оцениваются существующими датчиками.

Синтез закона управления, совместно наилучшего по разрешающей способности, точности наведения самолета и экономичности будем выполнять при условии, что соблюдаются следующие допущения:

- 1) известны интервалы между целями  $\Delta l_r$ , определяющие требуемую линейную разрешающую способность по азимуту;
- 2) цели движутся в произвольном направлении с известной постоянной скоростью;
- 3) известен диапазон располагаемых перегрузок и допустимый промах, величина которого определяется согласно (14);
- 4) на борту наводимого объекта в рамках первичной обработки в РЛС проводится спектральный анализ принимаемых сигналов, а в рамках вторичной формируются измерения дальности до целей, скорости сближения с ними и бортовых пеленгов [14, 15];

5) канал наведения в вертикальной плоскости не влияет на канал наведения в горизонтальной плоскости.

Функционал качества (5), характеризующий эффективность закона управления с разрешением целей в плотной группе, должен учитывать ошибки по углу  $\varphi_{нт} - \varphi_n$  и угловой скорости  $\omega_r - \omega$ , используемые для обеспечения требуемого линейного разрешения, ошибки по угловой скорости  $\omega_h - \omega$ , по которым можно минимизировать величину промаха (14), и расход энергии на сигналы управления  $j_n$  в (16). Здесь  $\omega_h = 0$  – требуемая для минимизации промаха величина угловой скорости линии визирования. С учетом этих особенностей минимизируемый функционал качества (5) может быть представлен в следующем виде:

$$I = M \left\{ \begin{bmatrix} \varphi_{нт} - \varphi_n \\ \omega_r - \omega \\ \omega_h - \omega \end{bmatrix}^T \begin{bmatrix} q_{11} & q_{12} & q_{13} \\ q_{21}D/V_{сб} & q_{22}D/V_{сб} & q_{23} \\ q_{31}D/V_{сб} & q_{32}D/V_{сб} & q_{33} \end{bmatrix} \times \right. \\ \left. \times \begin{bmatrix} \varphi_{нт} - \varphi_n \\ \omega_r - \omega \\ \omega_h - \omega \end{bmatrix} + \int_0^t j_n^2 k_j dt \right\}, \quad (17)$$

где  $q_{11}, \dots, q_{33}$  – веса штрафов за точность выдерживания линейного разрешения по азимуту и величину промаха,  $k_j$  – штраф за величину сигнала управления.

Сравнивая (16) с (1), а (17) с (5), получаем:

$$\mathbf{x}_r = \begin{bmatrix} \varphi_{нт} \\ \omega_r \\ \omega_h \end{bmatrix}, \quad \mathbf{x}_y = \begin{bmatrix} \varphi_n \\ \omega \\ \omega \end{bmatrix}, \quad \mathbf{F}_y = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 \\ 0 & -2\dot{D}/D & 0 \\ 0 & 0 & -2\dot{D}/D \end{bmatrix}, \\ \mathbf{B}_y = \begin{bmatrix} 0 \\ -1/D \\ -1/D \end{bmatrix}, \quad \mathbf{Q} = \begin{bmatrix} q_{11} & q_{12} & q_{13} \\ q_{21}D/V_{сб} & q_{22}D/V_{сб} & q_{23} \\ q_{31}D/V_{сб} & q_{32}D/V_{сб} & q_{33} \end{bmatrix}, \quad (18) \\ \mathbf{K} = [k_j], \quad \mathbf{u} = [j_n].$$

Спецификой матрицы штрафов  $\mathbf{Q}$  в функционале (17) является ее нестационарный характер, обусловленный использованием сомножителей  $D/V_{сб}$ , где  $V_{сб} = -\dot{D}$ . Целесообразность использования нестационарных штрафов обусловлена требованием обеспечения автоматического перераспределения управления от формирования траектории, обеспечивающей разрешение целей в плотной группе к поражению цели на последнем участке.

Используя (18) в (4), имеем:

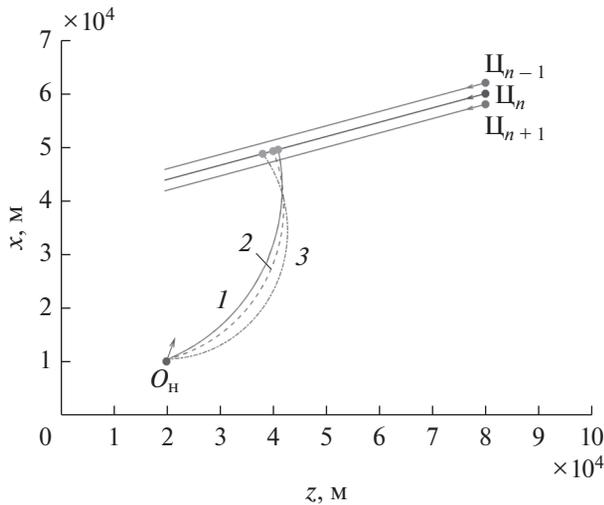
$$j_n = \frac{1}{k_j} \left[ 0 \quad -\frac{1}{\dot{D}} \quad -\frac{1}{\dot{D}} \right] \begin{bmatrix} q_{11} & q_{12} & q_{13} \\ q_{21}\hat{D}/\hat{V}_{сб} & q_{22}\hat{D}/\hat{V}_{сб} & q_{23} \\ q_{31}\hat{D}/\hat{V}_{сб} & q_{32}\hat{D}/\hat{V}_{сб} & q_{33} \end{bmatrix} \times \\ \times \begin{bmatrix} \hat{\varphi}_{нт} - \hat{\varphi}_n \\ \hat{\omega}_r - \hat{\omega} \\ \hat{\omega}_h - \hat{\omega} \end{bmatrix} = -\frac{q_{21} + q_{31}}{k_j \hat{V}_{сб}} (\hat{\varphi}_{нт} - \hat{\varphi}_n) - \\ - \frac{q_{22} + q_{32}}{k_j \hat{V}_{сб}} (\hat{\omega}_r - \hat{\omega}) - \frac{q_{23} + q_{33}}{k_j \hat{D}} (\hat{\omega}_h - \hat{\omega}). \quad (19)$$

Принимая во внимание, что требуемое для минимизации промаха значение угловой скорости  $\omega_h = 0$ , закон управления можно представить в виде:

$$j_n = -\frac{q_{21} + q_{31}}{k_j \hat{V}_{сб}} (\hat{\varphi}_{нт} - \hat{\varphi}_n) - \\ - \frac{q_{22} + q_{32}}{k_j \hat{V}_{сб}} (\hat{\omega}_r - \hat{\omega}) + \frac{q_{23} + q_{33}}{k_j \hat{D}} \hat{\omega}. \quad (20)$$

Анализ закона (20) позволяет прийти к следующим заключениям:

а) сигнал управления определяется ошибками, которые характеризуются несоответствием текущих значений  $\varphi_n, \omega$  требуемым  $\varphi_{нт}, \omega_r$ . Необходимо подчеркнуть, что на больших расстояниях, когда  $\omega \approx 0$  и  $\frac{q_{23} + q_{33}}{k_j D} \approx 0$ , основной вклад в управление вносят первые два слагаемые, обеспечивая требуемое линейное разрешение по азимуту. При этом первые два слагаемых образуют высокоточный пропорционально-дифференциальный метод последовательных упреждений [8], в котором



**Рис. 3.** Траектории целей и носителя для трех вариантов требуемого линейного разрешения: кривая 1 –  $\Delta l_{T1} = 300$  м, кривая 2 –  $\Delta l_{T2} = 250$  м, кривая 3 –  $\Delta l_{T3} = 200$  м.

второе слагаемое выполняет роль корректирующих сигналов, повышая точность обработки  $\Phi_{нт}$ . По мере уменьшения  $D$  увеличивается вклад третьего слагаемого и на небольших расстояниях превалирующей становится задача обеспечения минимального промаха;

б) веса ошибок управления зависят от соотношения штрафов  $(q_{21} + q_{31})/k_j$ ,  $(q_{22} + q_{32})/k_j$  и  $(q_{23} + q_{33})/k_j$ . При этом, манипулируя их величинами можно управлять моментом перехода от управления, обеспечивающего стабилизацию линейного разрешения, к управлению, минимизирующему промах. Признаком разрешения сигналов по результатам спектрального анализа [14] является регистрация появления сигналов в других доплеровских фильтрах [11], позволяющих определить количественный состав группы и выделить цель, предназначенную для поражения;

в) для реализации метода наведения по закону (20) бортовая РЛС должна формировать типовой набор оценок дальности до цели, скорости сближения с ней, углов и угловой скорости линии визирования, варианты алгоритмов формирования которых рассмотрены в [14, 15].

#### 4. ИССЛЕДОВАНИЕ ЗАКОНА УПРАВЛЕНИЯ, ОБЕСПЕЧИВАЮЩЕГО НАВЕДЕНИЕ НА ЦЕЛЬ В СОСТАВЕ ПЛОТНОЙ ГРУППЫ

Целью исследований являлась проверка возможности построения траектории на основе (20), полет по которой позволит разрешить цели в плотной группе с дальнейшим поражением одной

из них. В связи с этим подробности спектрального анализа сигналов в бортовой РЛС далее не рассматривались.

Исследования проводились по результатам гипотетического имитационного моделирования полета перехватчика и трех целей, движущихся на малых интервалах друг от друга, в переднюю полусферу носителя, при условии, что соблюдались следующие допущения:

1) скорость перехватчика составляет  $V_H = 300$  м/с, а скорость целей, движущихся по прямолинейной траектории –  $V_C = 250$  м/с;

2) шумы состояния в (16) отсутствуют и управление безынерционно;

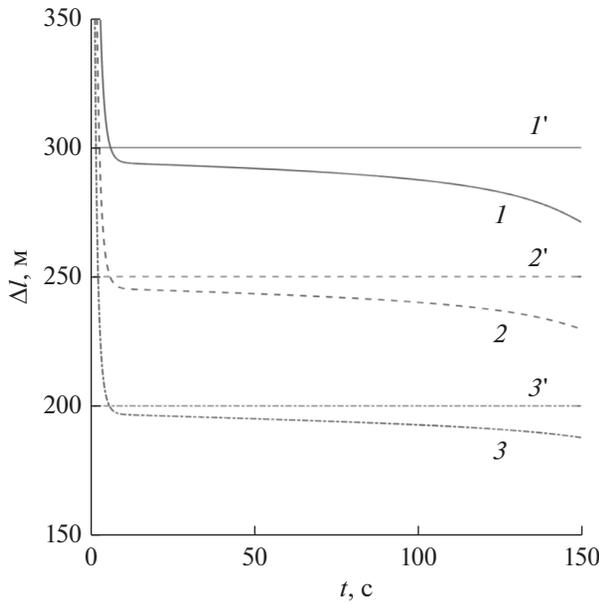
3) в качестве показателей эффективности функционирования метода наведения на цель в составе плотной группы были приняты промах  $h$  (14), текущее поперечное ускорение  $j_H$  управляемого объекта и текущее линейное разрешение бортовой РЛС перехватчика по азимуту  $\Delta l$ .

При моделировании полагалось, что точка начала наведения перехватчика имеет координаты  $z_{H0} = 20000$  м,  $x_{H0} = 10000$  м, координаты целей  $z_n = z_{n+1} = z_{n-1} = 80000$  м,  $x_n = 60000$  м,  $x_{n-1} = 59750$  м,  $x_{n+1} = 60250$  м, т.е. интервал между объектами в плотной группе составляет  $\Delta l_T = 250$  м. При этом считалось, что на носителе используется типовая бортовая импульсно-доплеровская РЛС [14] с полосой пропускания доплеровских фильтров  $\Delta F = 50$  Гц. Цель наведения – обеспечивая в процессе перехвата требуемое разрешение, поразить выбранную цель  $\Pi_n$  в плотной группе.

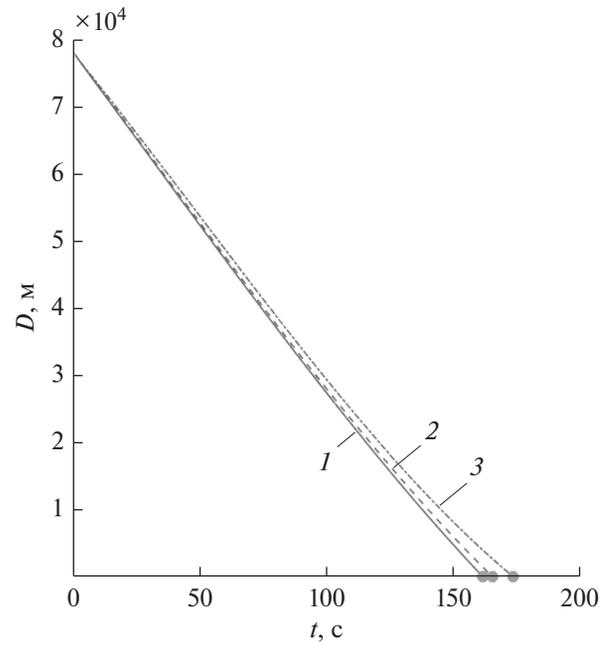
При этом проверялись три варианта управления – для обеспечения линейного разрешения  $\Delta l_{T1} = 300$  м,  $\Delta l_{T2} = 250$  м и  $\Delta l_{T3} = 200$  м, которым на графиках соответствуют эпюры 1, 2 и 3. На рис. 3 приведены траектории участников наведения, полученные в результате эксперимента.

Результаты иллюстрируют успешное наведение на цель по плавной криволинейной траектории для всех трех вариантов  $\Delta l_T$ . При этом, чем меньше требуемое линейное разрешение, тем большей кривизной обладает траектория. Маркерами выделены точки начала движения объектов и точки перехвата цели.

График зависимостей текущих значений обеспечиваемого линейного разрешения по азимуту, а также их требуемые значения представлены на рис. 4. Полученные результаты свидетельствуют, что полет согласно предлагаемому методу наведения позволяет быстро обеспечить и сохранять текущие значения разрешения в процессе наведения для всех трех вариантов не хуже требуемых.



**Рис. 4.** Зависимости текущих и требуемых (нумерация со штрихом) линейных разрежений по азимуту от времени для трех вариантов требуемого линейного разрежения: кривая 1 –  $\Delta l_{T1} = 300$  м, кривая 2 –  $\Delta l_{T2} = 250$  м, кривая 3 –  $\Delta l_{T3} = 200$  м.

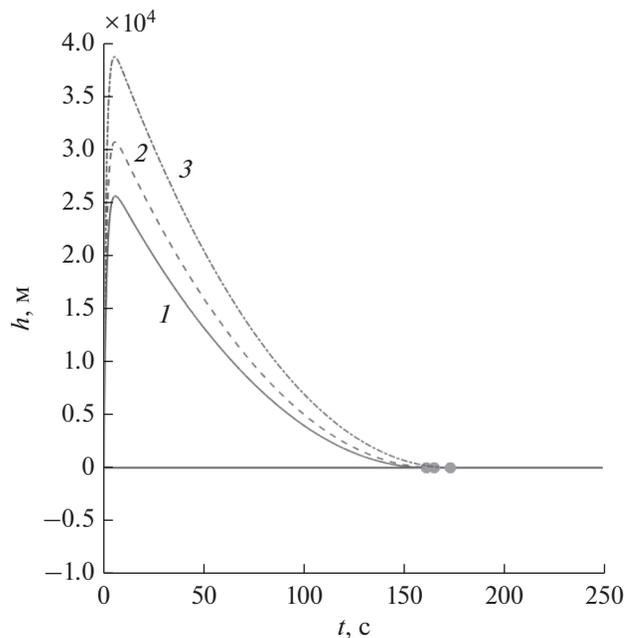


**Рис. 5.** Зависимость дальностей до цели от времени для трех вариантов требуемого линейного разрежения: кривая 1 –  $\Delta l_{T1} = 300$  м, кривая 2 –  $\Delta l_{T2} = 250$  м, кривая 3 –  $\Delta l_{T3} = 200$  м.

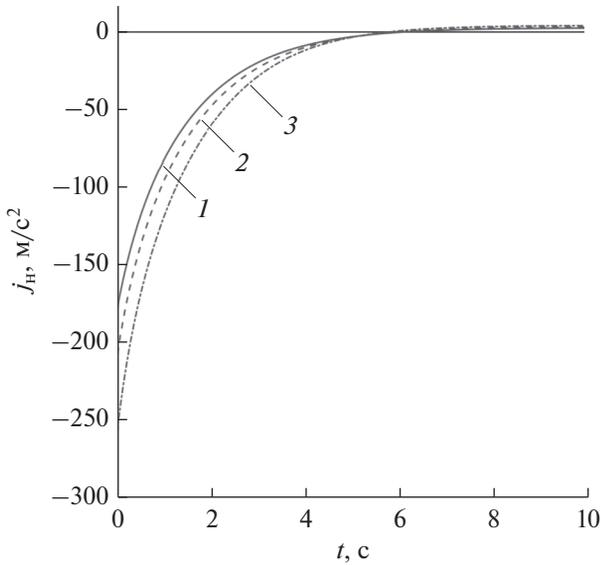
На рис. 5 и 6 приведены графики дальностей до цели и промахов, рассчитываемых по формуле (14). Из рисунков видно, что дальности и промахи эффективно уменьшаются после начала наведения. При этом, чем более жесткие требования предъявляются к обеспечению заданного линейного разрежения (и, соответственно, чем больше кривизна траектории), тем больше время занимает процесс перехвата.

Для оценки возможности практического применения закона управления (20) представляют интерес значения поперечных ускорений  $j_n$  (перегрузки, испытываемые наводимым объектом) в процессе наведения. График зависимости поперечных ускорений от времени представлен на рис. 7.

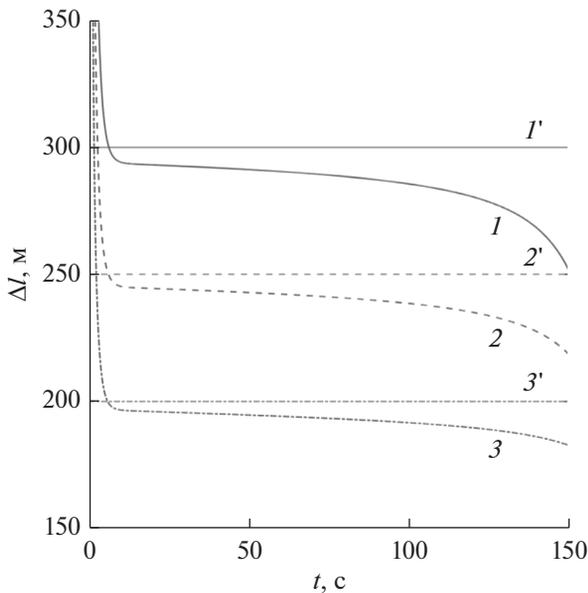
Наибольшие перегрузки носитель испытывает в начальные моменты времени, что связано с выходом на требуемое направление движения. При этом минимальные значения разрешающей способности ограничиваются, с одной стороны, значением полосы пропускания  $\Delta F$  доплеровских фильтров, а с другой стороны, допустимой перегрузкой летательного аппарата. Чем шире полоса пропускания фильтров, тем больше кривизна требуемой траектории и тем больше значения перегрузок, которые испытывает летательный аппарат.



**Рис. 6.** Зависимость текущих промахов от времени для трех вариантов требуемого линейного разрежения: кривая 1 –  $\Delta l_{T1} = 300$  м, кривая 2 –  $\Delta l_{T2} = 250$  м, кривая 3 –  $\Delta l_{T3} = 200$  м.



**Рис. 7.** Зависимость поперечного ускорения от времени для трех вариантов требуемого линейного разрешения: кривая 1 –  $\Delta l_{T1} = 300$  м, кривая 2 –  $\Delta l_{T2} = 250$  м, кривая 3 –  $\Delta l_{T3} = 200$  м.



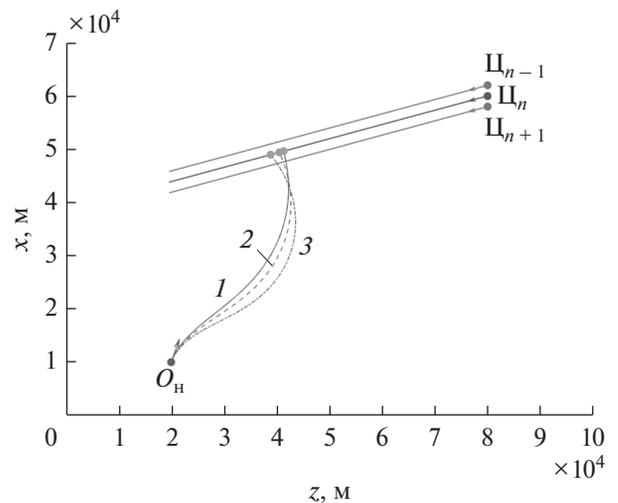
**Рис. 8.** Зависимости текущих и требуемых (нумерация со штрихом) линейных разрешений по азимуту от времени при законе управления без второго слагаемого для трех вариантов требуемого линейного разрешения: кривая 1 –  $\Delta l_{T1} = 300$  м, кривая 2 –  $\Delta l_{T2} = 250$  м, кривая 3 –  $\Delta l_{T3} = 200$  м.

После выхода на траекторию носитель обладает небольшими значениями поперечного ускорения вплоть до поражения цели.

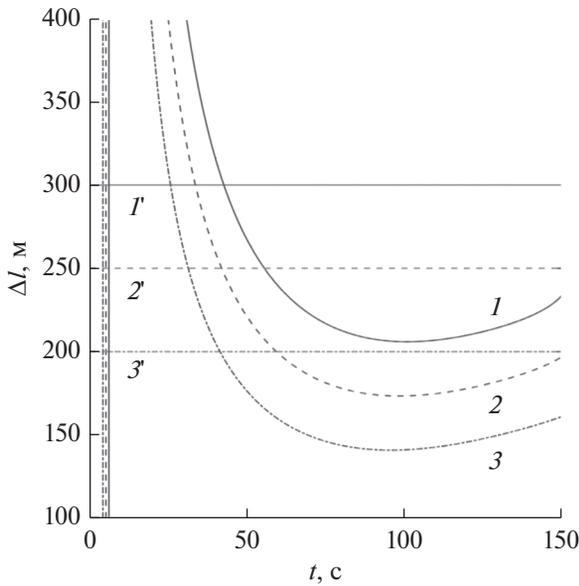
Необходимо отметить, что в исследуемом законе (20) за стабилизацию линейного разрешения по азимуту отвечает два первых слагаемых, реализуя пропорционально-дифференциальный закон [8], в котором первое слагаемое играет основную роль, а второе – роль корректирующего сигнала. В связи с этим представляет интерес исследовать влияние каждого слагаемого на показатели эффективности наведения. Результаты исследования упрощенного варианта метода наведения, без второго корректирующего сигнала, показали, что несколько ухудшается точность выдерживания линейного разрешения (рис. 8), в то время как остальные показатели эффективности практически не изменяются.

В то же время исключение первого слагаемого в значительной мере влияет на все показатели эффективности. Графики результатов исследований этого варианта приведены на рис. 9–12, по которым видно, что особенно сильно, по сравнению с полным вариантом закона (20), изменяются разрешающие способности, промахи и перегрузки, представленные на рис. 10–12.

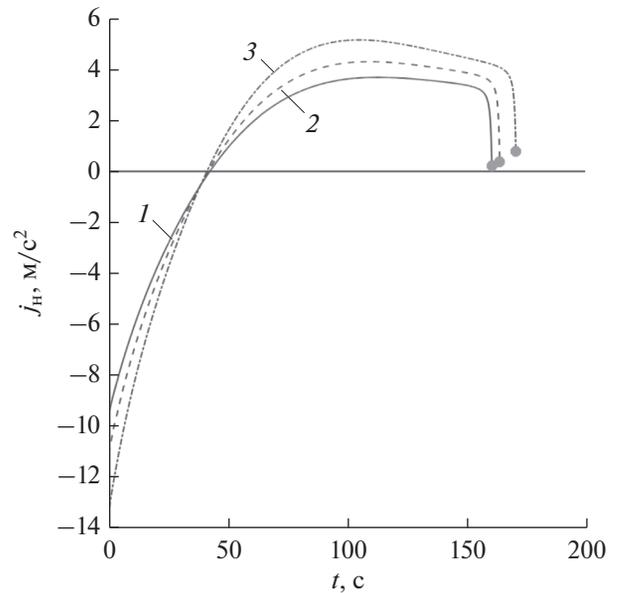
Объясняется это, прежде всего, тем, что на больших расстояниях угловые скорости линии визирования настолько малы, что закон управления на них не реагирует. Поэтому эта модификация закона управления начинает выполнять свои



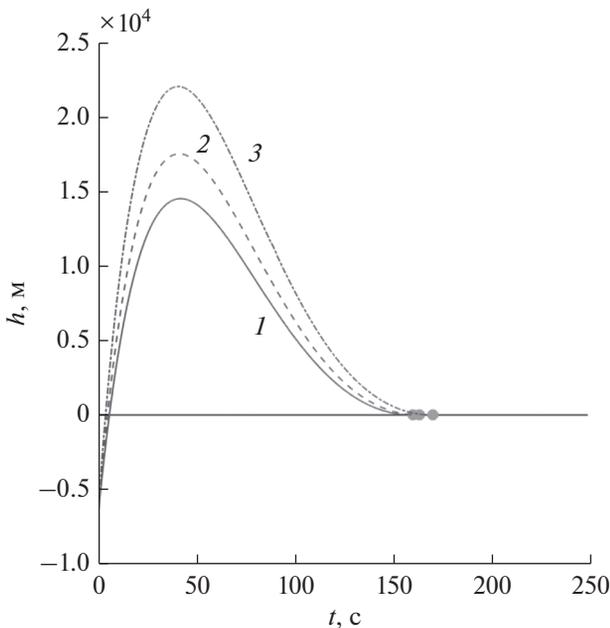
**Рис. 9.** Траектории целей и носителя для трех вариантов требуемого линейного разрешения при законе управления без первого слагаемого: кривая 1 –  $\Delta l_{T1} = 300$  м, кривая 2 –  $\Delta l_{T2} = 250$  м, кривая 3 –  $\Delta l_{T3} = 200$  м.



**Рис. 10.** Зависимости текущих и требуемых (нумерация со штрихом) линейных разрешений по азимуту от времени для трех вариантов требуемого линейного разрешения: кривая 1 –  $\Delta l_{T1} = 300$  м, кривая 2 –  $\Delta l_{T2} = 250$  м, кривая 3 –  $\Delta l_{T3} = 200$  м.



**Рис. 12.** Зависимость поперечного ускорения от времени при законе управления без первого слагаемого для трех вариантов требуемого линейного разрешения: кривая 1 –  $\Delta l_{T1} = 300$  м, кривая 2 –  $\Delta l_{T2} = 250$  м, кривая 3 –  $\Delta l_{T3} = 200$  м.



**Рис. 11.** Зависимость текущих промахов от времени при законе управления без первого слагаемого для трех вариантов требуемого линейного разрешения: кривая 1 –  $\Delta l_{T1} = 300$  м, кривая 2 –  $\Delta l_{T2} = 250$  м, кривая 3 –  $\Delta l_{T3} = 200$  м.

функции только после значительного сближения с целью (рис. 12).

### ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Проведенные эксперименты доказали работоспособность предложенного метода наведения, реализуемого законом управления (20), который позволяет обеспечить разрешение цели в плотной группе и одновременно с этим осуществить ее перехват. При этом использование более сложного закона, учитывающего и бортовой пеленг и угловую скорость, позволяет повысить и дальности применения, и точность выдерживания требуемого разрешения.

По результатам исследований можно заключить, что ужесточение требований к линейному разрешению приводит к увеличению требуемых значений бортового пеленга цели, угловой скорости линии визирования и поперечного ускорения носителя, что в конечном итоге приводит к более сильному отклонению траектории от прямолинейной.

Для осуществления наведения по закону (20) от бортовой РЛС требуется формирование оценок дальности до цели, скорости сближения с ней, ее бортового пеленга и угловой скорости линии визирования.

По совокупности результатов можно утверждать, что предложенный метод наведения, поз-

воляющий расширить рабочую зону применения используемых летательных аппаратов, не накладывает ограничений на возможность его реализации.

#### ФИНАНСИРОВАНИЕ

Работа выполнена при финансовой поддержке Российского фонда фундаментальных исследований (проект № 19-08-00060-а).

#### СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. *Попов И.М., Хамзатов М.И.* Война будущего: концептуальные основы и практические выводы. М.: Кучково поле, 2017.
2. *Федосов Е.А.* // Фазотрон. 2007. № 1, 2. С. 11.
3. *Верба В.С., Иевлев Д.И., Меркулов В.И.* // Радиотехника. 2020. № 2(3). С. 5.
4. *Авиация ПВО России и научно-технический прогресс. Боевые комплексы и системы вчера, сегодня, завтра* / Под ред. Е.А. Федосова. М.: Дрофа, 2005.
5. Справочник по радиолокации. Т. 2. Радиолокационные антенные устройства / Под ред. М. Сколника. М.: Сов. радио, 1977.
6. *Григорьев Ф.Н., Кузнецов Н.А., Серебровский Л.П.* Управление наблюдением в автоматических системах. М.: Наука, 1986.
7. Авиационные радиолокационные комплексы и системы / Под ред. П.И. Дудника. М.: Изд. ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, 2006.
8. Авиационные системы радиоуправления / Под ред. В.И. Меркулова. М.: Изд-во ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, 2008.
9. *Меркулов В.И.* // Вестник ВКО. 2020. № 1(25). С. 25.
10. *Меркулов В.И., Самарин О.Ф., Францев В.В., Челей Г.С.* Способ наведения летательного аппарата на отдельную воздушную цель в составе плотной группы. Патент РФ № 2253082. Оpubл. офиц. бюл. "Изобретения. Полезные модели" № 15. 27.05.2005.
11. *Меркулов В.И., Забелин И.В.* // Радиотехника. 2012. № 10. С. 107.
12. *Анциферов А.А., Богданов А.В., Бондарев В.Н. и др.* // Журн. Сибирского федерального университета. Техника и технологии. 2017. Т. 10. № 2. С. 169.
13. Информационно-измерительные и управляющие радиоэлектронные системы и комплексы / Под ред. В.С. Вербы. М.: Радиотехника, 2020.
14. Многофункциональные радиолокационные комплексы истребителей / Под ред. В.Н. Лепина. М.: Радиотехника, 2014.
15. *Меркулов В.И., Верба В.С., Ильчук А.Р., Колтышев Е.Е.* Автоматическое сопровождение целей в РЛС интегрированных авиационных комплексов. Т. 2. Сопровождение одиночных целей. М.: Радиотехника, 2018.
16. *Аврамов А.В., Иванов С.Л., Шевченко В.В., Янковский В.Т.* Система управления вооружением модернизированного истребителя: учебное пособие. Воронеж: ВУНЦ ВВС "ВВА", 2019.