

УДК 681.327.12

Algorithm of Simultaneous Assessment of Functionally Related Aircraft Principal Axes and Clustered Air Target State Based on Linear Model with Markovian Structure

**Alexander V. Bogdanov^a,
Alexander A. Kuchin^{*a}, Alexander Yu. Fedotov^a,
Andrey A. Filonov^a and Andrey A. Skrynnikov^b**

*^aMilitary Academy of Aero-Space Defense
named after the Marshal of Soviet Union G.K. Zhukov
50 Zhigareva Str., Tver, 170022, Russia*

*^bState Research Institute of Aviation Systems
7 Viktorenko Str., Moscow, 125319, Russia*

Received 27.05.2018, received in revised form 16.08.2018, accepted 12.10.2018

The goals of functionally related aircraft principal axes filtration and clustered air target state identification are considered for the purpose of extended capabilities and increased accuracy characteristics of fighter onboard radars. The generalized model of clustered air target as random jump structure system is developed. Based on this model, the dynamic model of aircraft flight flying in case of formation mode and distance change is improved. The quasioptimal algorithm of phase coordinate and aircraft flight state simultaneous assessment is driven, including assessment of their formation mode and distance.

Keywords: clustered air target, identification, random jump structure system, dynamic model.

Citation: Bogdanov A.V., Kuchin A.A., Fedotov A.Yu., Filonov A.A., Skrynnikov A.A. Algorithm of simultaneous assessment of functionally related aircraft principal axes and clustered air target state based on linear model with markovian structure, J. Sib. Fed. Univ. Eng. technol., 2019, 12(1), 41-63. DOI: 10.17516/1999-494X-0093.

© Siberian Federal University. All rights reserved

This work is licensed under a Creative Commons Attribution-NonCommercial 4.0 International License (CC BY-NC 4.0).

* Corresponding author E-mail address: kuchin.a.a@gmail.com, phil99@rambler.ru

Алгоритм совместного оценивания функционально связанных координат и состояния групповой воздушной цели на основе линейной модели с марковской структурой

**А.В. Богданов^а, А.А. Кучин^а,
А.Ю. Федотов^а, А.А. Филонов^а, А.А. Скрынников^б**

*^аВоенная академия воздушно-космической обороны
им. Маршала Советского Союза Г.К. Жукова
Россия, 170022, Тверь, ул. Жигарева, 50*

*^бГосударственный научно-исследовательский институт
авиационных систем
Россия, 125319, Москва, ул. Викторенко, 7*

Рассматривается задача фильтрации функционально связанных координат и распознавания состояния групповой воздушной цели в интересах расширения функциональных возможностей и повышения точностных характеристик бортовой радиолокационной станции истребителя. Разработана обобщенная модель групповой воздушной цели как системы со случайной скачкообразной структурой. На ее основе усовершенствована динамическая модель полета звена самолетов на случай смены форм боевых порядков и дистанций в них. Получен квазиоптимальный алгоритм совместного оценивания фазовых координат и состояния самолетов звена, в том числе формы их боевого порядка и варианта выдерживаемых дистанций.

Ключевые слова: групповая воздушная цель, распознавание, система со случайной скачкообразной структурой, динамическая модель.

Введение

Анализ современных вооруженных конфликтов отмечает групповой характер применения авиации. При этом значительный вклад в эффективность истребителя при решении задач перехвата и уничтожения групповых воздушных целей (ГВЦ) вносят функциональные возможности и точностные характеристики его бортовой радиолокационной станции (БРЛС) по обнаружению, разрешению, сопровождению и распознаванию воздушных целей (ВЦ) различных типов и классов.

Под ГВЦ в рамках решаемой задачи понимается определенным образом функционально связанное в пространстве расположение средств воздушного нападения (самолетов, ракет, вертолетов, беспилотных летательных аппаратов), находящихся в главном луче диаграммы направленности антенны БРЛС истребителя и действующих по единому тактическому замыслу.

В работах [1–4] предлагается расширение информационных возможностей БРЛС за счет реализации на борту истребителя новых алгоритмов распознавания таких состояний ГВЦ, как ее численного и типового (классового) составов, функционального назначения самолетов в группе по принципу «ведущий – ведомый», формы боевого порядка (БП) (пеленг, клин и т. д.), характера ее полета по принципу «стационарный полет – маневр группой – маневр в группе»,

видов оказываемого информационного противодействия (уводящие по скорости и/или по дальности помехи), а также фактов и количества пущенных ракет.

Основу этих алгоритмов составляет многогипотезная многомерная линейная калмановская фильтрация [3], строящаяся на априорных сведениях в виде динамических моделей (ДМ) функционально связанных координат (ФСК) по двухэтапной схеме «прогноз – коррекция». При этом под ФСК понимают дальности до элементов ГВЦ, радиальные скорости и ускорения взаимного сближения самолетов группы и истребителя – носителя БРЛС, а также дистанции между самолетами в БП.

Однако примененная в вышеупомянутом подходе калмановская фильтрация имеет ряд ограничений:

- не позволяет учитывать априорные сведения о динамике распознаваемых состояний ГВЦ, а как следствие, и возможность влияния ФСК на состояние ГВЦ;

- не позволяет учитывать дополнительную статистическую взаимосвязь между ФСК и состоянием ГВЦ;

- линейность моделей полета ГВЦ и БРЛС как системы наблюдения, положенных в основу синтезированных алгоритмов;

- при решении задачи фильтрации не рассмотрены такие реальные динамические свойства измерителей, как инерционность, форсирование и запаздывание;

- не рассматривается возможность комплексирования информации от индикаторов состояния ГВЦ;

- не рассматривается возможность комплексирования информации от измерителей ФСК и индикаторов состояния ГВЦ (теплопеленгаторов, индикаторов помех, огневого противодействия и т. д.), отличных по физическим принципам от радиолокационных;

- не позволяет учитывать влияние управления истребителем и его состоянием на ФСК и состояние ГВЦ.

В свою очередь, на практике имеет место:

- возможность выявления и описания закономерностей смен различных состояний ГВЦ во времени;

- зависимость численного состава ГВЦ, функционального назначения самолетов группы, формы ее боевого порядка, характера полета, вида помех, фактов пуска ракет, их количества и направления полета от радиальных дальностей, скоростей и ускорений;

- ограничение допустимых диапазонов скоростей и ускорений летательных аппаратов, образующих ГВЦ, летно-техническими характеристиками их типов или классов;

- ограничение возможных видов огневого и информационного противодействия, а также функционального назначения самолетов в группе их типами и классами;

- наличие и возможность учета значительных нелинейностей в динамике фазовых координатах полета ГВЦ, в частности состоящих из сверхманевренных летательных аппаратов, и в БРЛС при измерении ФСК в условиях интенсивного информационного противодействия;

- проявление в реальных измерителях инерционности, форсирования и запаздывания;

- возможность комплексирования измерений ФСК, получаемых от БРЛС, с показаниями индикаторов (например, информационного или огневого противодействия).

Отсутствие возможности учета этих особенностей при калмановской фильтрации в целом отрицательно сказывается на адекватности используемых при оценивании и распознавании моделей, а как следствие, снижает функциональные возможности и точностные характеристики БРЛС по сопровождению и распознаванию ВЦ различных типов и классов.

Возможным путем устранения отмеченных ограничений признано моделирование полета ГВЦ и смены ее состояний как системы со случайной скачкообразной структурой (ССС) и применение в «многогипотезном» подходе вместо фильтра Калмана рекуррентных алгоритмов [5], по отношению к которым линейная калмановская фильтрация является частным случаем.

Цель статьи – разработать алгоритм совместной фильтрации радиальных функционально связанных координат самолетов звена и распознавания формы их боевого порядка и варианта выдерживаемых дистанций в интересах расширения функциональных возможностей и повышения точностных характеристик бортовой радиолокационной станции истребителя по сопровождению и распознаванию групповых воздушных целей.

Для этого необходимо решить следующие частные задачи:

формализовать систему «ГВЦ – истребитель» как систему со СССР;

усовершенствовать ДМ полета звена самолетов как линейную систему с марковской структурой для случая смены форм БП и дистанций в них;

синтезировать квазиоптимальный алгоритм совместной фильтрации ФСК и распознавания состояния ГВЦ на основе линейной модели с марковской структурой и метода двухмоментной параметрической аппроксимации.

Групповая воздушная цель как система со случайной скачкообразной структурой

Под системой со СССР понимаются стохастические динамические системы, структура которых (т.е. состав элементов и связи между ними) имеют конечное число возможных состояний, сменяющих друг друга в случайные моменты времени [5].

Так, группу воздушных целей при решении задачи их совместного сопровождения-распознавания в БРЛС истребителя можно представить системой со СССР, в которой ФСК соответствуют фазовым координатам, а состояния ГВЦ – состояниям структуры системы.

Тогда под случайной скачкообразной сменой структуры понимается изменение численного состава ГВЦ (рис. 1) в результате отделения от нее самолетов или их поражения, смена форм боевого порядка (рис. 2), переход от стационарного полета к выполнению маневра в группе или составом группы, начало постановки помех, смена их вида (по скорости, по дальности) (рис. 3), изменение количества пущенных ракет (рис. 4), а также смена направления их полета по принципу «на меня» – «не на меня» (рис. 5), происходящие в случайные, заранее не известные моменты времени.

Функциональная схема совместного траекторного сопровождения-распознавания ГВЦ на основе модели со СССР представлена на рис. 6.

На вход обобщенного объекта управления, под которым понимается ГВЦ и противоборствующий ей истребитель – носитель БРЛС, кроме управляющих сигналов u_k, θ_k поступают неуправляемые случайные возмущения ζ_k .

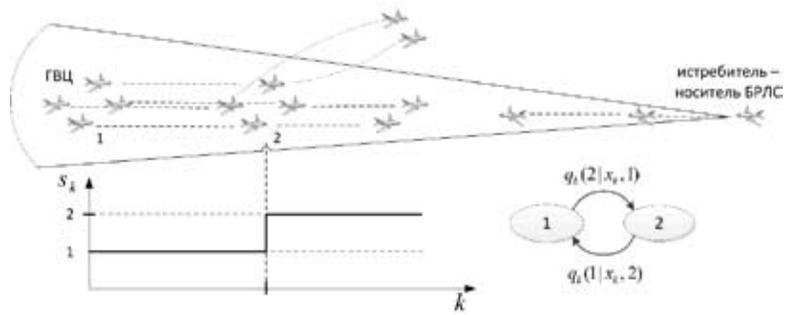


Рис. 1. Скачкообразное изменение численного состава ГВЦ: 1 – звено; 2 – пара; внизу, справа – граф состояний ГВЦ

Fig. 1. Spasmic change of numerical structure of clustered air target: 1 – link; 2 – pair; below, on the right – state graph of group air target

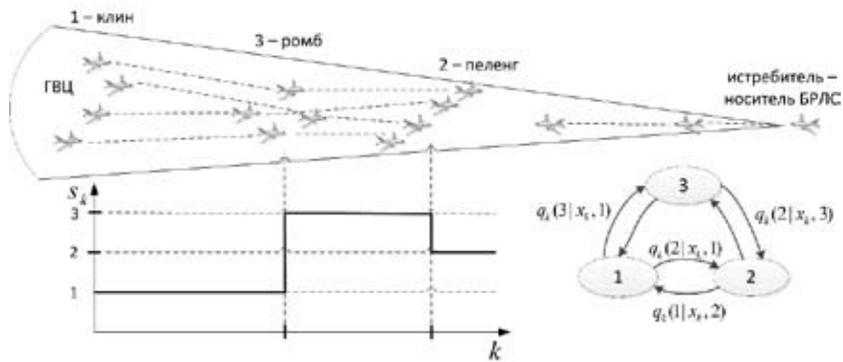


Рис. 2. Смена формы боевого порядка ГВЦ: 1 – клин; 2 – пеленг; 3 – ромб

Fig. 2. Spasmic change of a form of a fighting order of clustered air target: 1 – wedge; 2 – bearing; 3 – rhombus

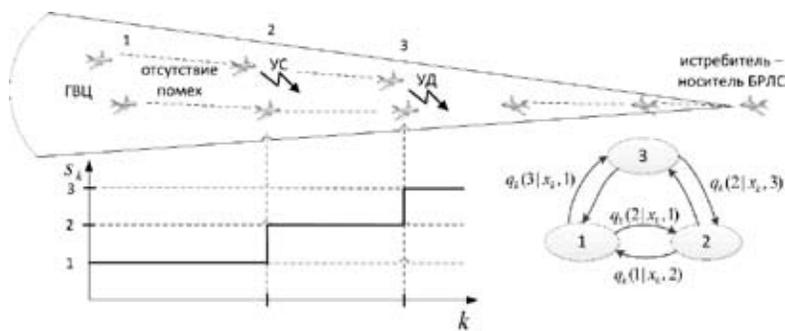


Рис. 3. Смена вида информационного противодействия со стороны ГВЦ: 1 – помехи отсутствуют; 2 – ставится уведующая по скорости помеха; 3 – ставится уведующая по дальности помеха

Fig. 3. Spasmic change of information counteraction from clustered air target: 1 – there are no interferences; 2 – a distraction that distracts by speed is set; 3 – an disturbship distractor is placed

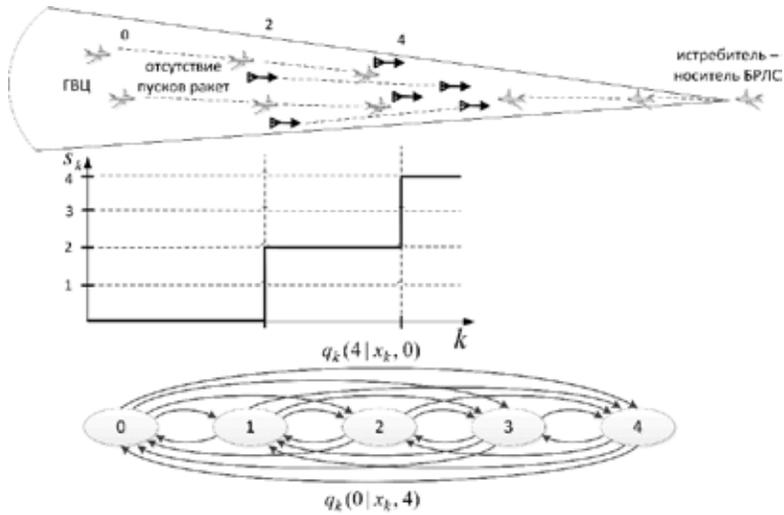


Рис. 4. Скачкообразное изменение количества пущенных ракет
 Fig. 4. Spasmodic change of quantity of the started-up rockets

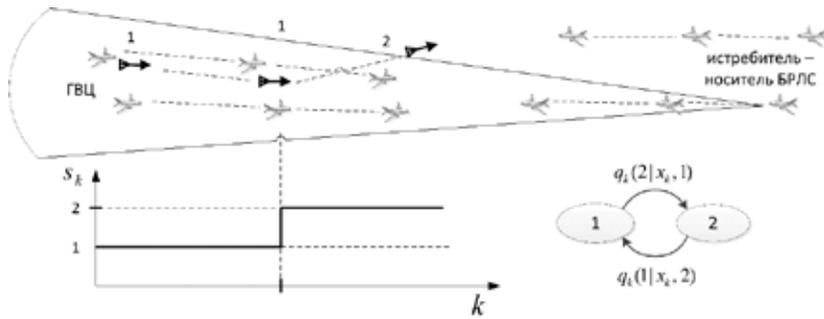


Рис. 5. Скачкообразное изменение направления полета ракеты: 1 – «на меня»; 2 – «не на меня»
 Fig. 5. Spasmodic change of the direction of flight of a rocket by the principle: 1 – “on me”; 2 – “not on me”

Состояние объекта «ГВЦ – истребитель» в дискретный момент времени характеризуется векторами x_k и s_k . Состояние x_k, s_k наблюдается с помощью БРЛС, измеряющей ФСК, с вектором выходных сигналов z_k и с помощью индикаторов состояния ГВЦ с вектором выходных сигналов r_k . Информация о состоянии «ГВЦ – истребитель», содержащаяся в сигналах z_k, r_k , является неполной и искаженной помехами ζ_k .

Оценивание текущего (мгновенного) состояния ГВЦ и истребителя как системы со ССС – это распознавание состояния их структуры s_k и оценивание ФСК x_k на основании наблюдений z_k и r_k .

Оценки экстраполяции \tilde{x}_k, \tilde{s}_k , фильтрации \hat{x}_k, \hat{s}_k и интерполяции \bar{x}_k, \bar{s}_k могут использоваться для выработки сигналов управления u_k, θ_k .

В задаче синтеза системы обработки информации предполагаются известными модели системы «ГВЦ – истребитель», системы наблюдения и управления, а алгоритм совместного траекторного сопровождения-распознавания подлежит определению. Так как зависимости $u_k,$

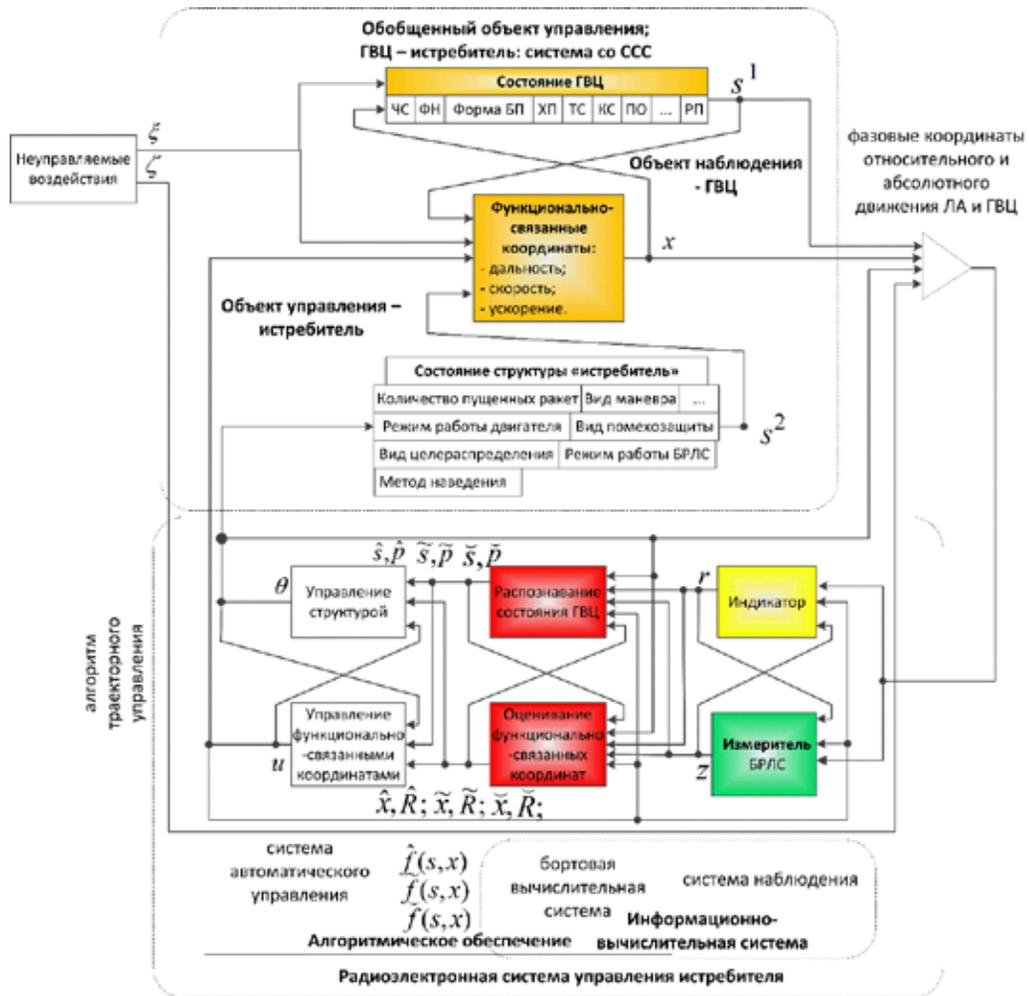


Рис. 6. Функциональная схема совместного траекторного сопровождения-распознавания ГВЦ на основе модели со ССС: ЧС – численный состав; ФН – функциональное назначение; БП – боевой порядок; ХП – характер полета; ТС – типовой состав; КС – классовый состав; ПО – помеховая обстановка; РП – ракетное противодействие

Fig. 6. Function chart of joint trajectory maintenances recognitions of clustered air target on the basis of random jump structure model: ES – the number of people; FN – functional purpose; BP – battle order; HP – the nature of the flight; TC – typical composition; KS – class composition; ON – jamming environment; RP – rocket counteraction

θ_k от оценок ФСК и состояния ГВЦ предполагают детерминированными и известными, а сами оценки ищут в классе детерминированных зависимостей от наблюдений z_k и r_k , то математические модели можно записать в следующем виде:

для ФСК

$$x_{k+1} = \varphi_k(s_{k+1}, x_k, s_k, \xi_k), \quad k = 0, 1, 2, \dots, \quad (1)$$

для измерений БРЛС

$$z_{k+1} = \psi_k(x_{k+1}, s_{k+1}, r_{k+1}, x_k, s_k, z_k, \zeta_k), \quad (2)$$

где k – дискретный момент времени; x_k – вектор ФСК; s_k – вектор состояний ГВЦ; z_k – вектор измерений ФСК; r_k – вектор индикации состояния ГВЦ; ζ_k – вектор возмущений, действующих на объект (дискретный белый шум); ξ_k – вектор помех измерению.

Размерность векторов равна соответственно $n_x, n_s, n_z, n_r, n_\xi, n_\zeta$.

Возмущения ζ_k и помехи ξ_k – последовательности векторных случайных величин, независимых при разных k .

Индекс s_k состояния ГВЦ и выходной сигнал индикатора r_k – условно марковские цепи с конечным числом состояний, заданные условными вероятностями переходов (графы состояний представлены на рис. 1–5):

$$q_k(s_{k+1} | x_k, s_k), \quad (3)$$

$$\pi_{k+1}(r_{k+1} | x_{k+1}, s_{k+1}, x_k, s_k, z_k, r_k). \quad (4)$$

Таким образом, влияние u_k, θ_k в (1), (2) учтено с помощью функций $\varphi_k(\cdot), \psi_k(\cdot)$, а влияние возмущений и помех в (3), (4) – с помощью функций $q_k(\cdot)$ и $\pi_{k+1}(\cdot)$ в неявной форме.

Для индикатора состояния структуры характерно принятие решения по результатам наблюдения без учета априорной информации (3) о динамике состояний ГВЦ.

Известны также:

$\varphi_k(\cdot)$ и $\psi_k(\cdot)$ – векторные детерминированные функции случайных аргументов; совместная функция распределения возмущений и помех

$$\Phi_k(\xi_k, \zeta_k); \quad (5)$$

начальное совместное распределение вероятностей ФСК и состояния ГВЦ

$$f_0(x_0, s_0). \quad (6)$$

Зависимость $q_k(\cdot)$ от x_k отражает тот факт, что изменения состояния ГВЦ не только происходят под влиянием внешних воздействий, но и зависят от ФСК, что в общем случае отражает «переход количества в качество».

Как следует из (1)–(4) временная последовательность векторов мгновенного (текущего) обобщенного состояния ГВЦ и системы наблюдения

$$[x_k, s_k, z_k, r_k]$$

является марковским процессом.

Теоретическая особенность представления ГВЦ как системы со ССС в отличие от случая калмановского фильтра при «многогипотезном» подходе состоит в следующем [5].

Несмотря на то что вектор состояния $[x_k, s_k]$ марковский, поскольку $\varphi_k(\cdot)$ и $\psi_k(\cdot)$ не зависят от вектора наблюдений $[z_k, r_k]$, его составляющие в отдельности (вектора ФСК x_k и состояний ГВЦ s_k) марковским свойством не обладают. Они являются условно марковскими: при фиксированном состоянии ГВЦ $s_k = i$; вектор $x_k(i)$ – марковский процесс, а при фиксированном $x_k = j$ индекс состояния ГВЦ $s_k(j)$ – марковская цепь.

В свою очередь, вектор наблюдения $[z_k, r_k]$, как целиком, так и каждая его компонента в отдельности, представляют собой условные марковские процессы. Однако вектор состоя-

ния обобщенной системы «ГВЦ – индикатор – БРЛС» $[x_k, s_k, z_k, r_k]$ является марковским, что обуславливает рекуррентную форму алгоритмов, удобную для реализации в БЦВМ истребителя.

Таким образом, разработана в общем виде математическая модель (1)–(6) ГВЦ как системы со ССС, позволяющая:

учитывать априорные сведения о динамике распознаваемых состояний ГВЦ в виде условных вероятностей переходов (3);

учитывать дополнительную статистическую взаимосвязь между ФСК и состоянием ГВЦ: в выражение (1) ФСК x_{k+1} зависят от состояний ГВЦ s_{k+1} и s_k , а в выражение (3) вероятности перехода $q_k(\cdot)$ зависят от ФСК x_k ;

описывать в (1) и (2) заданием конкретного вида соответственно функций $\varphi_k(\cdot)$ и $\psi_k(\cdot)$ нелинейные модели динамики ФСК и измерений БРЛС;

отражать в (2), (4) такие реальные динамические свойства измерителей и индикаторов, как инерционность, форсирование и запаздывание;

рассматривать дополнительную информацию, поступающую от индикатора со статистической характеристикой (4) (вероятностью правильной/ложной идентификации);

представлять в (2), (4) информацию, поступающую от измерителей ФСК и индикаторов состояния ГВЦ, отличных по физическим принципам от радиолокационных, с целью ее последующего комплексирования с информацией, выдаваемой БРЛС.

Определение конкретных видов зависимостей (1)–(6) позволяет получить на основе известных результатов теории систем со ССС [5] новые оптимальные и квазиоптимальные рекуррентные алгоритмы для решения задачи совместного сопровождения и распознавания ГВЦ в БРЛС истребителя, отличающиеся повышенной точностью.

Однако для этого необходимо усовершенствовать динамические модели, разработанные для калмановской фильтрации.

Динамическая модель стационарного полета звена

В работе [6] приведена ДМ стационарного полета пары самолетов, описываемая следующей системой уравнений:

$$V_1(t) = V_0 + \Delta V_1(t); \quad (7)$$

$$\dot{V}_1(t) = \Delta \dot{V}_1(t) = a_1(t), \quad \Delta V_1(0) = \Delta V_{01}; \quad (8)$$

$$\dot{a}_1(t) = -\alpha_1 a_1(t) - \beta_1 \Delta V_1(t) + (2\alpha_1 \sigma_{a1}^2)^{1/2} n(t), \quad a_1(0) = a_{01}, \quad (9)$$

$$\dot{d}_3(t) = \Delta V_1(t) - \Delta V_2(t), \quad d_3(0) = d_{1,2}, \quad (10)$$

$$V_2(t) = V_0 + \Delta V_2(t); \quad (11)$$

$$\dot{V}_2(t) = \Delta \dot{V}_2(t) = a_2(t), \quad \Delta V_2(0) = \Delta V_{02}; \quad (12)$$

$$\dot{a}_2(t) = -\alpha_2 a_2(t) - \beta_2 \Delta V_2(t) + \gamma d_3(t), \quad a_2(0) = a_{02}, \quad (13)$$

где $V_1(t)$, V_0 и $\Delta V_1(t)$ – скорость стационарного полета ведущего (ВЩ) самолета, ее постоянная и флюктуационная составляющие соответственно;

ΔV_{01} – начальное значение флюктуационной составляющей скорости ВЦ;

$a_1(t)$ и a_{01} – флюктуационная составляющая ускорения ВЦ и ее начальное значение соответственно;

$\alpha_1, \beta_1, \sigma_{a1}^2$ – параметры модели ВЦ, вычисляемые по формулам

$$\alpha_1 = 1/\tau_1; \beta_1 = (2\pi f_1)^2; \sigma_{a1}^2 = \sigma_{v1}^2 (\alpha_1^2 + \beta_1); \quad (14)$$

τ_1, f_1 и σ_{v1} – соответственно время корреляции, частота и среднеквадратическое отклонение скоростных флюктуаций полета ВЦ;

$n(t)$ – формирующий белый гауссовский шум (БГШ) с нулевым математическим ожиданием и единичной интенсивностью (спектральной плотностью);

$d_3(t)$ – текущее значение выдерживаемой ведомым (ВМ) самолетом дистанции относительно ВЦ;

$d_{1,2}$ – заданная дистанция, выдерживаемая ВМ самолетом относительно ВЦ;

$V_2(t)$ и ΔV_2 – скорость стационарного полета ВМ и ее флюктуационная составляющая соответственно;

ΔV_{02} – начальное значение флюктуационной составляющей полета ВМ;

$a_2(t)$ и a_{02} – флюктуационная составляющая ускорения ВМ и ее начальное значение соответственно;

α_2, γ – параметры ДМ полета ВМ, вычисляемые по формулам

$$\alpha_2 = \lambda (\sigma_{v1} + \Delta\sigma) / d_3(t); \gamma = \beta_2 \alpha_2 / K; \quad (15)$$

$\beta_2, \Delta\sigma$ и K – параметры ДМ полета ведомого самолета, зависящие от заданной для выдерживания ВМ дистанции $d_{1,2}$;

β_2 – квадрат частоты скоростных флюктуаций ВМ;

$\Delta\sigma$ – приращение среднеквадратического отклонения скоростных флюктуаций ВМ относительно среднеквадратического отклонения скоростных флюктуаций σ_{v1} ВЦ;

K – коэффициент устойчивости управления ВМ при выдерживании им заданной дистанции.

Под стационарностью полета звена в настоящей работе понимается постоянство детерминированной составляющей V_0 радиальных скоростей взаимного сближения самолетов группы с истребителем – носителем БРЛС.

Структура описанной ДМ представлена на рис. 7.

Недостатком данной ДМ стационарного полета пары самолетов является отсутствие возможности с ее помощью адекватно описать стационарный полет звена из четырех самолетов с учетом динамики смены форм БП и задаваемых для выдерживания дистанций между самолетами группы.

Данная неадекватность негативно влияет на качество разрабатываемых алгоритмов сопровождения ВЦ и распознавания функционального назначения самолетов группы по принципу «ведущий – ведомый» и формы их БП, а также на качество моделирования таких алгоритмов с целью получения их характеристик.

При этом выражения (7)–(15) недостаточны для применения аппарата теории систем со ССС.

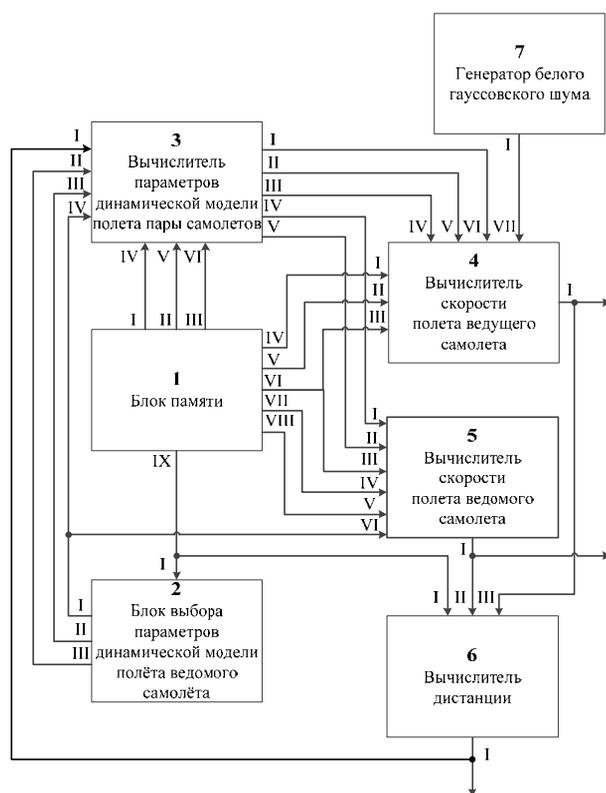


Рис. 7. Структура модели стационарного полета пары самолетов

Fig. 7. Structure of model of stationary flight of couple of planes

Динамическая модель полета звена со сменой форм боевых порядков и дистанций в них

С целью устранения отмеченной неадекватности ДМ стационарного полета пары самолетов обобщена на случай полета звена из четырех самолетов, а также в ней учтена возможность смены форм БП и выдерживаемых дистанций между самолетами группы.

Предлагаемая модель строится при следующих допущениях:

- время полета ГВЦ в одной форме БП значительно превосходит время ее перестроения в другую форму БП;
- время полета звена при выдерживании его самолетами одного варианта заданных дистанций значительно превосходит время набора этими самолетами нового варианта дистанций.

Сделанные допущения позволяют моделировать смены форм БП и вариантов выдерживаемых дистанций между самолетами группы случайными скачкообразными процессами.

Усовершенствованная ДМ стационарного полета звена самолетов описывается следующими выражениями:

для ФСК (фазовых координат) системой уравнений

$$V_1(t) = V_0 + \Delta V_1(t); \quad (16)$$

$$\dot{V}_1(t) = \Delta \dot{V}_1(t) = a_1(t), \quad \Delta V_1(0) = \Delta V_{01}; \quad (17)$$

$$\dot{a}_1(t) = -\alpha_1 a_1(t) - \beta_1 \Delta V_1(t) + \left(2\alpha_1 \sigma_1^2\right)^{1/2} n(t), \quad a_1(0) = a_{01}; \quad (18)$$

$$\dot{d}_{m_j, i}(t) = \Delta V_{m_j}(t) - \Delta V_i(t), \quad d_{m_j, i}(0) = d_{j m_j, i}; \quad (19)$$

$$V_i(t) = V_0 + \Delta V_i(t); \quad (20)$$

$$\dot{V}_i(t) = \Delta \dot{V}_i(t) = a_i(t), \quad \Delta V_i(0) = \Delta V_{0i}; \quad (21)$$

$$\dot{a}_i(t) = -\alpha_{ij} a_i(t) - \beta_{ij} \Delta V_i(t) + \gamma_{ij} d_{m_j, i}(t), \quad a_i(0) = a_{0i}; \quad (22)$$

$$i = 2, 3, 4; \quad m_j = 1, 2, 3, \quad m = (m_2, m_3, m_4), \quad j = \overline{1, d}; \quad (23)$$

для смены форм БП звена и вариантов выдерживаемых дистанций (структуры звена)

$$t_{k+1} = t_k + \min \{ \tau_{h_k, j} : j \neq h_k \}, \quad h_{k+1} = \arg \min_{j \neq h_k} \{ \tau_{h_k, j} \}, \quad \tau_{ij} \sim \text{Exp} \{ \lambda_{ij} \};$$

$$x_{n+1} = x_n + \min \{ \eta_{r_n, j} : j \neq r_n \}, \quad r_{n+1} = \arg \min_{j \neq r_n} \{ \eta_{r_n, j} \}, \quad \eta_{ij} \sim \text{Exp} \{ \mu_{ij} \};$$

$$s_1(t) = \begin{cases} h_0, & t_0 < t < t_1; \\ h_1, & t_1 < t < t_2; \\ \dots & \\ h_k, & t_k < t < t_{k+1}; \\ \dots & \end{cases} \quad s_2(t) = \begin{cases} r_0, & x_0 < t < x_1; \\ r_1, & x_1 < t < x_2; \\ \dots & \\ r_n, & x_n < t < t_{n+1}; \\ \dots & \end{cases} \quad (24)$$

где наряду с ранее введенными обозначениями,

$V_i(t)$ – радиальная скорость i -го самолета звена относительно БРЛС ($i = 1$ соответствует ВЩ);

$\Delta V_i(t)$ – флюктуационная составляющая радиальной скорости i -го самолета звена;

$a_i(t)$ – радиальное ускорение i -го самолета звена относительно носителя БРЛС;

$d_{m_j, i}(t)$ – текущее значение дистанции между i -м и m_j -м самолетами;

$d_{j, m_j, i}(t)$ – заданная для выдерживания дистанция между i -м и m_j -м самолетами, соответствующая j -му варианту заданных дистанций;

$\alpha_{ij}, \beta_{ij}, \gamma_{ij}$, – коэффициенты для i -го самолета звена при j -м варианте заданных дистанций;

$$\alpha_{ij} = K_{ij} (\sigma_{v1} + \Delta \sigma_{ij}) / d_{j m_j, i}; \quad \gamma_{ij} = \beta_{ij} \alpha_{ij} / K_{ij}; \quad (25)$$

$\Delta V_{01}, a_{01}, d_{j m_j, i}, \Delta V_{0i}, a_{0i}$, – начальные значения соответственно флюктуационной составляющей скорости ВЩ, ускорения ВЩ, заданной дистанции между i -м и m_j -м самолетами, соответствующей j -му варианту заданных дистанций, флюктуационной составляющей скорости i -го ВМ самолета, ускорения i -го ВМ самолета;

i – условный порядковый номер ЛА в звене ($i = 1$ соответствует ВЩ);

m_j – условный порядковый номер ЛА, относительно которого выдерживает заданную $d_{j, m_j, i}(t)$ дистанцию i -й самолет звена;

$m = (m_2, m_3, m_4)$ – вектор, задающий форму БП (например, для БП «пеленг» $m = (1,2,3)$), а для «клин» $m = (1,1,3)$);

t_k – случайные моменты смены формы БП звена;

h_k – номер индекса формы БП (1 – пеленг, 2 – клин), в который звено перестраивается в момент t_k ;

$X \sim p_i(0)$ – начальное значение формы БП, заданное рядом распределения $p_i(0)$;

$\tau_{ij} \sim \text{Exp}\{\lambda_{ij}\}$ – случайные интервалы времени между сменами форм БП звена, распределенные по экспоненциальному закону с параметрами λ_{ij} (λ_{ij} – интенсивность перестроения звена из i -й формы БП в j -ю);

$s_1(t)$ – марковский случайный скачкообразный (импульсный) процесс смены форм БП;

x_k – случайные моменты смены задаваемых для выдерживания дистанций при h_k -й форме БП звена;

g_k – номер варианта задаваемых для выдерживания дистанций при h_k -й форме БП звена, на который в момент x_k меняется текущий вариант;

$Y \sim q_i(0)$ – начальное значение варианта задаваемых для выдерживания дистанций, заданное рядом распределения $q_i(0)$;

$\eta_{ij} \sim \text{Exp}\{\mu_{ij}\}$ – случайные интервалы времени между сменами вариантов задаваемых для выдерживания дистанций, распределенные по экспоненциальному закону с параметрами μ_{ij} (μ_{ij} – интенсивность замены i -го варианта задаваемых дистанций на j -й);

$s_2(t)$ – марковский случайный скачкообразный (импульсный) процесс смены вариантов выдерживаемых дистанций.

Коэффициенты α_1 , α_{ij} и величина σ_1^2 характеризуют соответственно ширину спектра и дисперсию ускорения ведущего самолета.

Коэффициенты β_{ij} , ограничивающие рост дисперсий скоростей во времени, зависят от типа объекта и условий движения.

Структурная схема разработанной ДМ представлена на рис. 8. Так, в структуру известной модели добавлены два вычислителя скорости ведомых самолетов, два вычислителя дистанций, вычислитель формы БП звена, вычислитель варианта выдерживаемых дистанций и переключатель структуры модели. Помимо этого, в блок памяти добавились распределение $p_i(0)$ начальной формы БП звена, распределение $q_i(0)$ начальных вариантов, задаваемых для выдерживания дистанций, интенсивности λ_{ij} и μ_{ij} соответственно перестроения звена в различные формы БП и смены вариантов дистанций, начальные значения скоростных флюктуаций ΔV_{03} и флюктуаций ускорения a_{03} третьего самолета, начальные значения скоростных флюктуаций ΔV_{04} и флюктуаций ускорения a_{04} четвертого самолета; блок выбора параметров ДМ расширился для хранения параметров полета ведомых самолетов β_{2j} , β_{3j} , β_{4j} , $\Delta\sigma_{ij}$ и K_{ij} , для различных вариантов j , заданных для выдерживания БП дистанций $d_{j m_1,2}$, $d_{j m_1,3}$, $d_{j m_1,4}$; вычислитель параметров ДМ дополнительно стал рассчитывать α_{4j} , γ_{4j} , α_{3j} , γ_{3j} , α_{2j} , γ_{2j} , также зависящие от вариантов j , заданных для выдерживания БП дистанций.

Для проверки функционирования разработанной ДМ рассмотрен частный случай смен форм БП «пеленг» и «клин» и трех вариантов задаваемых дистанций.

При этом система дифференциальных уравнений (17)–(19) и (21), (22), описывающих полет звена в векторно-матричной форме, примет следующий вид:

$$A(i, j) = \begin{pmatrix} 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ -\beta_1 & -\alpha_1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 1 & 0 & -1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \gamma_{21} - \beta_{21} - \alpha_{21} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ \gamma_{21} - 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & -1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \gamma_{31} - \beta_{31} - \alpha_{31} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & -1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \gamma_{41} - \beta_{41} - \alpha_{41} & 1 \end{pmatrix}$$

Рис. 9. Обобщенный вид матрицы коэффициентов

Fig. 9. Generalized view of a matrix of coefficients

рое соответствует числу всевозможных наборов сменяемых состояний структуры звена, для рассматриваемого частного случая их число равно шести (по количеству вариантов форм БП и задаваемых дистанций).

После перехода от непрерывного времени к дискретному уравнение (26) примет вид

$$X(k+1) = \Phi(s)X(k) + GN(k), \quad X(1) = X_0, \quad (28)$$

где $\Phi(s)$ – переходная матрица состояния, зависящая от формы БП и задаваемых дистанций;

G – матрица коэффициентов размерности 11×11 ;

$N(k) = (n_1(k), n_2(k), n_3(k), n_4(k), n_5(k), n_6(k), n_7(k), n_8(k), n_9(k), n_{10}(k), n_{11}(k))^T$ – матрица центрированных дискретных БГШ с единичными дисперсиями.

Для нахождения матрицы $\Phi(s)$ необходимо решить следующее дифференциальное уравнение, полученное из (26) опусканием случайного слагаемого:

$$\frac{dX(t)}{dt} = A(s)X(t), \quad X(0) = X_0.$$

Решением этого уравнения является матричная экспонента, определяемая матричным степенным рядом

$$\Phi(s) = \exp\{A(s)T\} = I + A(s)T + \frac{A^2(s)T^2}{2} + \frac{A^3(s)T^3}{3!} + \dots, \quad (29)$$

где I – единичная матрица; T – интервал дискретизации.

В результате согласования определения дискретного БГШ при переходе в выражении (26) от непрерывного времени к дискретному (28) матрица G будет иметь следующий отличный от нуля элемент:

$$g_{22} = \sqrt{4\alpha_1\sigma_1^2T}.$$

Моделирование стационарного полета звена из четырех самолетов со сменой форм БП и задаваемых для выдерживания дистанций между самолетами группы проводилось при следующих исходных данных.

1. Сменяемые формы БП – «пеленг» / «клин».
2. Сменяемые варианты задаваемых дистанций:

1-й вариант – $d_{1 m_1, 2} = d_{1 m_1, 3} = d_{1 m_1, 4} = 60$ м;

2-й вариант – $d_{2 m_1, 2} = d_{2 m_1, 3} = d_{2 m_1, 4} = 200$ м;

3-й вариант – $d_{3 m_1, 2} = d_{3 m_1, 3} = d_{3 m_1, 4} = 400$ м.

3. Начальное распределение вероятностей $p_1(0) = p_2(0) = 0,5$ форм БП.

4. Интенсивности $\lambda_{12} = 0,01$ с⁻¹, $\lambda_{21} = 0,007$ с⁻¹ перестроения звена соответственно из БП «клин» в БП «пеленг» и обратно.

5. Начальное распределение вероятностей $q_1(0) = 0,2$, $q_2(0) = 0,3$, $q_3(0) = 0,5$ вариантов, задаваемых для выдерживания дистанций.

6. Интенсивности $\mu_{12} = 0,0067$, $\mu_{13} = 0,0059$, $\mu_{21} = 0,0071$, $\mu_{23} = 0,0053$, $\mu_{31} = 0,0063$, $\mu_{32} = 0,0067$ смены вариантов, задаваемых для выдерживания дистанций.

7. Постоянная составляющая скорости полета звена – $V_0 = 200$ м/с.

8. Реальные численные значения характеристик скоростных флюктуаций ведущего самолета: $\tau_1 = 5,32$ с; $f_1 = 0,1$ Гц; $\sigma_{v1} = 0,12$ м/с.

9. Для ВЩ рассчитаны параметры: $\alpha_1 = 0,188$ с⁻¹; $\beta_1 = 0,394$ рад²с⁻²; $\sigma_{a1} = 0,079$ м/с.

10. Для вариантов задаваемых дистанций 60/200/400 м выбраны значения параметров ДМ ведомых самолетов в соответствии с табл. 1.

11. Шаг дискретизации – $T = 0,2$ с.

12. Число итераций – $n = 1000$.

13. Моделирование проводилось при нулевых начальных условиях флюктуаций ведущего и ведомых самолетов звена, т. е.

$$\Delta V_1(0) = \Delta V_2(0) = \Delta V_3(0) = \Delta V_4(0) = 0, \quad a_1(0) = a_2(0) = a_3(0) = a_4(0) = 0.$$

Результаты моделирования одной реализации представлены на рис. 10–14.

Проверка полученной модели осуществлялась путем нахождения автокорреляционной функции (АКФ) ускорения ведомого самолета при варьировании параметрами его модели (рис. 15–20) для частного случая пары самолетов и фиксированных форме БП и варианте выдерживаемых дистанций. Характер полученных зависимостей не противоречит результатам летно-экспериментальных исследований [7].

Таблица 1

Table 1

№ самолета	Вариант дистанций		
	1 – 60 м	2 – 200 м	3 – 400 м
2	$\alpha_{21} = 0,1$ с ⁻¹ $\beta_{21} = 0,2$ рад ² с ⁻² $\gamma_{21} = 0,01$ рад ² с ⁻³	$\alpha_{22} = 0,216$ с ⁻¹ $\beta_{22} = 0,47$ рад ² с ⁻² $\gamma_{22} = 0,017$ рад ² с ⁻³	$\alpha_{23} = 0,25$ с ⁻¹ $\beta_{23} = 0,6$ рад ² с ⁻² $\gamma_{23} = 0,001$ рад ² с ⁻³
3	$\alpha_{31} = 0,2$ с ⁻¹ $\beta_{31} = 0,3$ рад ² с ⁻² $\gamma_{31} = 0,02$ рад ² с ⁻³	$\alpha_{32} = 0,256$ с ⁻¹ $\beta_{32} = 0,57$ рад ² с ⁻² $\gamma_{32} = 0,027$ рад ² с ⁻³	$\alpha_{33} = 0,3$ с ⁻¹ $\beta_{33} = 0,7$ рад ² с ⁻² $\gamma_{33} = 0,002$ рад ² с ⁻³
4	$\alpha_{41} = 0,3$ с ⁻¹ $\beta_{41} = 0,4$ рад ² с ⁻² $\gamma_{41} = 0,03$ рад ² с ⁻³	$\alpha_{42} = 0,296$ с ⁻¹ $\beta_{42} = 0,67$ рад ² с ⁻² $\gamma_{42} = 0,037$ рад ² с ⁻³	$\alpha_{43} = 0,4$ с ⁻¹ $\beta_{43} = 0,8$ рад ² с ⁻² $\gamma_{43} = 0,003$ рад ² с ⁻³

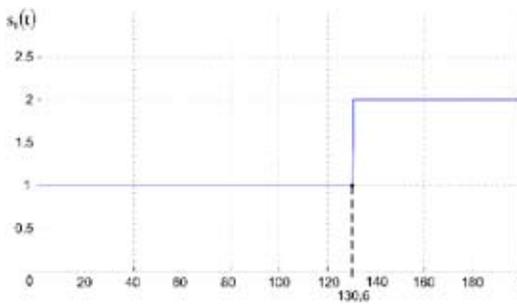


Рис. 10. Смены форм БП

Fig. 10. Changes of the formation mode forms

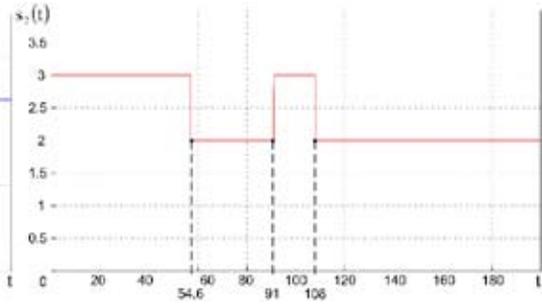


Рис. 11. Смены вариантов дистанций

Fig. 11. Changes of the set options of distances

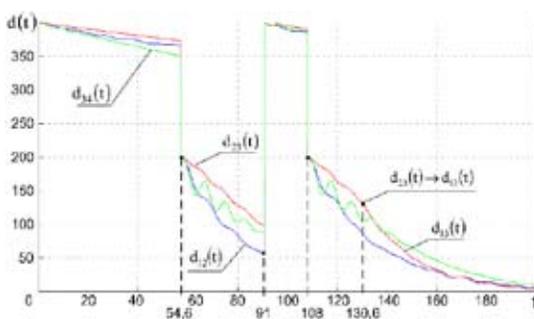


Рис. 12. Зависимость выдерживаемых дистанций в БП звена от времени

Fig. 12. Dependence of the maintained distances in link formation mode from time

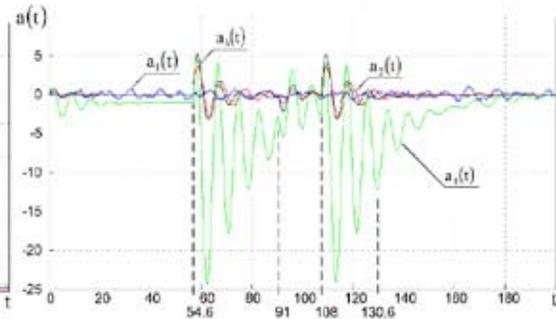


Рис. 13. Зависимость флюктуационных составляющих ускорений самолетов от времени

Fig. 13. Dependence of flyuktuatSIONny components accelerations of planes of a link from time

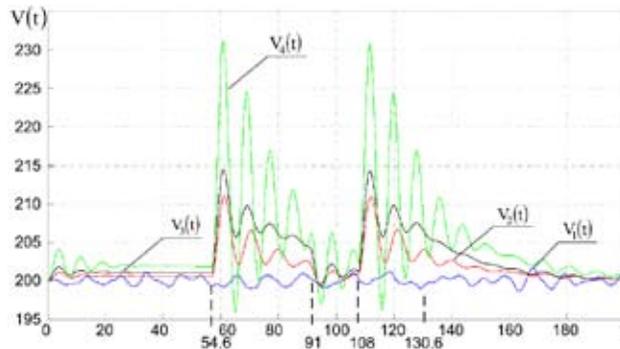


Рис. 14. Зависимость радиальных скоростей самолетов звена от времени

Fig. 14. Dependence of radial speeds of planes of a link on time

Таким образом, усовершенствована ДМ полета четырех самолетов для случая смены форм БП и дистанций в них, что позволяет повысить адекватность моделирования полета ГВЦ и получить новый квазиоптимальный алгоритм совместного сопровождения и распознавания ГВЦ в БРЛС истребителя, отличающийся повышенной точностью.

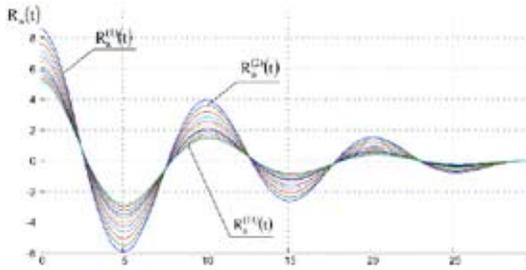


Рис. 15. Семейство АКФ ускорения ведомого самолета при варьировании параметром α_2 от 0,138 до 0,238 с шагом 0,01

Fig. 15. Autocorrelated function of acceleration of the conducted plane at variation by parameter from 0,138 to 0,238 with a step 0,01

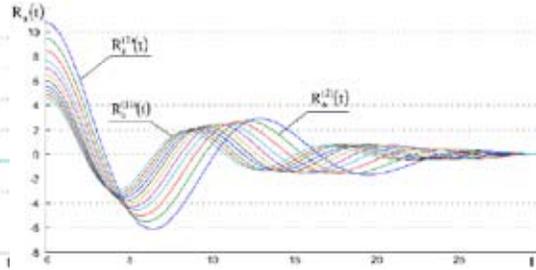


Рис. 16. Семейство АКФ ускорения ВЦ самолета при варьировании параметром β_2 от 0,245 до 0,545 с шагом 0,03

Fig. 16. Autocorrelated function of acceleration of the leading plane at variation by parameter from 0,245 to 0,545 with a step 0,03

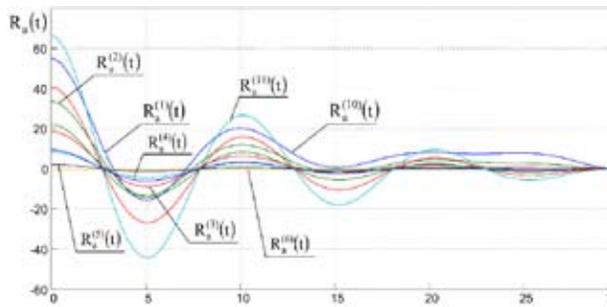


Рис. 17. Семейство АКФ ускорения ведущего самолета при варьировании параметром γ_2 от $-0,015$ до $0,015$ с шагом $0,003$

Fig. 17. Autocorrelated function of acceleration of the leading plane at variation by parameter from $-0,015$ to $0,015$ with a step $0,003$

Алгоритм совместной фильтрации функционально связанных координат и распознавания состояния групповой воздушной цели на основе линейной модели с марковской структурой

Рассмотрим частный случай модели (1)–(4), когда динамика ФСК и БРЛС при их измерении описываются линейными уравнениями, а смена состояний ГВЦ и индикатор – марковскими цепями, вероятности перехода которых не зависят от фазовых координат.

Тогда выражения (1)–(4) примут следующий вид [5]:

для динамики ФСК

$$x_{k+1} = A_k(s_{k+1}, s_k)x_k + F_k(s_{k+1}, s_k)\xi_k, \tag{30}$$

для их измерений в БРЛС

$$z_k = C_k(s_k)x_k + E_k(s_k)\zeta_k, \tag{31}$$

для динамики состояний ГВЦ

$$q_k(s_{k+1} | x_k, s_k) = q_k(s_{k+1} | s_k), \quad (32)$$

для идентификации состояния ГВЦ на основе «многогипотезного» подхода

$$\pi_{k+1}(r_{k+1} | r_k, s_{k+1}) \quad (33)$$

при известном законе распределения (5) возмущений и помех и заданных начальных условиях (6), где $A_k(s_{k+1}, s_k)$, $F_k(s_{k+1}, s_k)$, $C_k(s_k)$, $E_k(s_k)$ – известные матрицы детерминированных функций случайных аргументов s_k и s_{k+1} .

Отметим, что для решения частной задачи распознавания формы БП звена и варианта выдерживаемых в нем дистанций выражению (30) соответствует усовершенствованная модель (28) или эквивалентная ей система уравнений (16)–(23), а под (33) может пониматься статистическая характеристика индикатора формы БП, отличного по принципам функционирования от «многогипотезного».

Тогда на основе известных результатов теории систем со ССС с использованием метода двухмоментной параметрической аппроксимации [5] и применения в качестве индикатора состояния ГВЦ (структуры) многогипотезного оценивания [3] алгоритм квазиоптимальной совместной фильтрации ФСК и распознавания состояния ГВЦ, а в частности формы БП и варианта выдерживаемых в нем дистанций, примет вид (рис. 18)

$$\tilde{p}_{k+1}(s_{k+1}) = \sum_{s_k} q_k(s_{k+1} | s_k) \hat{p}_k(s_k), \quad (34)$$

$$\tilde{x}_{k+1}(s_{k+1}) = \tilde{p}_{k+1}^{-1}(s_{k+1}) \sum_{s_k} q_k(s_{k+1} | s_k) \hat{p}_k(s_k) A_k(s_{k+1}, s_k) \hat{x}_k(s_k), \quad (35)$$

$$\begin{aligned} \tilde{R}_{k+1}(s_{k+1}) &= \tilde{p}_{k+1}^{-1}(s_{k+1}) \sum_{s_k} q_k(s_{k+1} | s_k) \hat{p}_k(s_k) \{ A_k(s_{k+1}, s_k) \hat{R}_k(s_k) A_k^T(s_{k+1}, s_k) + \\ &+ F_k(s_{k+1}, s_k) G_k F_k^T(s_{k+1}, s_k) + [\tilde{x}_k(s_{k+1}) - A_k(s_{k+1}, s_k) \hat{x}_k(s_k)] \times \\ &\times [\tilde{x}_k(s_{k+1}) - A_k(s_{k+1}, s_k) \hat{x}_k(s_k)]^T \}, \end{aligned} \quad (36)$$

$$\hat{p}_{k+1}(s_{k+1}) = \frac{\alpha_{k+1}(s_{k+1})}{\sum_{s_{k+1}} \alpha_{k+1}(s_{k+1})}, \quad (37)$$

$$\hat{x}_{k+1}(s_{k+1}) = \tilde{x}_{k+1}(s_{k+1}) + \tilde{R}_{k+1}(s_{k+1}) C_{k+1}^T(s_{k+1}) \Theta_{k+1}^{-1}(s_{k+1}) \Delta_{k+1}(s_{k+1}), \quad (38)$$

$$\hat{R}_{k+1}(s_{k+1}) = \tilde{R}_{k+1}(s_{k+1}) - \tilde{R}_{k+1}(s_{k+1}) C_{k+1}^T(s_{k+1}) \Theta_{k+1}^{-1}(s_{k+1}) C_{k+1}(s_{k+1}) \tilde{R}_{k+1}(s_{k+1}), \quad (39)$$

с учетом введенных обозначений

$$\alpha_{k+1}(s_{k+1}) = \tilde{p}_{k+1}(s_{k+1}) \pi_k(r_{k+1} | r_k, s_{k+1}) [\det \Theta_{k+1}(s_{k+1})]^{-1/2} \exp[-h_{k+1}(s_{k+1})],$$

$$\Theta_{k+1}(s_{k+1}) = C_{k+1}(s_{k+1}) \tilde{R}_{k+1}(s_{k+1}) C_{k+1}^T(s_{k+1}) + E_{k+1}(s_{k+1}) Q_{k+1} E_{k+1}^T(s_{k+1}),$$

$$h(s_{k+1}) = \frac{1}{2} \Delta_{k+1}^T(s_{k+1}) \Theta_{k+1}^{-1}(s_{k+1}) \Delta_{k+1}(s_{k+1}),$$

$$\Delta_{k+1}(s_{k+1}) = z_{k+1} - C_{k+1}(s_{k+1}) \tilde{x}(s_{k+1}),$$

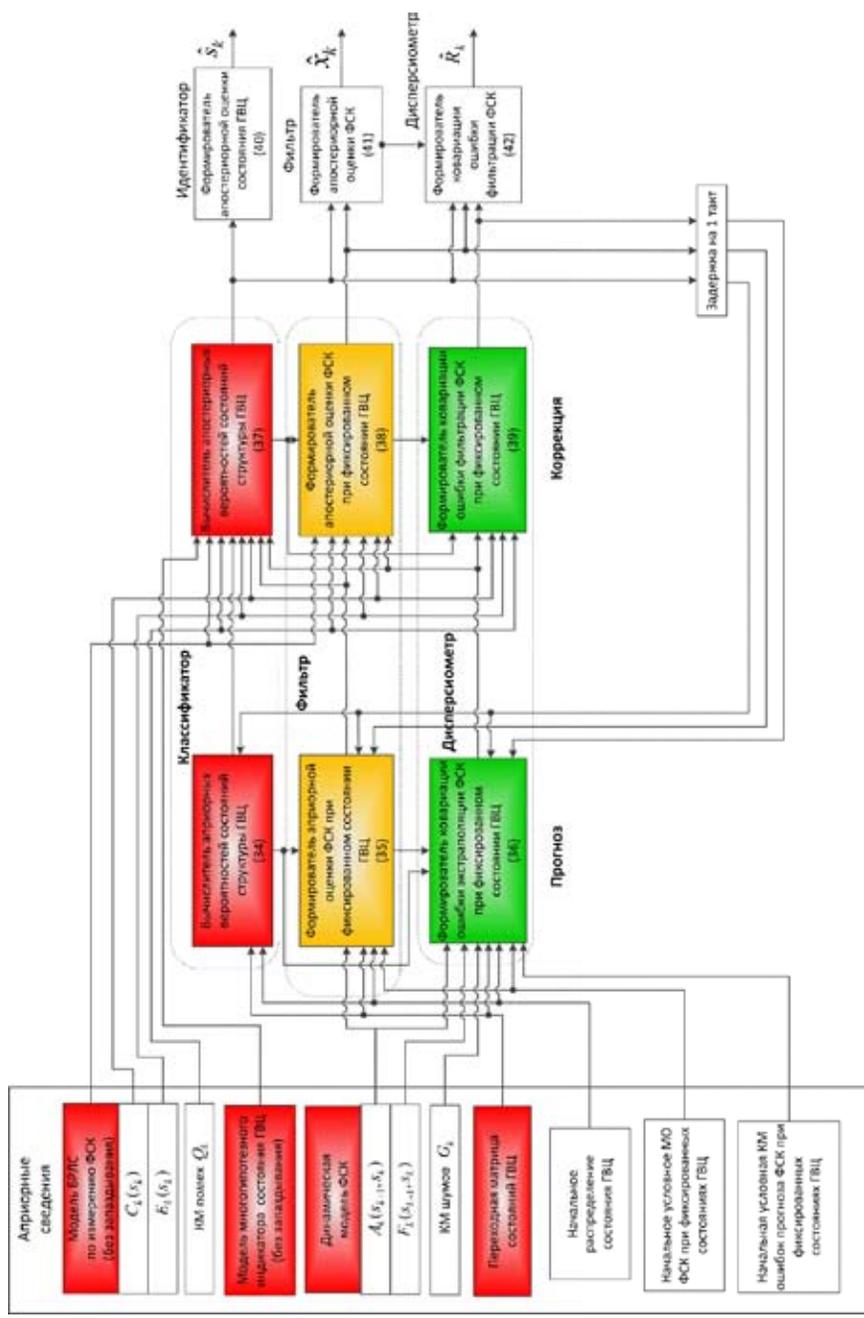


Рис. 18. Структурная схема квазиоптимального алгоритма совместной фильтрации ФСК и состояния ГВЦ

Fig. 18. Block diagram of quasi-optimal algorithm of phase coordinate and clustered air target state

где $\tilde{p}_{k+1}(s_{k+1})$ и $\hat{p}_{k+1}(s_{k+1})$ – соответственно прогнозируемая на один шаг дискретности вперед и апостериорная вероятности нахождения ГВЦ в состоянии s_{k+1} ;

$\tilde{x}_{k+1}(s_{k+1})$ и $\hat{x}_{k+1}(s_{k+1})$ – соответственно прогнозируемая на один шаг дискретности вперед условная оценка и апостериорное условное математическое ожидание (МО) ФСК при фиксированном состоянии ГВЦ;

$\tilde{R}_{k+1}(s_{k+1})$ и $\hat{R}_{k+1}(s_{k+1})$ – соответственно прогнозируемая на один шаг дискретности вперед и апостериорная условные ковариационные матрицы (КМ) вектора ФСК при фиксированном состоянии ГВЦ;

G_k, Q_k – КМ соответственно векторов шумов возбуждения ξ_k и помех ζ_k ;

$\Theta_{k+1}(s_{k+1})$ – условная КМ измерения при фиксированном состоянии ГВЦ.

При этом идентификация распознанного состояния ГВЦ и безусловные оценки ФСК \bar{x}_k и R_k вычисляются по формулам:

оптимальная по критерию максимума апостериорной вероятности оценка состояния ГВЦ

$$\bar{s}_k = \arg \max_{s_k} p_k(s_k); \quad (40)$$

математическое ожидание ФСК

$$\bar{x}_k = \sum_{s_k} \bar{x}_k(s_k) p(s_k); \quad (41)$$

ковариационная матрица ФСК

$$R_k = \sum_{s_k} \left[R(s_k) + \bar{x}_k(s_k) \bar{x}_k^T(s_k) \right] p(s_k) - \bar{x}_k \bar{x}_k^T. \quad (42)$$

Результаты моделирования [8, 9] аналогичного алгоритма, основанного на моделях со ССС, в задаче оценивания дальности при сопровождении маневренной воздушной цели в сравнении с алгоритмом, основанным на линейной калмановской фильтрации, свидетельствуют о повышении точности фильтрации.

Заключение

Таким образом, разработан алгоритм совместной фильтрации радиальных функционально связанных координат самолетов звена и распознавания формы их боевого порядка и варианта выдерживаемых дистанций.

Для этого построена обобщенная модель системы «ГВЦ – истребитель» как системы со случайной скачкообразной структурой, позволяющая устранить ряд ограничений линейных моделей при калмановской фильтрации и применять результаты теории систем со ССС в интересах совершенствования алгоритмов совместного оценивания ФСК и состояния групповой воздушной цели.

Усовершенствована динамическая модель полета звена самолетов для случая смены форм БП и дистанций в них. Новым признаком, обладающим существенным отличием, является случайная и скачкообразная смена структуры модели, которая позволяет повысить адекватность описания динамики полета ГВЦ.

Синтезирован алгоритм совместной фильтрации ФСК и распознавания состояния ГВЦ на основе линейной модели с марковской структурой, отличающийся от известных использованием дополнительных априорных сведений о динамике распознаваемых состояний ГВЦ, а также комплексированием информации, поступающей от измерителей и индикаторов.

В совокупности реализация полученных результатов на борту истребителя позволит расширить функциональные возможности БРЛС и повысить ее точностные характеристики по сопровождению и распознаванию групповых воздушных целей.

Дальнейшим направлением исследований по оптимальной обработке информации о ГВЦ в БРЛС истребителя является синтез на основе моделей со ССС и с учетом перспективных алгоритмов [8–11] системы оптимальных и квазиоптимальных алгоритмов совместного траекторного сопровождения ГВЦ и распознавания таких ее состояний, как численный и типовой (классовый) составы, характер полета по принципу «стационарный полет – маневр группой – маневр в группе», вид оказываемого информационного противодействия, а также количество пущенных ракет.

Работа выполнена при поддержке РФФИ (проект 16-08-00464а).

Список литературы

- [1] Богданов А.В., Бондарев В.Н., Васильев О.В., Гарин Е.Н., Закомолдин Д.В., Коротков С.С., Лютиков И.В., Ляпоров В.Н. Синтез оптимальных алгоритмов распознавания групповых воздушных целей в радиолокационных системах воздушного базирования. *Журнал СВУ. Техника и технологии*, 2017 10(2), 155–168. [Богданов А.В., Бондарев В.Н., Васильев О.В., Гарин Е.Н., Закомолдин Д.В., Коротков С.С., Лютиков И.В., Ляпоров В.Н. Synthesis of optimum algorithms of recognition of group air targets in radar-tracking systems of air basing. *Journal of SFU. Engineering and technologies*, 2017 10(2), 155-168. (in Russian)]
- [2] Богданов А.В., Коротков С.С., Кучин А.А., Бондарев В.Н., Лютиков И.В. Концепция распознавания воздушных целей в авиационном радиолокационном комплексе. *Журнал СВУ. Техника и технологии*, 2016 9(3), 320–331. [Богданов А.В., Коротков С.С., Кучин А.А., Бондарев В.Н., Лютиков И.В. The concept of recognition of air targets in an aviation radar complex. *Journal of SFU. Engineering and technologies*, 2016 9(3), 320331. (in Russian)]
- [3] Богданов А.В., Голубенко В.А., Княжев А.И., Филонов А.А. Алгоритм совместного траекторного сопровождения-распознавания функционального назначения самолетов, летящих в сомкнутом боевом порядке. *Системы радиоуправления*. М.: Радиотехника, 2018 5, 169-174. [Богданов А.В., Голубенко В.А., Княжев А.И., Филонов А.А. Algorithm of joint trajectory maintenance recognition of functional purpose of the planes flying in a close fighting order. *Systems of radio control*. М.: Radio engineering, 2018 5, 169-174. (in Russian)]
- [4] Богданов А.В., Филонов А.А., Ковалев А.А., Кучин А.А., Лютиков И.В. *Методы самонаведения истребителей и ракет класса «воздух-воздух» на групповую воздушную цель*. Красноярск: Сиб. федер. ун-т, 2014. 168 с. [Богданов А.В., Филонов А.А., Ковалев А.А., Кучин А.А., Лютиков И.В. *Methods of homing of fighters and rockets of the class «air-air» on a group air target*. Krasnoyarsk: Siberian federal university, 2014. 168 p. (in Russian)]

[5] Бухалев В.А. *Оптимальное сглаживание в системах со случайной скачкообразной структурой*. М.: ФИЗМАТЛИТ, 2013. 188 с. [Bukhalev V.A. *Optimum smoothing in systems with casual spasmodic structure*. M.: FIZMATLIT, 2013. 188 p. (in Russian)]

[6] Богданов А.В., Закомолдин Д.В., Иванов И.М., Миронович С.Я., Мухаммад Ф.Н., Сидаченко К.Ф. Распознавание характера полета пары самолетов в РЛС на основе калмановского подхода, Материалы XXV науч.-техн. конф. «*Обработка, передача и отображение информации о быстротекающих процессах*», М.: РПА «АПР», 2014, 98–104. [Богданов А.В., Закомолдин Д.В., Иванов И.М., Миронович С.Я., Мухаммад Ф.Н., Сидаченко К.Ф. Recognition of nature of flight of couple of planes in radar station on the basis of kalmanovsky approach, Materials XXV of conference «*Processing, transfer and display of information on the fast-proceeding processes*», М.: RPA «APR», 2014, 98-104. (in Russian)]

[7] Богданов А.В., Филонов А.А., Ибрагим А.К. и др. *Методы распознавания одиночных и групповых воздушных целей в наземных радиолокационных системах на этапе оценки воздушной целевой обстановки*. Тверь: ВА ВКО, 2012. 92 с. [Богданов А.В., Филонов А.А., Ибрагим А.К. и др. *Methods of recognition of single and group air targets in land radar-tracking systems at an evaluation stage of an air target situation*. Tver: WA VKO, 2012. 92 p. (in Russian)]

[8] Шатовкин Р.Р., Данилов С.Н. Алгоритм оценивания дальности при сопровождении маневренной воздушной цели на основе модели со случайной скачкообразной структурой. *Системы радиоуправления*. М.: Радиотехника, 2018 5, 30-36. [Шатовкин Р.Р., Данилов С.Н. Algorithm of estimation of range at maintenance of a maneuverable air target on the basis of model with casual spasmodic structure. *Systems of radio control*. M.: Radio engineering, 2018 5, 30-36. (in Russian)]

[9] Данилов С.Н., Шатовкин Р.Р. Сопровождение маневрирующей цели при подавлении канала измерения скорости. *Системы радиоуправления*. М.: Радиотехника, 2018 5, 37-40. [Данилов С.Н., Шатовкин Р.Р. Maintenance of the maneuvering purpose at suppression of the channel of measurement of speed. *Systems of radio control*. M.: Radio engineering, 2018 5, 37-40. (in Russian)]

[10] Богданов А.В., Васильев О.В., Филонов А.А., Жиронкин С.Б., Кучин А.А., Черваков В.О., Лютиков И.В., Анциферов А.А., Когтин А.В. *Обнаружение и распознавание пущенной противником ракеты в бортовой радиолокационной станции истребителя*. Красноярск: Сиб. федер. ун-т, 2015. 160 с. [Богданов А.В., Васильев О.В., Филонов А.А., Жиронкин С.Б., Кучин А.А., Черваков В.О., Лютиков И.В., Анциферов А.А., Когтин А.В. *Detection and recognition of the rocket which is started up by the opponent in onboard radar station of the fighter*. Krasnoyarsk: Siberian federal university, 2015. 160 p. (in Russian)]

[11] Богданов А.В., Закомолдин Д.В., Лютиков И.В., Бондарев В.Н., Кочетов И.В., Федотов А.Ю., Докучаев Я.С., Черваков В.О. *Метод повышения помехозащищенности бортовой радиолокационной станции истребителя*. Красноярск: Сиб. федер. ун-т, 2018. 182 с. [Богданов А.В., Закомолдин Д.В., Лютиков И.В., Бондарев В.Н., Кочетов И.В., Федотов А.Ю., Докучаев Я.С., Черваков В.О. *Method of increase in noise immunity of onboard radar station of the fighter*. Krasnoyarsk: Siberian federal university, 2018. 182 p. (in Russian)]