

УДК 629.7.015

МЕТОДИКА И РЕЗУЛЬТАТЫ РЕШЕНИЯ ЗАДАЧИ ПРЕСЛЕДОВАНИЯ ПОДВИЖНОГО ОБЪЕКТА ДВУХСТУПЕНЧАТОЙ ДИНАМИЧЕСКОЙ СИСТЕМОЙ

М.А. КИСЕЛЕВ¹

¹Государственный научно-исследовательский институт авиационных систем, г. Москва, Россия

Опыт создания ударных беспилотных самолетов свидетельствует о том, что основные проблемы разработки беспилотных летательных аппаратов заключаются в создании систем, заменяющих летчика как датчика и как оператора управления. Частично эта проблема решается за счет дистанционного управления. Однако существуют этапы полета, где в силу различных причин (дефицит времени, быстротечность, отсутствие устойчивой связи и т. п.) полет возможен только при полностью автономном управлении и информационном обеспечении. К ним относится и ближний маневренный воздушный бой (БМВБ) – ключевой с точки зрения предназначения истребителя и предъявляющий максимальные требования к его облику этап полета. До последнего момента создание беспилотного самолета-истребителя было в принципе невозможно в силу отсутствия датчиков, способных обеспечить необходимый для автоматического управления самолетом в БМВБ уровень информации. Однако перспективы развития бортового оборудования (конформные антенны пассивного типа, оптиколокационные станции кругового обзора) указывают на возможность решения этой проблемы в ближайшей перспективе. А потому, на сегодняшний день, по сути, единственной принципиальной проблемой на пути создания беспилотного истребителя остается проблема создания алгоритмов автоматического траекторного управления для БМВБ. В работе представлена методика синтеза автоматического траекторного управления двухступенчатой динамической системой с целью выхода в заданные относительно преследуемого объекта условия. Приводятся некоторые результаты оценки влияния параметров алгоритмов управления на эффективность решения задачи преследования. На основании полученных результатов делается вывод о работоспособности предлагаемой методики и возможности ее использования для автоматизации управления беспилотным самолетом и организации группового взаимодействия в БМВБ.

Ключевые слова: оптимальное управление, динамика полета, ближний маневренный воздушный бой.

ВВЕДЕНИЕ

Автоматизация управления в ближнем маневренном воздушном бою (БМВБ), в силу дефицита времени на принятие решения, быстротечности указанного этапа полета, высокой подвижности участников, относится к наиболее сложным и до сегодняшнего дня не решенным задачам. В то же время успехи в части создания датчиков (конформные антенны пассивного типа, оптиколокационные станции кругового обзора и др.), обеспечивающих полную информационную осведомленность об окружающей обстановке, а также наличие мощных распределенных вычислителей создают хорошие предпосылки для решения указанной задачи. В итоге наиболее актуальной проблемой на пути создания беспилотного истребителя с автономным управлением на этапе БМВБ является проблема создания алгоритмов автоматического траекторного управления. Ниже раскрывается подход, который может быть использован при решении указанной проблемы, а именно, описывается методика синтеза автоматического траекторного управления двухступенчатой динамической системой с целью выхода в заданные относительно преследуемого объекта условия.

МЕТОДЫ И МЕТОДОЛОГИЯ ИССЛЕДОВАНИЯ

Принципиальная возможность автоматизации управления истребителем в воздушном бою хорошо иллюстрируется словами командующего ВВС Красной Армии в годы войны Главного маршала авиации А.А. Новикова: «Только среди непосвященных бытует мнение о неповторимости воздушных схваток. Сама природа боя не позволяет бесконечно при неизменной технике развивать и совершенствовать способы его ведения». Анализ обширной литературы

показал, что управление в воздушном бою летчик формирует, опираясь на принципы, правила и известные тактические приемы. Принципы и правила ведения воздушного боя носят общий характер. Их можно сравнить с правилами построения рифм для написания поэм, выучить которые может каждый, а вот эффективно применить – считанные единицы. Известные тактические приемы, наоборот, предназначены для использования в строго определенных условиях. Следовательно, принципы, правила и тактические приемы – не есть готовый рецепт к синтезу алгоритмов управления. Это одна из причин сложности создания алгоритмов автоматического траекторного управления для БМВБ и многообразия существующих моделей воздушного боя [1–8].

Успех в воздушном бою – это поражение противника при сохранении собственного самолета. Для достижения этой цели, очевидно, необходимо вывести истребитель в условия, обеспечивающие применение собственного оружия и одновременно затрудняющие применение оружия противником. В БМВБ истребитель в качестве оружия использует управляемые ракеты с тепловой головкой самонаведения и артиллерийскую установку. Для указанного вооружения однозначно существует область, в которой обеспечиваются наилучшие условия применения собственного оружия и одновременно максимально затрудняется применение оружия противником. Это область «в хвосте» противника. Математически эту ситуацию отражает максимизируемый критерий K , равный разнице между курсовым углом истребителя $q_{истр}$ и цели q_c (рис. 1):

$$K = q_{истр} - q_c \rightarrow MAX. \quad (1)$$

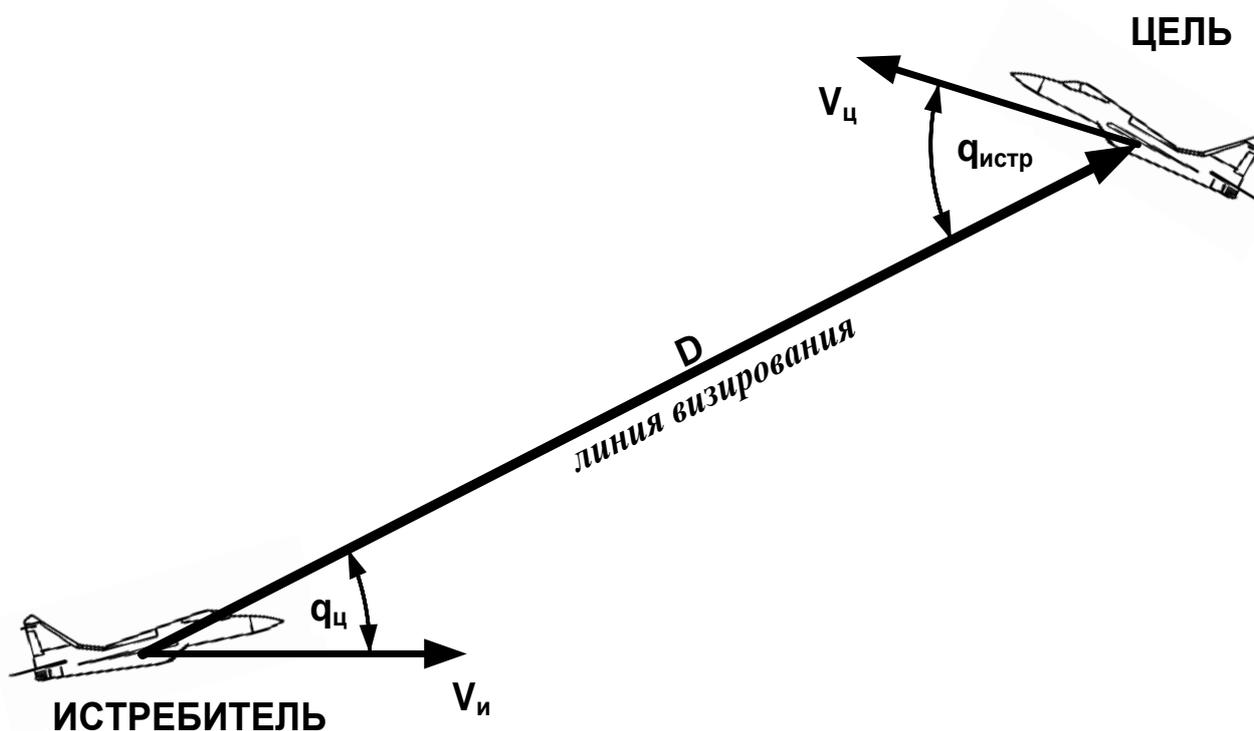


Рис. 1. К расчету критерия эффективности K
Fig. 1. To calculation of criterion of efficiency K

Критерий (1) не обладает свойством непрерывности в его обычном понимании – его нельзя использовать для непрерывного синтеза управления. Однако если в качестве интервала, на котором производится оценка изменения K , используется время выполнения маневра, то указанный критерий может быть использован для поиска рационального решения сложившейся

тактической ситуации: наилучшим из всех возможных маневров будет тот, в результате выполнения которого К максимально возрастет. Кроме того, из (1) видно, что изменение К определяется как поворотливостью истребителя, так и поворотливостью цели. Поэтому для максимизации (1) требуется, во-первых, чтобы маневр максимизировал собственную угловую скорость истребителя, и, во-вторых, чтобы маневр строился с учетом возможных действий противника. Следовательно, для максимизации (1) необходимо прогнозировать действия цели на время выполнения своего маневра. Однако длительный прогноз положения цели в ближнем маневренном воздушном бою в принципе не возможен. Поэтому прямое использование данного критерия ограничено выбором одного маневра или его части общей продолжительностью не более 4–5 с. Как показывают результаты летного эксперимента, именно такое время прогноза цели допустимо в воздушном бою. В целом же можно утверждать: критерий (1) не противоречит по своему содержанию принципам и правилам ведения воздушного боя, а также известным тактическим приемам. А потому он может быть положен в основу разрешения тактической ситуации воздушного боя.

На основании содержания критерия (1), а также принципов, правил воздушного боя и известных тактических приемов сформулируем требования к алгоритмам управления истребителем в воздушном бою:

- в качестве критерия решения тактической ситуации при работе алгоритмов должен быть использован критерий (1);
- алгоритмы должны обеспечить максимизацию угловой скорости разворота истребителя посредством подготовки и выполнения оптимального по времени маневра;
- алгоритмы должны учитывать возможные действия противника, а также то, что предугадать действия противника в воздушном бою на время более 4–5 с затруднительно;
- алгоритмы должны учитывать существующий опыт ведения воздушного боя и особенности характеристик истребителя и цели;
- алгоритмы должны максимизировать время нахождения истребителя в области применения оружия.

На основании сформулированных требований разработаны алгоритмы управления истребителем в воздушном бою, основные положения которых заключаются в следующем.

Воздушный бой по способу управления делится на два этапа, исходя из прогнозируемого положения угла визирования на цель через допустимое время прогноза в воздушном бою 4–5 с. Если прогнозируемое значение курсового угла цели превысит некоторое пороговое значение $q_{ц\text{ макс}}$ (варьируемый параметр), то текущее состояние определим как этап интенсивного маневрирования. Если нет – подготовительный этап.

Цели управления на подготовительном этапе: преследование противника с целью выхода в условия применения оружия, уничтожение цели ракетным или артиллерийским вооружением, а также достижение и поддержание режима полета, обеспечивающего реализацию максимальных маневренных возможностей самолета.

Алгоритм управления на подготовительном этапе: управляющие параметры определяются исходя из реализации оптимального комбинированного метода наведения:

$$\begin{cases} n_{номп} = k_{\omega_{онт}} \cdot \omega_{лв}, & q_{ц} \geq q_{ц}^*, \\ n_{номп} = k_q \cdot (q_{ц} - q_{унп}^{номп}) + f(\omega_{лв}, \theta), & q_{ц} < q_{ц}^*, \end{cases}$$

где $q_{унп}^{номп}$ – необходимый при стрельбе из артиллерийской установки угол упреждения (суммарная поправка стрельбы), $q_{ц}^*$ – курсовой угол начала подготовки к применению артиллерийской установки, $k_{\omega_{онт}}$ – коэффициент усиления, построенный на основании решения задачи

оптимального управления, $f(\omega_{\text{лв}}, \theta)$ – поправка, учитывающая пространственное положение истребителя и угловую скорость линии визирования.

Маневренность самолета характеризуется способностью изменять вектор скорости по направлению (поворотливость) и величине (приемистость). Максимальная поворотливость самолета реализуется на скорости $V_{\omega \text{ max}}$:

$$V_{\omega \text{ max}} = \sqrt{\frac{2 \cdot mg \cdot n_{y \text{ max}}^3}{c_{y_a \text{ доп}} \cdot \rho_n \cdot S}} = \sqrt{\frac{2 \cdot mg \cdot n_{y \text{ max}}^3}{c_{y_a \text{ доп}}^\alpha \alpha_{\text{доп}} \cdot \rho_n \cdot S}},$$

где $c_{y_a \text{ доп}} = c_{y_a \text{ доп}}^\alpha \alpha_{\text{доп}}$ – максимально допустимый по углу атаки коэффициент подъемной силы, $n_{y \text{ max}}^3$ – максимальная эксплуатационная перегрузка, ρ_n – плотность воздуха, S, m – площадь крыла ЛА и его масса.

Современные ЛА не способны совершать длительное маневрирование с указанной скоростью. Поэтому для поддержания оптимального с точки зрения реализации максимальных маневренных возможностей скоростного режима ограничим:

- угол атаки самолета величиной $\alpha_{\text{ман макс}}$;
- минимальную скорость полета величиной $V_{\text{ман мин}}$. При достижении указанной скорости самолет переводим в разгон до скорости $V_{\text{ман макс}}$;
- максимальную скорость полета величиной, соответствующей $M_{\text{кр}}$.

$V_{\text{ман мин}}, V_{\text{ман макс}}, \alpha_{\text{ман макс}}$ – варьируемые для достижения максимальной эффективности истребителя в воздушном бою параметры.

Цели управления на этапе интенсивного маневрирования:

- реализация маневра, обеспечивающего максимальное наращивание тактического преимущества над противником, определяемого критерием (1);
- применение ракетного или артиллерийского вооружения с целью уничтожения противника в случае выхода в области применения оружия.

Понятно, что спрогнозировать, какой будет величина критерия (1) через некоторое время, точно нельзя. Возможные ошибки в прогнозе действий противника при выполнении маневра учтем посредством расчета величины рассогласования между прогнозируемым и реальным положением линии визирования: $\Delta q = q_{\text{прог}}^u - q_{\text{ист}}^u$.

В случае превышения указанной величиной порогового значения $\Delta q_{\text{макс}}$ (варьируемый параметр), выполнение выбранного маневра будем прерывать.

Ранее проведенные исследования и опыт эксплуатации истребителей позволяют утверждать, что максимальную угловую скорость, обеспечивает разворот, выполняемый в одной плоскости. Поэтому маневр, обеспечивающий максимальное наращивание тактического преимущества, будем определять в классе разворотов на 180° , выполняемых в одной плоскости. Формирование управления, обеспечивающего разворот истребителя в плоскости за минимальное время на 180° , представляет собой задачу оптимального управления. Решение указанной задачи на борту истребителя, учитывая быстротечность воздушного боя, практически невозможно. Поэтому используем следующий алгоритм:

- предварительное решение задачи оптимального управления для широкого круга начальных и конечных условий разворота в стационарных условиях;
- исследование влияния на параметры решения эксплуатационных факторов;
- определение перечня начальных и конечных условий разворота, дискретности их изменения для формирования базы данных, обеспечивающей возможность получения оптимальной структуры управления разворотом в условиях реального времени на борту ЛА;

- формирование бортовой базы данных маневров;
- анализ точности предлагаемого подхода.

Решение задачи оптимального управления [9] происходило при следующих допущениях:

- разворот реализуется с использованием максимальной располагаемой перегрузки $n_{ya \text{ расп}}$;
- изменение режима работы двигателя и положения тормозного щитка в процессе разворота производится однократно.

В результате исследований [10] в качестве входных параметров базы данных маневров приняты:

- высота и скорость начала выполнения маневра;
- угол наклона плоскости маневра;
- значения перегрузки в начале маневра;
- величина крена в начале маневра;
- угол наклона траектории в начале разворота.

Определен следующий состав базы разворотов:

- время выполнения разворота t ;
- угол переключения управления при выполнении разворота $\mu_{\text{вкл}}$;
- режим работы двигателя на первом участке $\alpha_{\text{руд } 1}$;
- радиус разворота R ;
- угол, определяющий положение радиус-вектора в конце разворота μ_{180} .

Исследования показали, что относительная погрешность в расчетах параметров разворота при использовании сформированной базы данных не превышает допустимых величин.

РЕЗУЛЬТАТЫ ИССЛЕДОВАНИЯ

С использованием описанной выше методики были синтезированы алгоритмы и проведены исследования БМВБ гипотетических беспилотных истребителей с характеристиками, близкими к характеристикам пилотируемых истребителей как 4-го, так и 5-го поколений. Результаты исследований показали, что наибольшее влияние на эффективность истребителя в воздушном бою при управлении предлагаемыми алгоритмами оказывают величины $q_{\text{ц}}^{\text{макс}}$, $\alpha_{\text{ман макс}}$, $V_{\text{ман мин}}$. Типовой характер их изменения представлен на рис. 2–5.

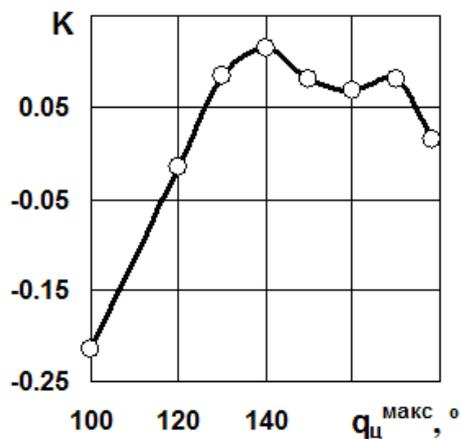


Рис. 2. Влияние $q_{\text{ц}}^{\text{макс}}$ на эффективность

Fig. 2. The influence on the efficiency $q_{\text{ц}}^{\text{макс}}$

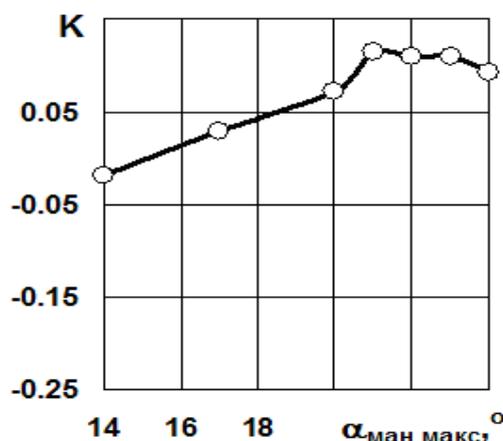


Рис. 3. Влияние $\alpha_{\text{ман макс}}$ на эффективность

Fig. 3. The influence on the efficiency $\alpha_{\text{ман макс}}$

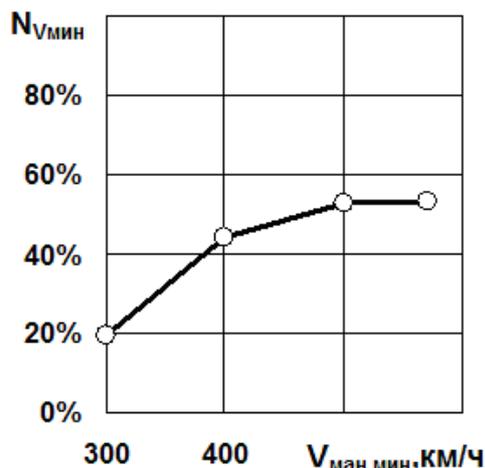


Рис. 4. Частота срабатывания ограничений по $V_{ман мин}$ на эффективность

Fig. 4. Frequency of operation of restrictions on $V_{ман мин}$ on efficiency

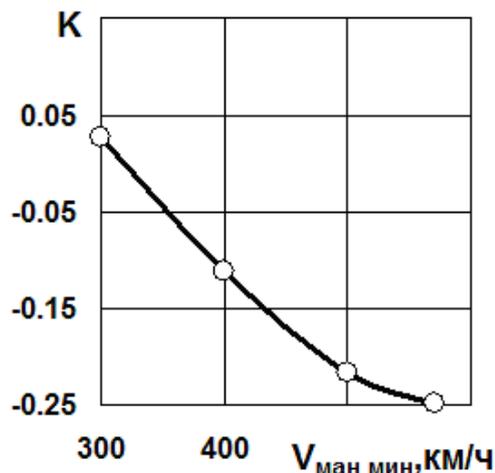


Рис. 5. Влияние $V_{ман мин}$ на эффективность

Fig. 5. The influence on the efficiency $V_{ман мин}$

ОБСУЖДЕНИЕ ПОЛУЧЕННЫХ РЕЗУЛЬТАТОВ И ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Пороговое значение курсового угла цели $q_{ц}^{max}$, используемое при анализе прогнозируемого положения цели и разделяющее этапы воздушного боя на этапы, требующие и не требующие интенсивного маневрирования, оказывает существенное влияние на эффективность истребителя в воздушном бою. Характер зависимости $K(q_{ц}^{max})$ (рис. 2) указывает на недопустимость раннего использования механизма интенсивного маневрирования: если цель «не уходит из поля зрения», то нет надобности в использовании максимальных располагаемых перегрузок для ее преследования, реализуемых в «быстрых» разворотах.

Максимальный реализуемый на этапе, не требующем интенсивного маневрирования угол атаки $\alpha_{ман макс}$, оказывает существенное влияние на эффективность истребителя в воздушном бою. Относительно большие значения оптимального $\alpha_{ман макс}$ (рис. 3) объясняются использованием располагаемых значений угла атаки на этапе интенсивного маневрирования.

Минимальная скорость на этапе, не требующем интенсивного маневрирования при снижении, до которой самолет переводится в разгон, оказывает существенное влияние на эффективность управления истребителем в воздушном бою (рис. 4–5). Так, при изменении минимальной скорости полета от 300 до 570 км/ч показатель эффективности изменяется более чем на 0,25 (рис. 5). Оптимум наблюдается в районе минимально допустимой скорости полета. По всей видимости, это связано с быстротечностью воздушного боя, когда даже небольшое промедление, например, связанное с восстановлением скорости полета, способно привести к поражению. Косвенно это подтверждается снижением более чем в два раза случаев разгона в воздушных боях при уменьшении минимальной скорости маневрирования с 570 до 300 км/ч (рис. 4). То есть налицо взаимосвязь между «отвлечением» на разгон и поражением в воздушном бою.

Таким образом, полученные результаты решения задачи преследования подвижного объекта двухступенчатой динамической системой свидетельствуют о работоспособности предлагаемой методики и возможности ее использования для автоматизации управления беспилотным самолетом и организации группового взаимодействия в БМВБ.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Левицкий С.В.** Системный анализ ближнего воздушного боя для разработки базы знаний бортовой оперативно-советующей экспертной системы // Известия РАН. Теория и системы управления. 2002. № 6. С. 73–85.
2. **Левицкий С.В.** Системный анализ ближнего воздушного боя и алгоритмическое обеспечение бортовой системы информационной поддержки тактических решений летчика // Информационно-измерительные и управляющие системы. 2006. Т. 4, № 8. С. 36–55.
3. **Левицкий С.В., Матвеев А.И., Сандлер Г.А.** Оптимизация стратегии функционирования самолетов-истребителей в воздушном бою // Известия Российской академии наук. Теория и системы управления. 2003. № 3. С. 103–113.
4. **Федунов Б.Е.** Бортовые интеллектуальные системы системообразующего ядра современных самолетов // Мехатроника, автоматизация, управление. 2006. № 1. С. 24–29.
5. **Федунов Б.Е.** Бортовые оперативно-советующие экспертные системы для антропоцентрических объектов // Изв. РАН. Теория и системы управления. 2003. № 6. С. 145–152.
6. **Федунов Б.Е.** Интеллектуальные системы «тактического» уровня в системообразующем ядре сложных технических объектов // Информационно-измерительные и управляющие системы. 2013. Т. 11, № 6. С. 46–54.
7. **Федосов Е.А.** Авиация ПВО России и научно-технический прогресс: Боевые комплексы и системы вчера, сегодня, завтра: монография / под ред. Е.А. Федосова. 2-е изд., стереотип. М.: Дрофа, 2004. 816 с.
8. **Хрипунов С.П.** Распознавание тактических ситуаций в воздушном бою с использованием методов искусственного интеллекта // Информационно-измерительные и управляющие системы. 2006. Т. 4, № 8. С. 26–35.
9. **Киселев М.А.** Алгоритм автоматизации разворота самолета, выполняемого с максимальной угловой скоростью. Изв. РАН. ТиСУ. 2007. № 5. С. 150–160.
10. **Киселев М.А., Костин А.М., Тюменев В.Р.** О влиянии начальных и конечных условий на оптимальные параметры разворота, выполняемого с максимальной угловой скоростью // Научный Вестник МГТУ ГА. 2008. № 125. С. 130–137.

СВЕДЕНИЯ ОБ АВТОРЕ

Киселев Михаил Анатольевич, доктор технических наук, профессор, главный научный сотрудник Государственного научно-исследовательского института авиационных систем, makiselev@2100.gosniias.ru.

METHODOLOGY AND RESULTS OF MOBILE OBJECT PURSUIT PROBLEM SOLUTION WITH TWO-STAGE DYNAMIC SYSTEM

Mikhail A. Kiselev¹

¹*State Research Institute of Aviation Systems, Moscow, Russia*

ABSTRACT

The experience of developing unmanned fighting vehicles indicates that the main challenge in this field reduces itself to creating the systems which can replace the pilot both as a sensor and as the operator of the flight. This problem can be partially solved by introducing remote control, but there are certain flight segments where it can only be executed under fully independent control and data support due to various reasons, such as tight time, short duration, lack of robust communication, etc. Such stages also include close-range air combat maneuvering (CRACM) – a key flight segment as far as the fighter's purpose is concerned, which also places the highest demands on the fighter's design. Until recently the creation of an unmanned fighter airplane has been a fundamentally impossible task due to the absence of sensors able to provide the necessary data support to

control the fighter during CRACM. However, the development prospects of aircraft hardware (passive type flush antennae, optico-locating panoramic view stations) are indicative of producing possible solutions to this problem in the nearest future. Therefore, presently the only fundamental impediment on the way to developing an unmanned fighting aircraft is the problem of creating algorithms for automatic trajectory control during CRACM. This paper presents the strategy of automatic trajectory control synthesis by a two-stage dynamic system aiming to reach the conditions specified with respect to an object in pursuit. It contains certain results of control algorithm parameters impact assessment in regards to the pursuit mission effectiveness. Based on the obtained results a deduction is drawn pertaining to the efficiency of the offered method and its possible utilization in automated control of an unmanned fighting aerial vehicle as well as organizing group interaction during CRACM.

Key words: optimal control, flight dynamics, close maneuvering air combat.

REFERENCES

1. **Levitskij S.V.** *Sistemnyj analiz blizhnego vozdushnogo boja dlja razrabotki bazy znaniy bortovoj operativno-sovetujushhej jekspertnoj sistemy* [System analysis of close air combat for the development of the knowledge base of an onboard operative-advising expert system]. *Izv. RAN. TiSU*, 2002, no. 6, pp. 73–85.
2. **Levitskij S.V.** *Sistemnyj analiz blizhnego vozdushnogo boja i algoritmicheskoe obespechenie bortovoj sistemy informacionnoj podderzhki takticheskikh reshenij letchika* [System analysis of close air combat and algorithmic support of on-board system of information support of tactical decisions pilot]. *Informatsionno-izmeritelnye i upravlyayushchie sistemy*, 2006, no. 8, vol. 4, pp. 36–55.
3. **Levitskij S.V., Matveev A.I., Sandler G.A.** *Optimizatsiya strategii funkcionirovaniya samoletov-istrebiteley v vozdushnom boyu* [Optimizing the strategy of functioning of a fighter aircraft in air combat]. *Izv. RAN. TiSU*, 2003, no. 3, pp. 103–113.
4. **Fedunov B.E.** *Bortovye intellektual'nye sistemy sistemoobrazujushhego jadra sovremennykh samoletov* [Boarding Intellectual Systems of Systemgenerator Nucleus of Modern Aircrafts]. *Mekhatronika, avtomatizatsiya, upravleniye*, 2006, no. 1, pp. 24–29.
5. **Fedunov B.E.** *Bortovye operativno-sovetujushhie jekspertnye sistemy dlja antropocentricheskikh ob'ektov* [Onboard online advisory expert systems for anthropocentric objects]. *Izv. RAN. TiSU*, 2003, no. 6, pp. 145–152.
6. **Fedunov B.E.** *Informatsionno-izmeritel'nyye i upravlyayushchiye sistemy* [The intellectual «tactical» systems in the generating core of the complex technical object]. *Informatsionno-izmeritel'nyye i upravlyayushchiye sistemy*, 2013, vol. 11, no. 6, pp. 46–54.
7. **Fedosov E.A.** *Aviatsiya PVO Rossii i nauchno-tekhnicheskij progress: boevye kompleksy i sistemy vchera, segodnya, zavtra* [The air defense of Russia and the scientific-technical progress: combat systems and system yesterday, today, tomorrow]. Moscow: Drofa, 2004, 816 p.
8. **Khripunov S.P.** *Raspoznavanie takticheskikh situatsiy v vozdushnom boyu s ispol'zovaniem metodov iskusstvennogo intellekta* [Recognition of tactical situations in a dogfight with the use of artificial intelligence methods]. *Informatsionno-izmeritelnye i upravlyayushchie sistemy*, 2006, vol. 4, no. 8, pp. 26–35.
9. **Kiselev M.A.** *Algoritm avtomatizatsii razvorota samoleta, vpolnyaemogo s maksimal'noy uglovoy skorost'yu* [An algorithm of an aircraft turn executed with maximum angular velocity]. *Izv. RAN. TiSU*, 2007, no. 5, pp. 150–160.
10. **Kiselev, M.A., Kostin A.M., Tyumenev V.R.** *O vliyanii nachal'nykh i konechnykh usloviy na optimal'nyye parametry razvorota, vpolnyayemogo s maksimal'noy uglovoy skorost'yu* [The effect of the initial and final conditions on the optimal rotation parameters, performed with the maximum angular velocity]. *Scientific Bulletin of the MSTUCA*, 2008, no. 125, pp. 130–138.

INFORMATION ABOUT THE AUTHOR

Mikhail A. Kiselev, Doctor of Technical Sciences, Professor, Chief Researcher at the State Research Institute of Aviation Systems, makiselev@2100.gosnias.ru.