

УДК 621.396.96

Многокритериальная оптимизация траектории воздушного судна в зоне функционального дополнения спутниковой системы навигации

Ерохин В. В.

*Иркутский филиал Московского государственного технического
университета гражданской авиации, (МГТУ ГА),
улица Коммунаров, 3, Иркутск, 664047, Россия
e-mail: ww_erohin@mail.ru*

Аннотация

Перспективным направлением совершенствования системы организации и управления воздушным движением является реализация концепции – связь, навигация, наблюдение и организация воздушного движения разработанной международной организацией гражданской авиации. Данная концепция основывается на принципах радиовещательного автоматического зависимого наблюдения, которое представляет собой цифровую систему передачи воздушным судном параметров траекторного движения по данным глобальной навигационной спутниковой системы. Для решения задач высокоточного местоопределения и обеспечения безопасности полетов используется наземная система функционального дополнения. На основе методов многокритериальной оптимизации синтезирован алгоритм управления траекторией воздушного судна в районе аэродрома. Показано, что разработанный алгоритм позволяет находить компромиссное решение при векторном критерии оптимизации. Сформулированы

предложения по построению пространственных траекторий с целью достижения высокой точности навигационных определений.

Ключевые слова: глобальная навигационная спутниковая система, траектория, многокритериальная оптимизация, функциональное дополнение, зональная навигация, оптимальное управление, фильтр Калмана.

Введение

Согласно стратегии развития международной организацией гражданской авиации среди приоритетных важное место занимает разработка новых принципов управления воздушным движением (УВД) и организации воздушного пространства, которые призваны обеспечить высокую пропускную способность сети маршрутов и возможность выполнять полеты по наиболее эффективным траекториям при гарантированном уровне безопасности [1, 2]. Для реализации этих требований была разработана концепция зональной навигации, реализация которой возможна только при высоком качестве навигационно-временных определений (НВО), обеспечиваемое глобальной навигационной спутниковой системой (ГНСС) [3-6]. При зональной навигации обязательным условием является устойчивый прием сигналов наземных и спутниковых систем при полете по маршруту или маневрирования в районе аэродрома [7, 8]. Выполнение высоких требований к точности навигационных определений может быть достигнуто с помощью методов дифференциальной спутниковой навигации. Для повышения точности решения задач захода на посадку и посадки на аэродромах устанавливается наземная система функционального дополнения – локальная контрольно-корректирующая станция

(ЛККС) и наземная станция системы автоматического зависимого наблюдения вещательного типа (АЗН-В) [9-14]. Применение функционального дополнения позволяет обеспечить точный заход на посадку и посадку воздушного судна (ВС) с любого направления, а также маневрирование в районе посадки на криволинейных траекториях в соответствии с точной зональной навигации.

В процессе управления траекторией полета изменяется положение ВС относительно источников навигационной информации, что оказывает влияние на точность навигационных определений, которая характеризуется геометрическим фактором (ГФ). Кроме того при удалении от ЛККС увеличивается влияние декоррелирующих факторов на эффективность компенсации систематических погрешностей. Поэтому возникает задача организации управления траекторией при условии одновременной минимизации нескольких критериев оптимальности – минимизации дальности и продолжительности полета, погрешности местоопределения и уменьшения расстояния до ЛККС. Минимумы отдельных частных критериев в общем случае достигаются при разных параметрах траекторного движения, поэтому дополнительно возникает необходимость выбора правил принятия решения в задаче многокритериальной оптимизации с учетом действующих ограничений [15–20].

Цель работы – синтез и исследование алгоритма управления траекторией полета ВС в районе аэродрома при реализации концепции зональной навигации на основе методов многокритериальной оптимизации.

Постановка задачи

Для описания установившегося движения на участках программных

траекторий, когда управляющие и возмущающие воздействия принимают постоянные значения, а переходными процессами можно пренебречь, используется математическая модель, описывающая движение на воздушном участке [20]:

$$\begin{cases} x' = V \cos \psi + v_x, \\ z' = V \sin \psi + v_z, \\ \psi' = \omega_{\max} u, \end{cases} \quad (1)$$

где x и z - координаты положения ВС в нормальной земной системе координат OXZ; ψ - угол поворота траектории; $\omega_{\max} = k / V$ - максимальная величина допустимой угловой скорости; k - максимальная величина допустимого бокового ускорения; V - приборная скорость в отсутствие возмущений; v_x и v_z - составляющие вектора скорости ветра; u - управление, удовлетворяющее ограничению $|u| \leq 1$.

Цель управления состоит в переводе управляемого объекта ВС из некоторого начального состояния (исходный пункт маршрута) в конечное состояние (конечный пункт маршрута) по заданной траектории. В соответствии с моделью траекторного движения (1) вектор заданных фазовых координат запишем в виде $\mathbf{x}_3 = |x_3, z_3, \psi_3|^T$.

Уравнение динамики заданной траектории можно представить следующим образом:

$$\mathbf{x}_{3,\nu+1} = \Phi_{3,\nu/\nu+1} \mathbf{x}_{3,\nu}, \quad (2)$$

где $\nu = \overline{0, N-1}$ - временной индекс; N - количество отсчетов, $\Phi_{3,\nu}$ - матрица динамики системы.

Вследствие воздействия возмущений и помех точная реализация этого движения, как правило, невозможна, поэтому реальное (возмущенное) движение отличается от заданного. В задаче оптимизации траектории полагаем, что имеется

объект управления – некоторая управляемая динамическая система, отображающаяся в своем пространстве состояний вектором управляемых переменных состояния \mathbf{x}_Y . вектор управляемых фазовых координат запишем в виде $\mathbf{x}_Y = |x_Y, z_Y, \psi_Y|^T$. Уравнение динамики для управляемой траектории представим в виде функции управляющих зависимостей имеющих разное целевое предназначение [15-20]:

$$\mathbf{x}_{Y,\nu+1} = g(\mathbf{x}_{Y,\nu}, \mathbf{u}_\nu) + \mathbf{G}_{Y,\nu/\nu+1} \mathbf{w}_{Y,\nu} = \Phi_{Y,\nu/\nu+1} \mathbf{x}_{Y,\nu} + \mathbf{B}_{Y,\nu/\nu+1} \mathbf{u}_\nu + \mathbf{G}_{Y,\nu/\nu+1} \mathbf{w}_{Y,\nu}, \quad (3)$$

где $\Phi_{Y,\nu}$ – матрица динамики системы; матрицы динамики $\Phi_{3,\nu}$ и $\Phi_{Y,\nu}$ в уравнениях (2) и (3) одинаковы; $\mathbf{B}_{Y,\nu} = [0, 0, \omega_{\max} \Delta t]^T$ – вектор коэффициентов управляющих воздействий системы, $\mathbf{G}_{Y,\nu}$ – матрица ограничений на шумы системы; $\mathbf{w}_{Y,\nu}$ – 3-мерный вектор дискретных белых гауссовских шумов (ДБГШ) с нулевыми математическими ожиданиями и матрицей дисперсий Ψ_Y ; $\mathbf{u}_\nu = |u_1, u_2, u_3|$ – вектор управляющих воздействий; $\mathbf{u} \in U$ – множество допустимых значений управлений, которые не связаны между собой.

При синтезе алгоритма оптимальной фильтрации считаем, что оценка вектора состояния производится на основе совместной обработки наблюдений в транспондере системы АЗН-В, структурная схема которого представлена на рисунке 1 [9].

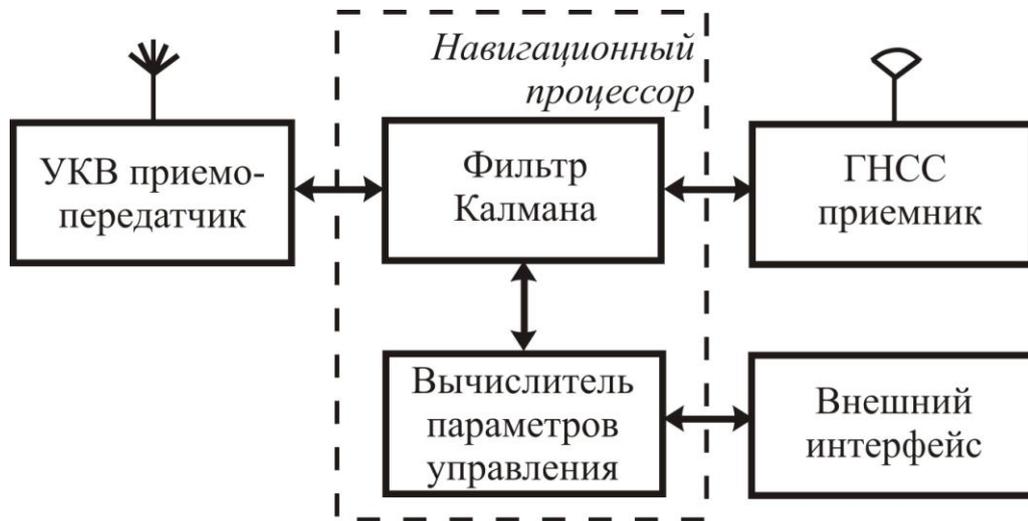


Рисунок 1. Структурная схема транспондера

Модель наблюдений представляет собой измерение псевдодалностей до НС и наземной станции АЗН-В. Для m -мерного вектора наблюдения уравнение измерений представим в виде

$$\xi_{\nu} = s_{\nu}(g(\mathbf{x}_{Y,\nu}, \mathbf{u}_{\nu})) + \mathbf{n}_{\nu} = \mathbf{H}_{Y,\nu} \mathbf{x}_{Y,\nu} + \mathbf{n}_{\nu}, \quad (4)$$

где $\xi_{\nu} = [\xi_{1,\nu} \dots \xi_{m,\nu}]^T$, m – количество наблюдаемых сигналов; \mathbf{n}_{ν} – m -мерный вектор ДБГШ с нулевыми математическими ожиданиями и матрицей дисперсий $\mathbf{V}_{Y,\nu}$;

$$\mathbf{H}(\tilde{\mathbf{x}}_{Y,\nu}) = \left. \frac{\partial \mathbf{s}(g(\mathbf{x}_{Y,\nu}, \mathbf{u}_{\nu}))}{\partial \mathbf{x}_{Y,\nu}^T} \right|_{\mathbf{x}_{Y,\nu} = \tilde{\mathbf{x}}_{Y,\nu}} - \text{матрица направляющих косинусов линии}$$

визирования потребитель-источник навигационного сигнала;; полагаем, что шумы $\mathbf{w}_{y,\nu}$ и \mathbf{n}_{ν} независимы.

Для решения задачи оптимального управления в реальных системах используют локальный критерий оптимизации. При решении практических задач траекторного управления динамическими объектами потери зависят не от абсолютных значений $\hat{\mathbf{x}}_{Y,\nu}$ и $\mathbf{x}_{Y,\nu}$, а от их разности или ошибки, при этом

показателем качества является обобщенный квадратичный функционал ошибки управления, который применительно к рассматриваемому случаю представим в виде [21]:

$$J_{1,v} = \min_{\mathbf{u}_1 \in U} M\{(\mathbf{x}_{Y,v} - \hat{\mathbf{x}}_{Y,v})^T \mathbf{Q}_{Y,v} (\mathbf{x}_{Y,v} - \hat{\mathbf{x}}_{Y,v})\} = \min_{\mathbf{u}_1 \in U} M[c_{1,v}(\mathbf{x}_{Y,v}, \hat{\mathbf{x}}_{Y,v})], \quad (5)$$

где $\mathbf{x}_{Y,v}$ - истинное значение вектора состояния управляемых фазовых координат в момент времени t_v , $\hat{\mathbf{x}}_{Y,v}$ - оптимальная по критерию минимума среднего квадрата ошибки оценка вектора состояния, $u_{1,v}$ - значение управления в момент времени t_v , $c_{1,v}(\mathbf{x}_{Y,v}, \hat{\mathbf{x}}_{Y,v})$ - заданная неотрицательно определенная квадратичная функция текущих потерь, характеризующая текущие (удельные) потери в v -й момент времени, \mathbf{Q}_v - симметричная неотрицательно определенная матрица штрафов на ошибки параметров вектора состояния, которая характеризует степень важности отслеживания той или иной компоненты траектории, $M\{\}$ - знак математического ожидания. Функция текущих потерь возрастает с увеличением ошибки оценки переменных вектора состояния.

Вторая цель синтеза в задаче управления - формирование таких управлений $u_{2,v}$, для которых управляемая траектория $\mathbf{x}_{Y,v}$ наилучшим образом воспроизводит (отслеживает) заданную траекторию $\mathbf{x}_{3,v}$. Для поиска оптимального управления будем использовать квадратичный критерий качества, который в теории оптимального управления в общем виде записывается следующим образом:

$$J_{2,v} = \min_{\mathbf{u}_2 \in U} M\{(\mathbf{x}_{3,v} - \mathbf{x}_{Y,v})^T \mathbf{Q}_v (\mathbf{x}_{3,v} - \mathbf{x}_{Y,v})\} = \min_{\mathbf{u}_2 \in U} M[c_{2,v}(\mathbf{x}_{3,v}, \mathbf{x}_{Y,v})], \quad (6)$$

где \mathbf{Q}_v - неотрицательно определенная матрица; $u_{2,v}$ - значение управления в

момент времени t_v , $c_{2,v}(\mathbf{x}_{3,v}, \mathbf{x}_{y,v})$ - функция потерь, которая возрастает с увеличением отклонения управляемой траектории относительно заданной.

В [14] впервые опубликованы экспериментальные результаты, подтверждающие возможность использования практически линейной зависимости среднеквадратической сферической ошибки $\sigma_{сф}$ (ССО) местоопределения как функции расстояния между контрольно-корректирующей станцией и потребителем L и возраста t дифференциальной поправки, которая может быть представлена в виде:

$$\sigma_{сф}(t, L) = \sigma_{сф0} + at + bL,$$

где $\sigma_0 = 2,28$ м, $a = 1,32 \cdot 10^{-3}$ м/с, $b = 0,000438$ м/км, c - скорость распространения радиоволн.

Следовательно, следующей задачей синтеза является построение траектории проходящей как можно ближе к ЛККС, при этом критерий качества можно представить в виде:

$$J_{3,v} = \min_{\mathbf{u}_{3 \in U}} M\{(\mathbf{x}_{ЛККС} - \mathbf{x}_{y,v})^T \mathbf{Q}_{ЛККС,v}(\mathbf{x}_{ЛККС} - \mathbf{x}_{y,v})\} = \min_{\mathbf{u}_{3 \in U}} M[c_{3,v}(\mathbf{x}_{ЛККС}, \mathbf{x}_{y,v})], \quad (7)$$

где $\mathbf{Q}_{ЛККС,v}$ - неотрицательно определенная матрица; $c_{2,v}(\mathbf{x}_{ЛККС}, \mathbf{x}_{y,v})$ - функция потерь, которая возрастает с увеличением расстояния ВС относительно ЛККС.

Так как управление должно удовлетворять условию физической реализуемости, в каждый момент времени t_v , то вектор управляющих воздействий может зависеть только от доступных к данному моменту времени наблюдений, т.е.

$$\mathbf{u}_v = f(\xi_{v-1}).$$

В работе критерии оптимизации траектории полета формулируются в виде: 1) минимизация погрешности определения параметров управляемой траектории полета; 2) минимизация отклонения управляемой траектории полета от заданной и 3) минимизация расстояния от ВС до ЛККС. Таким образом, ставится задача минимизации векторного показателя $\mathbf{J} = [J_1, J_2, J_3]$ [15–20].

Алгоритм многокритериальной оптимизации траектории

Получение единственного решения многокритериальной задачи оптимального управления, возможно путём сведения векторного показателя к скалярной целевой функции или к заранее определённой последовательности однокритериальных задач. Рассмотрим подход, основанный на отыскании компромиссного решения, при этом считаем, что для сформированных критериев решение многокритериальной задачи определяется в соответствии с принципом минимакса (гарантированного результата). При решении минимаксной задачи функционалы сравниваются по величине, и поэтому численному решению этой задачи предшествует операция нормализации критериев при текущем приближении искомого управления. Итерационная процедура решения задачи формирования минимаксно-оптимального управления, которая сводится к выполнению следующих действий [17, 19, 22–24]:

1. Решаются задачи однокритериальной оптимизации, определяются управления

$$u_{\gamma,0}^{\min} \quad (\gamma = 1..3) \text{ и соответствующие им значения критериев } J_{\gamma,0}^{\min}.$$

Одна из задач оптимизации заключается в минимизации погрешностей определения координат на основе минимизации ГФ, при этом решающее правило для формирования управляющего воздействия можно представить в виде [25]:

$$u_{1,v} = \arg \min_{u_1 \in U} \{J_{1,v}\} = \arg \min_{u_1 \in U} M[c_{1,v}(\mathbf{x}_{Y,v}, \hat{\mathbf{x}}_{Y,v})] = \arg \min_{u_1 \in U} M[(tr[(\mathbf{H}_v^T \mathbf{H}_v)^{-1}])^{1/2}]. \quad (8)$$

Выражение (8) определяет решающее правило для алгоритма локальной оптимизации. Ввиду того, что зависимость ГФ от координат нелинейная, то для определения управления необходимо использовать приближенные методы, в частности метод спуска [26], на каждой отдельной стадии вычислений в момент времени t_v значение управления определяется методом прямой оптимизации, который математически описывается соотношением

$$u_{1,v}[k+1] = u_{1,v}[k] + h_k p_k, \quad k = 0, 1, 2, \dots, l,$$

где k - номер итерации, $u_{1,v}[k]$ - k -е приближение управления; p_k - вектор, определяющий направление спуска; h_k - шаг поиска на k -той итерации, l - число итерации до получения оптимального значения.

Для решения задачи определения оптимального управления по критерию $J_{2,v}$ введем обозначение отклонения управляемой траектории относительно заданной

$$\boldsymbol{\varepsilon}_v = \mathbf{x}_{Y,v} - \mathbf{x}_{3,v},$$

На основании выражений (2), (3) уравнение динамики $\boldsymbol{\varepsilon}_v$ представим в виде

$$\boldsymbol{\varepsilon}_v = \boldsymbol{\Phi}_{Y,v} \boldsymbol{\varepsilon}_v + \mathbf{B}_v u_{2,v} + \mathbf{n}_{Y,v}.$$

Для решения задачи определения оптимального управления по критерию $J_{2,v}$ представим его в виде [27-29]:

$$J_{2,v} = M\{c_{2,v}(\mathbf{x}_{3,v}, \mathbf{x}_{Y,v})\} = [\boldsymbol{\Phi}_{Y,v-1} \boldsymbol{\varepsilon}_{v-1} + \mathbf{B}_{v-1} u_{2,v-1}]^T \mathbf{Q}_{Y,v-1} [\boldsymbol{\Phi}_{v-1} \boldsymbol{\varepsilon}_{v-1} + \mathbf{B}_{v-1} u_{2,v-1}]$$

Оптимальное управление минимизирующее данный критерий находится следующим образом [27-29]:

$$\frac{\partial J_{2,v}}{\partial u_{2,v}} = 2\mathbf{B}_v^T \mathbf{Q}_{Y,v} (\Phi_{y,v} \boldsymbol{\varepsilon}_{v-1} + \mathbf{B}_v u_{2,v}) = 0. \quad (9)$$

Решение уравнения (9) представляет собой алгоритм управления, оптимальный в постановке Летова-Калмана, и имеет вид [27-29]:

$$u_{2,v} = -\mathbf{L}_v \hat{\boldsymbol{\varepsilon}}_{v-1}, \quad (10)$$

в котором матричный коэффициент усиления определяется выражением [27-29]

$$\mathbf{L}_v = (\mathbf{B}_v^T \mathbf{Q}_{Y,v} \mathbf{B}_v)^{-1} \mathbf{B}_v^T \mathbf{Q}_{Y,v} \Phi_{Y,v}.$$

При формировании оптимального управления в (10) используется оценка отклонения управляемой траектории от заданной:

$$\hat{\boldsymbol{\varepsilon}}_{v-1} = \mathbf{x}_{3,v-1} - \hat{\mathbf{x}}_{Y,v-1},$$

где оценка $\hat{\mathbf{x}}_Y$ получается на основе расширенного фильтра Калмана [3, 4, 28, 29]:

$$\tilde{\mathbf{x}}_{Y,v+1} = \Phi_{v/v+1} \hat{\mathbf{x}}_{Y,v} + \mathbf{B}_{v+1} \mathbf{u}_{v+1},$$

$$\hat{\mathbf{x}}_{Y,v+1} = \tilde{\mathbf{x}}_{Y,v+1} + \mathbf{P}_{v+1} \mathbf{H}_{v+1}^T \mathbf{V}_{v+1}^{-1} [\boldsymbol{\xi}_{v+1} - \mathbf{H}_{v+1} (\tilde{\mathbf{x}}_{Y,v})], \quad (11)$$

$$\mathbf{P}_{v+1}^{-1} = [\Phi_{v/v+1} \mathbf{P}_v \Phi_{v/v+1}^T + \mathbf{G}_{v/v+1} \mathbf{Q}_{v+1} \mathbf{G}_{v/v+1}^T]^{-1} + \mathbf{H}_{v+1}^T \mathbf{V}_{v+1}^{-1} \mathbf{H}_{v+1}. \quad (12)$$

В соотношениях (11), (12) $\hat{\mathbf{x}}_{Y,v}$ и \mathbf{P}_v – оптимальная оценка и матрица ковариаций ее ошибок. Для вычисления значения $J_{2,v}$ справедливо выражение

$$J_{2,v} = \text{tr} M \left[(\mathbf{x}_{3,v} - \hat{\mathbf{x}}_{Y,v}) \mathbf{Q}_{Y,v} (\mathbf{x}_{3,v} - \hat{\mathbf{x}}_{Y,v})^T \right] = \min.$$

Одна из задач оптимизации заключается в минимизации удаления траектории ВС от ЛККС, при этом решающее правило для формирования управляющего воздействия можно представить в виде:

$$\begin{aligned}
u_{3,v} &= \arg \min_{u_3 \in U} \{J_{3,v}\} = \arg \min_{u_3 \in U} M[c_{3,v}(\mathbf{x}_{ЛККС}, \mathbf{x}_{Y,v})] = \\
&= \arg \min_{u_3 \in U} M\left[(\mathbf{x}_{ЛККС} - \mathbf{x}_{Y,v})^T \mathbf{Q}_{ЛККС,v} (\mathbf{x}_{ЛККС} - \mathbf{x}_{Y,v})\right]
\end{aligned}$$

2. Определяются максимальные значения каждого критерия $J_{\gamma,0}^{\max}$ и выбирается начальное приближение искомого управления из управлений u_{γ}^{\min} , тождественное начальному управлению $\mathbf{u}_{\gamma,0} = \mathbf{u}_H$ при $k=0$, или полученному на предыдущей итерации $\mathbf{u}_k = \mathbf{u}_{k-1}$ при $k > 0$, и формирование значений $J_{\gamma,0}(\mathbf{u})$.

3. Выполняется нормализация критериев при текущем приближении искомого управления:

$$F_{\gamma}(\mathbf{u}) = \frac{J_{\gamma,0} - J_{\gamma,0}^{\min}}{J_{\gamma,0}^{\max} - J_{\gamma,0}^{\min}},$$

при которой $\lim_{\mathbf{u} \rightarrow u_{\gamma}^{\min}} F_{\gamma}(\mathbf{u}) = 0$, $0 \leq F_{\gamma}(\mathbf{u}) \leq 1$. Значения $J_{\gamma,0}(\mathbf{u})$ вычисляются

для текущего приближения искомого управления \mathbf{u}_v .

4. Определяется критерий с наибольшим нормализованным значением:

$$J_v^* = \max_{\gamma} \beta_{\gamma} F_{\gamma}(\mathbf{u}),$$

где $\beta_{\gamma} > 0$ - весовые коэффициенты важности критериев, характеризующие значимость соответствующего показателя и устанавливающие определенный компромисс между ними, причем $\sum_{\gamma=1}^3 \beta_{\gamma} = 1$.

5. Выполняется минимизация «наихудшего» критерия с целью нахождения следующего приближения текущего управления траекторией:

$$u_{\nu}^* = \arg \min_{u \in U} J_{\nu}^*.$$

Условие сходимости алгоритмов оптимизации: управление u_{ν}^* принимается в качестве решения многокритериальной задачи, если на двух смежных итерациях значения наихудших критериев отличаются на значение, меньшее заданной точности, в противном случае выполняется следующая итерация, начиная с пункта 3. На каждой итерации решения многокритериальной задачи оптимизации минимизируется «наихудший» критерий, в качестве которого может выступать любой критерий [17, 19, 22-24].

Результаты моделирования

Исследования параметров траекторного движения и точностных характеристик проводились на основе моделей движения ВС и НС орбитальной группировки ГНСС. Для исследования характеристик синтезированных алгоритмов рассмотрим решение навигационной задачи для случая управления траекторией по курсу. Управление углом поворота траектории реализовано относительно первоначального направления вектора скорости. Основным ограничением при управлении по курсу является ограничение на скорость изменения курсового угла в единицу времени.

Моделировалась ситуация местоопределения ВС в результате решения навигационной задачи по НС ГНСС и использовании в качестве дополнительного источника навигационной информации наземной станции АЗН-В. В качестве исходных данных для моделирования использовались значения параметров характеризующих функционирование ГНСС приведенные в [3, 4], полученные в

результате моделирования траектории представлены на рисунке 2. На рисунке 3 представлены результаты исследования радиальной СКП навигационных определений для моделируемых траекторий: кривая 1 соответствует заданной пространственной траектории полета по кратчайшему маршруту, кривая 2 соответствует классической траектории полета на РНТ; кривая 3 - траектории, полученной в результате многокритериальной оптимизации.

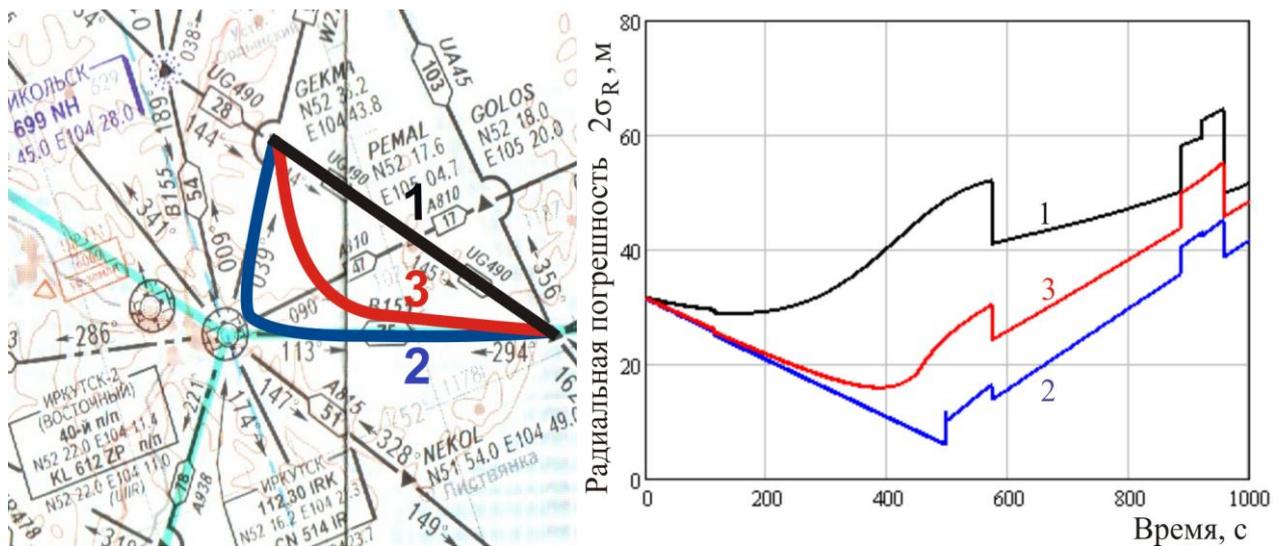


Рисунок 2. Моделируемые траектории. Рисунок 3. Радиальная погрешность.

Анализ полученных результатов показывает, что применение алгоритма многокритериальной оптимизации позволяет получить компромиссный вариант построения траектории в районе аэроузла, погрешность по сравнению с классическим полетом увеличилась в среднем на 10 м и уменьшилась на 12 м по сравнению с полетом по заданной траектории. Полученная траектория позволяет при высокой точности определения координат проходить аэроузел на удалении, позволяющем одновременно проходить его другими ВС.

Выводы

Предложен алгоритм многокритериальной оптимизации траектории полета в районе функционального дополнения ГНСС на основе минимаксного управления. Показано, что разработанный алгоритм позволяет находить компромиссное решение для нескольких критериев оптимизации. Управляемая траектория полета позволяет уменьшить дальность и время полета по сравнению с классическим маршрутным полетом при высокой точности определения параметров траекторного движения.

Таким образом, разработанный алгоритм управления траекториями позволяет находить компромиссное решение задачи многокритериальной оптимизации. Полученные результаты можно использовать для планирования маршрутов и профилей полета, а также для программного построения пространственных траекторий.

Библиографический список

1. Глобальный аэронавигационный план на 2013-2028г.г. Международная организация гражданской авиации. Doc 9750-AN/963. URL: http://www.aviadocs.net/icaodocs/docs/9750_cons_ru
2. Вовк В.И., Липин А.В., Сарайский Ю.Н. Зональная навигация. - СПб.: Министерство транспорта РФ. Гос. служба гражданской авиации. Академия гражданской авиации, 2004. – 123 с.
3. Емельянцеv Г.И., Степанов А.П. Интегрированные инерциально-спутниковые системы ориентации и навигации / Под ред. В.Г. Пешехонова – СПб.: ГИЦ РФ АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», 2016. – 394 с.

4. Перова А.И., Харисов В.Н. ГЛОНАСС. Принципы построения и функционирования. - М.: Радиотехника, 2010. - 800 с.
5. Ревнивых С.Г., Сердюков А.И., Болкунов А.И. Некоторые аспекты проектирования перспективных глобальных навигационных спутниковых систем (ГНСС) // Труды МАИ. 2009. № 34. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=8225>
6. Иванов В.Ф., Кошкарров А.С. Повышение помехоустойчивости навигационной аппаратуры потребителя ГЛОНАСС за счет комплексирования с инерциальными навигационными датчиками // Труды МАИ. 2017. № 93. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=80455>
7. Серкин Ф.Б., Важенин Н.А., Вейцель А.В. Анализ характеристик прототипа локальной системы местоопределения // Труды МАИ. 2016. № 86. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=67824>
8. Арефьев Р.О., Арефьева Н.Г., Скрыпник О.Н. Совершенствование аэронавигационного обеспечения этапа посадки путем оптимизации размещения псевдоспутников ГЛОНАСС // Труды МАИ. 2017. № 92. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=77182>
9. Ахмедов Р.М., Бибутов А.А., Васильев А.В. Автоматизированные системы управления воздушным движением: Новые информационные технологии в авиации – СПб.: Политехника, 2004. – 446 с.
10. Doukas D, Berends J, Rees M, Kerkhofs G CNS/ATM Ground Station and Service Status Reports; SUR.ET1.ST05.2000-STD-16-01; European Air Traffic Management: Brussels, Belgium. 2009.

11. Abdulaziz A, Yaro A.S., Adam A.A., Kabir M.T., Salau H.B. Optimum Receiver for Decoding Automatic Dependent Surveillance Broadcast (ADS-B) Signals // American Journal of Signal Processing. 2015. Vol. 5, no. 2, pp. 23-31.
12. Chen Y-H, Lo S., Akos D.M., Wong G., Enge P.A. Testbed for Studying Automatic Dependent Surveillance Broadcast (ADS-B) Based Range and Positioning Performance to Support Alternative Position Navigation and Timing (APNT) // Proceedings of the 26th International Technical Meeting of The Satellite Division of the Institute of Navigation (ION GNSS+ 2013), Nashville, TN: 09-2013, pp. 263-273
13. Cho T., Lee C., Choi S. Multi-Sensor Fusion with Interacting Multiple Model Filter for Improved Aircraft Position Accuracy. Sensors 2013, 13, 4122-4137; doi:10.3390/s130404122.
14. Philips R. Relative and Differential GPS // System Implication and Innovative Applications of Satellite Navigation, AGARD Lecture Series 207, 1996, pp. 5.1-5.22
15. Штойер Р. Многокритериальная оптимизация. Теория, вычисления и приложения. - М.: Радио и связь, 1992. - 504 с.
16. Михалевич В.С., Волкович В.Л. Вычислительные методы исследования и проектирования сложных систем. – М.: Наука. Главная редакция физико-математической литературы, 1982. - 287 с.
17. Гермейер Ю.Б. Введение в теорию исследования операций. - М.: Наука, Главная редакция физико-математической литературы, 1971. - 384 с.
18. Машунин Ю.К. Методы и модели векторной оптимизации. - М.: Наука, 1986. - 143 с.

19. Карлин С. Математические методы в теории игр, программировании и экономике. - М.: Мир, 1964. - 839 с.
20. Воронов Е.М., Репкин А.Л., Савчук А.М., Сычев С.И. Формирование структуры траекторного управления летательного аппарата и многокритериальной оптимизации ее параметров // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Серия: Приборостроение. 2014. № 5. С. 3- 39.
21. Сейдж Э.П., Уайт Ч.С. Оптимальное управление системами. - М.: Радио и связь, 1982. - 392 с.
22. Лазарев Ю.Н. Управление траекториями аэрокосмических аппаратов. - Самара: Самарский научный Центр РАН, 2007. - 275 с.
23. Гераськин М.И., Лазарев Ю.Н. Терминальное управление спуском аэрокосмического аппарата в атмосфере при ограничениях на режимы движения // Известия Академии наук. Теория и системы управления. 2001. № 5. С. 168-174.
24. Лазарев Ю.Н., Гераськин М.И. Алгоритм решения многокритериальных задач управления // Известия Самарского научного центра РАН. 2001. № 1. С. 80-85.
25. Aleshechkin A. M., Erokhin V. V. Trajectory optimization of dynamically controlled objects in INS/GNSS integrated navigation system // Gyroscopy and Navigation, January 2017. Vol. 8. Issue 1. pp. 15 – 23.
26. Полак Э. Численные методы оптимизации. Единый подход. – М.: Мир, 1974. – 376 с.
27. Летов А.М. Аналитическое конструирование регуляторов // Автоматика и телемеханика. 1961. № 4. С. 436–441; № 5. С. 526–531; № 6. С. 661–665; 1962. № 4. С. 425–435.

28. Kalman R.E. Contribution to the Theory of Optimal Control // *Bullet Soc. Math. Mech.* 1960. Vol. 5, no. 1, pp. 102–109.

29. Kalman R.E., Bucy R. New Results in Linear Filtering and Prediction Theory // *J. Basic Eng. Trans. ASME.* 1961. Vol. 83, pp. 95–108.