

УДК 621.396

DOI: 10.26467/2079-0619-2018-21-5-56-66

ОПТИМИЗАЦИЯ ТРАЕКТОРИИ ПОЛЕТА ВОЗДУШНОГО СУДНА В ДИНАМИЧНОМ ПОЛЕ ТОЧНОСТИ ГЛОНАСС

О.Н. СКРЫПНИК¹, Н.Г. АРЕФЬЕВА¹, Р.О. АРЕФЬЕВ¹

¹*Иркутский филиал Московского государственного технического университета
гражданской авиации, г. Иркутск, Россия*

Перспективные технологии организации воздушного движения предполагают переход к гибкой маршрутизации на основе использования спутниковых систем навигации. Однако точность спутниковых систем навигации зависит от расположения навигационных спутников относительно определяющегося объекта и будет различной в предоставляемом воздушном пространстве. Поэтому конструируемая оптимальная траектория полета воздушного судна должна строиться с учетом точности ее выдерживания в переменном навигационно-временном поле (поле точности) спутниковой системы навигации. Поле точности спутниковых систем навигации можно характеризовать значениями геометрического фактора (пространственного, горизонтального и вертикального). Геометрический фактор спутниковой системы навигации определяется взаимным положением потребителя и спутников, по которым решается навигационная задача, и является детерминированной величиной. Ввиду орбитального движения спутников и перемещения потребителя геометрический фактор будет изменяться в пространстве и времени. Зная законы орбитального движения спутников, можно рассчитать геометрический фактор для любой точки воздушного пространства и для любого момента времени по известному альманаху системы. Это позволяет прогнозировать ожидаемую точность навигационно-временных определений при полете воздушного судна по конкретной воздушной трассе. Для конструирования траекторий полета воздушного судна в поле точности спутниковой системы навигации выбраны методы оптимизации на основе алгоритмов теории графов A-star и Дейкстры. Путем математического моделирования построены оптимальные траектории полета в полях точности ГЛОНАСС при их различной структуре в статичной и динамичной постановке задачи.

Ключевые слова: ГЛОНАСС, геометрический фактор, оптимальная траектория, поле точности, алгоритм A-star, алгоритм Дейкстры.

ВВЕДЕНИЕ

Постоянный рост объемов пассажирских и грузовых перевозок, осуществляемых авиационным транспортом, сопровождается повышением интенсивности и плотности воздушного движения. Ввиду ограниченности объема воздушного пространства (ВП) это может привести к снижению безопасности полетов, нарушениям регулярности воздушного движения, к выполнению полетов по неоптимальным (удлиненным) маршрутам и в зонах ожидания. При этом снижается эффективность применения авиационного транспорта, поскольку возрастает полетное время, расход топлива, ресурса воздушного судна (ВС) и его систем, а также неблагоприятное воздействие на окружающую среду.

Повышение эффективности использования ВП обеспечивается внедрением новых технологий организации воздушного движения (ОрВД), базирующихся на концепции PBN (Performance Based Navigation). Одна из таких технологий, рекомендованная Глобальным авиационным планом ИКАО (4-я ред., 2013 г.), предусматривает переход к гибкой маршрутизации (процедурам динамического изменения маршрута полета).

Для перехода к гибкой маршрутизации всем участникам воздушного движения необходима точная, надежная и своевременная информация о состоянии предоставляемого ВП и организации воздушного движения в нем. Наличие, полнота и достоверность такой информации определяют уровень ситуационной осведомленности экипажей ВС и диспетчеров.

Ситуационная осведомленность предполагает возможность получения в реальном масштабе времени достаточно полного и точного набора необходимой для принятия решения информации о воздушной обстановке и рекомендуемой траектории полета.

В настоящее время уровень ситуационной осведомленности определяется наличием информации о метеообстановке и ВС, находящихся в предоставляемом ВП, а также об обеспечиваемой бортовыми средствами навигации точности определения координат текущего местоположения и, соответственно, точности выдерживания выбираемой траектории движения. Эти факторы являются ключевыми для обеспечения требуемого уровня безопасности полетов и принятия экипажем решения о выборе новой траектории полета.

Выбираемая траектория должна быть оптимальной в соответствии с заданным критерием. Как правило, в качестве критерия оптимальности используется минимальное расстояние (длина линии заданного пути, ЛЗП) между начальной и конечной точками траектории при условии обеспечения требуемого уровня безопасности полета по ней (исключения возможности полета через запретные зоны, опасных сближений с другими воздушными судами).

Точность выдерживания траектории зависит от точности определения координат и параметров движения ВС. Если не обеспечивается требуемая точность выдерживания траектории, то длина линии фактического пути (ЛФП) по ней может намного превзойти расчетное значение – длину ЛЗП, и стать больше, чем при полете по траектории, характеризующейся большей длиной расчетной ЛЗП, но построенной в высокоточном навигационном поле.

Перспективные прикладные навигационные процессы основываются на использовании спутниковых систем навигации (ССН), обеспечивающих в условиях штатного функционирования высокую точность и надежность определения координат и параметров движения ВС. Известно, что точность ССН в значительной степени зависит от расположения навигационных спутников (НС) относительно потребителя. Параметром, характеризующим влияние положения НС относительно потребителя на точность определения его координат, является геометрический фактор (ГФ), который изменяется как во времени, так и в пространстве¹ [1].

Поэтому траектория полета ВС должна строиться с учетом точности ее выдерживания в изменяющемся в пространстве и времени поле точности ССН, характеризуемом значениями ГФ. Решение данной задачи приобретает особую важность при организации воздушного движения в необслуживаемом ВП (океанические и удаленные континентальные маршруты).

Поскольку воздушная обстановка в предоставляемом ВП является динамичной, задача конструирования оптимальной траектории должна решаться в бортовой системе самолетовождения в реальном масштабе времени и, по возможности, с учетом изменения точности определения координат ВС по данным ССН [2, 3].

МЕТОДЫ КОНСТРУИРОВАНИЯ ОПТИМАЛЬНОЙ ТРАЕКТОРИИ

Траекторию полета ВС можно представить как совокупность последовательных положений его центра масс в пространстве. При 4D-навигации траектория полета задается как в пространстве, так и во времени. Для получения оптимальной заданной траектории полета ВС в пространственно-временных координатах на практике используются различные методы.

Так, методы оптимального управления [4, 5] позволяют решать задачу конструирования траектории полета ВС с помощью закона управления (непрерывного во времени процесса или управляющей последовательности воздействий), обеспечивающего экстремум заданной совокупности критериев качества системы. Задача оптимального управления включает в себя расчет оптимальной программы управления и синтез системы оптимального управления. Оптимальные программы управления, как правило, рассчитываются численными методами нахождения экстремума функционала или решения краевой задачи для системы дифференциальных уравнений. Синтез систем оптимального управления представляет собой задачу нелинейного программирования в функциональных пространствах [6].

¹ ГЛОНАСС. Принципы построения и функционирования: справочное пособие / под ред. А.И. Перова, В.Н. Харисова. 4-е изд., перераб. и доп. М.: Радиотехника, 2010. 800 с.

Для решения задачи определения программы оптимального управления строится математическая модель управляемого объекта или процесса, описывающая его поведение с течением времени под влиянием управляющих воздействий и собственного текущего состояния. Такая модель для задачи оптимального управления включает в себя: формулировку цели управления, выраженную через критерий качества управления; определение дифференциальных или разностных уравнений, описывающих возможные способы движения объекта управления; определение ограничений на используемые ресурсы в виде уравнений или неравенств. Для применения методов, основанных на теории оптимального управления, необходимо обеспечить адекватность используемых математических моделей динамической системы и наблюдений, что на практике представляет собой достаточно сложную задачу.

Другой известный способ конструирования оптимальных, прежде всего по протяженности, траекторий полета основан на использовании теории графов. При этом в задаче конструирования оптимальных траекторий полета ВС, как правило, не учитывается точность выдерживания полета по конструируемой траектории.

На основе теории графов предлагается новый подход к конструированию минимальных по длине ЛФП траекторий. При его реализации предлагается учитывать точность выдерживания конструируемой траектории полета путем использования информации о характеристиках поля точности радионавигационных средств системы ОрВД в предоставляемой зоне ВП.

К самым известным и популярным алгоритмам поиска кратчайшего пути (траектории) между двумя точками относятся алгоритмы Дейкстры и А* (A-star) [7, 8].

Алгоритм Дейкстры находит все кратчайшие траектории из заданной вершины графа до всех остальных и работает только для графов без ребер отрицательного веса. При этом каждой вершине приписывается вес G , характеризующий расстояние от начальной вершины A до заданной F_{mn} (рис. 1, а). Алгоритм работает пошагово, на каждом шаге определяется расстояние до вершины F_{mn} (вес ребра), и его смысл сводится к уменьшению веса вершин.

Пример расчета всех кратчайших путей из одной изначально заданной вершины A графа до всех остальных вершин представлен на рис. 1, б. Сплошными линиями показаны оптимальные маршруты до каждой вершины, а пунктирными обозначены неоптимальные маршруты до каждой вершины (из-за лишнего шага).

Каждая вершина графа может быть выделена. Если вершина выделена, то путь от нее до начальной вершины кратчайший, если нет – то временный. Обходя граф, алгоритм считает для каждой вершины маршрут и, если он оказывается кратчайшим, выделяет вершину.

Пусть, например, необходимо найти кратчайшее расстояние из вершины A в вершину B (рис. 1, в). Для всех соседних для A вершин алгоритм также рассчитывает веса, при этом ни при каких условиях не выделяя их. Алгоритм заканчивает свою работу, дойдя до конечной вершины B , и весом кратчайшего пути становится вес конечной вершины. Из рис. 1, в видно, что алгоритм выбрал два пути, поэтому необходим дополнительный критерий выбора или его уточнение.

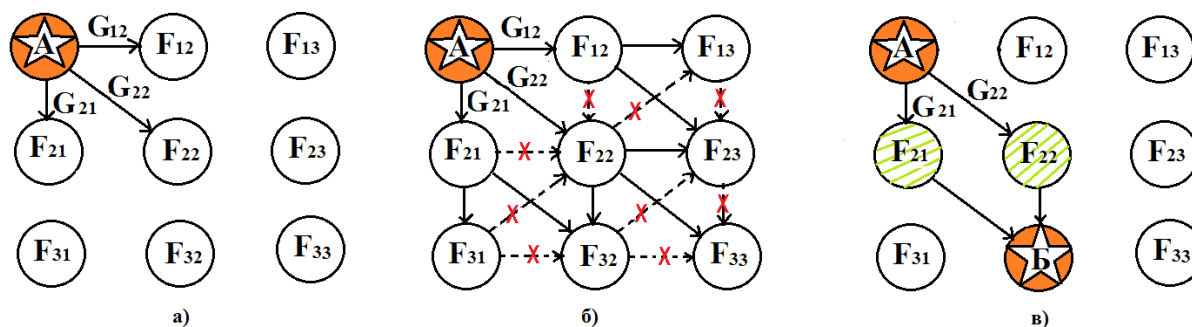


Рис. 1. Пояснения к алгоритму Дейкстры
Fig. 1. Explanation to the Dijkstra algorithm

Алгоритм A^* позволяет найти во взвешенном графе (граф, каждому ребру которого поставлено в соответствие некое значение – вес ребра) маршрут наименьшей стоимости от начальной вершины А до конечной Б. Алгоритм A^* позволяет сочетать математический и эвристический подход для нахождения стоимости пути.

Эвристические функции представляют собой наиболее общую форму, в которой к алгоритму поиска подключаются дополнительные знания о задаче и ограничениях на построение траектории (в случае конструирования оптимальной траектории – частная ортодромия как априорно известная линия кратчайшего расстояния между точками маршрута).

В классическом алгоритме A^* (рис. 2) порядок обхода вершин определяется эвристической функцией «расстояние + стоимость» вида $F(x) = G(x) + H(x)$. Здесь $G(x)$ – функция стоимости достижения рассматриваемой вершины из начальной вершины, $H(x)$ – эвристическая оценка расстояния от рассматриваемой вершины до конечной вершины графа.

На рис. 2 представлена интерпретация работы алгоритма на примере графа, где необходимо найти маршрут с наименьшей стоимостью от начальной вершины А до конечной Б.

Таким образом, за счет использования эвристической функции алгоритм A^* будет проверять не больше, а на практике – значительно меньше узлов графа, чем алгоритм Дейкстры, а значит, его реализация потребует меньших вычислительных затрат.

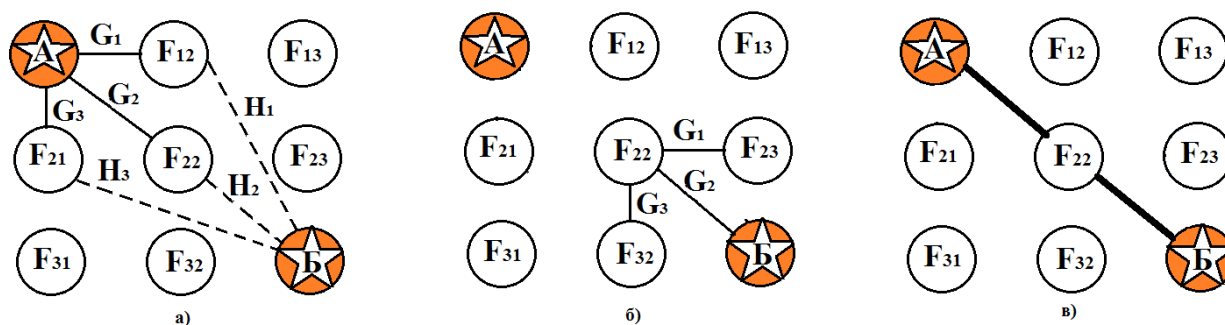


Рис. 2. Пояснения к алгоритму A^*
Fig. 2. Explanation to the algorithm A^*

Однако классические алгоритмы теории графов не учитывают точность выдерживания заданной траектории, которая будет зависеть от точности навигационной системы (NSE – Navigation System Error) и погрешности системы пилотирования ВС. При наличии NSE длина ЛФП вдоль ортодромии может стать больше, чем при полете по другой выбранной траектории, вдоль которой NSE будет меньшей (рис. 3).

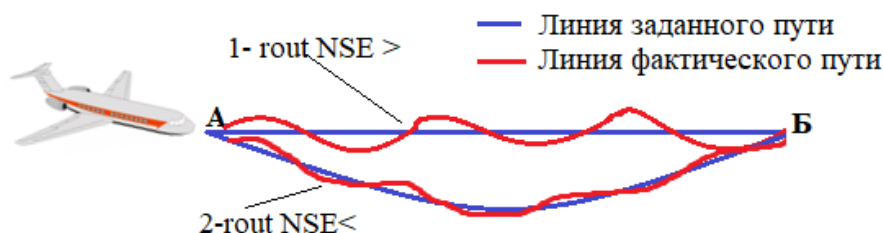


Рис. 3. ЛФП с разными значениями NSE
Fig. 3. LFP with different NSE values

В данной работе предложен модифицированный алгоритм A-star, в котором используется критерий оптимизации, учитывающий NSE в функции стоимости пути

$$G_{ij} = G_{0ij}(1 + K_{ij}(NSE)),$$

где G_{0ij} – расчетное расстояние до рассматриваемой вершины, $K_{ij}(NSE)$ – коэффициент, учитывающий увеличение длины ЛФП из-за ошибок навигационной системы (NSE).

В нашем случае величина $K(NSE)$ зависит от значения пространственного геометрического фактора PDOP вдоль ребра графа и погрешности измерения дальности до спутников.

Для нахождения значений $K(NSE)$ экспериментальным путем был использован метод Монте-Карло. В результате определено, что значения $K(NSE)$ лежат в пределах 0,025–0,063 при изменении PDOP от 1 до 3.

Таким образом, ключевым моментом при конструировании оптимальной траектории полета является учет величины NSE, обеспечиваемой ГЛОНАСС при полете вдоль нее. Для этого необходимо знать характеристики поля точности ГЛОНАСС в предоставляемом ВП и динамику его изменения.

МЕТОДИКА ПОСТРОЕНИЯ ГРАФА НА ОСНОВЕ ПОЛЯ ТОЧНОСТИ ГЛОНАСС

Характеристикой поля точности ГЛОНАСС будем считать распределение в пространстве значений PDOP. Определение совокупности точек, в которых значение ГФ лежит в заданных пределах, позволяет построить поле точности ССН в предоставляемом ВП. Поэтому при конструировании оптимальной траектории полета предлагается использовать эквивалентное полю точности ССН поле значений PDOP (рис. 4).

Геометрический фактор является изменяющейся во времени, но детерминированной функцией, поэтому его можно прогнозировать для заданных точек (областей) на заданный момент или интервал времени по данным действующего альманаха ССН. При этом ГФ обладает достаточно высокой степенью коррелированности в пространстве (кроме случаев смены спутников, находящихся в зоне видимости) и может быть представлен совокупностью точек, удаленных друг от друга на расстояния до 50 км по широте и долготе.

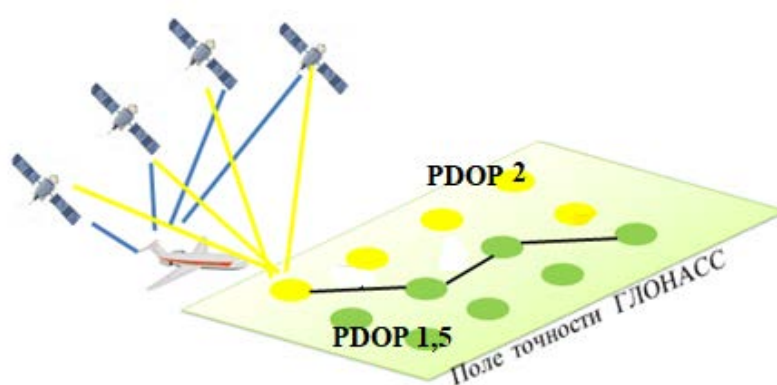


Рис. 4. Конструирование оптимальной траектории полета в поле точности ГЛОНАСС
Fig. 4. Optimal flight trajectory construction in the GLONASS accuracy field

Применительно к авиационной транспортной системе ВП или его отдельные элементы (узлы), между которыми происходит движение ВС, удобно представить в виде связей или сети маршрутов. Такие сети моделируются в виде графов, а совокупность определенно соединенных

вершин позволяет построить оптимальный маршрут полета между точкой входа и точкой выхода из предоставляемой зоны ВП.

В рамках исследования в среде графического программирования LabVIEW разработан программный комплекс, позволяющий рассчитывать характеристики навигационного сеанса системы ГЛОНАСС и строить поле точности в заданной зоне ВП [9]. В состав комплекса входит модуль, предназначенный для построения оптимальной траектории полета двумя алгоритмами: Дейкстры и A-star.

Программный модуль позволяет рассчитать и построить оптимальные траектории полета для любой задаваемой зоны ВП и для любого интервала времени.

ПОЛУЧЕННЫЕ РЕЗУЛЬТАТЫ

Для конструирования оптимальной траектории в задачах гибкой маршрутизации был проведен комплекс исследований, в ходе которых была проверена работоспособность разработанных алгоритмов, оценка их эффективности и достоверности полученных результатов.

При этом решение задачи конструирования траектории можно осуществлять в статичном (построенном на определенный момент времени, например, входа в предоставляемую зону ВП) поле точности ГЛОНАСС, или пытаться учесть при конструировании траектории изменение поля точности (его динамичность) в процессе выполнения полета по ней.

На рис. 5 приведены статичные поля точности ГЛОНАСС (рис. 5, а, б) для различных фиксированных моментов времени и динамичное поле (рис. 5, в), построенное по рассчитанным значениям PDOP в последовательные моменты времени, соответствующие полету ВС по заданному маршруту. Размер поля составил 1000×1000 км с шагом 40 км между точками (вершинами), в которых рассчитывалось значение PDOP. Поля точности ГЛОНАСС были построены для зоны воздушного пространства с координатами $70\text{--}79^\circ$ с. ш. и $80\text{--}115^\circ$ в. д.

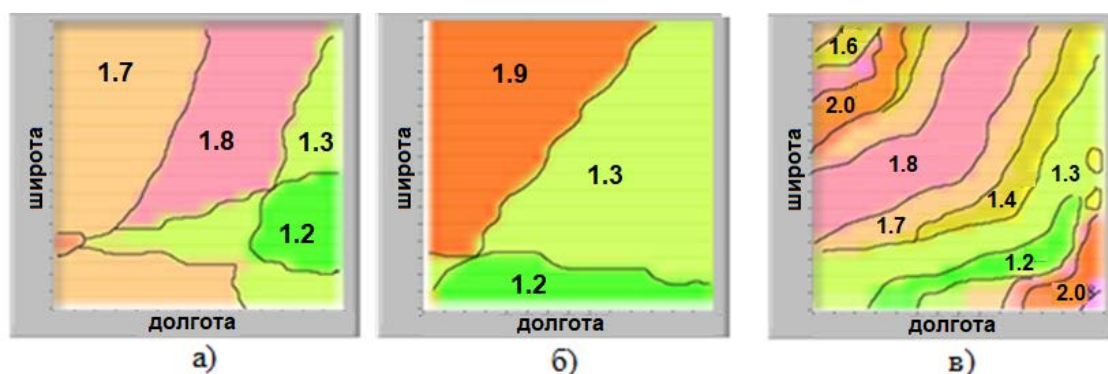


Рис. 5. Поля точности ГЛОНАСС
Fig. 5. Accuracy fields GLONASS

Из полученных результатов следует, что конфигурация и характеристики поля точности изменяются как в пространстве, так и во времени. Структура и средние значения PDOP для статичных полей точности для разных моментов времени варьируются (от 1,57 до 2,04), а расчет динамичного поля точности позволяет получить информацию о точности ГЛОНАСС по маршруту полета с привязкой к реальному времени (4D-траектория).

На основе полученных полей точности строится взвешенный граф, ребра которого имеют веса, зависящие от распределения значений PDOP в выбранной зоне ВП.

Сравнительная оценка эффективности решения задачи конструирования оптимальной траектории полета ВС в статичном и динамичном полях точности ГЛОНАСС алгоритмами

A-star и Дейкстры проведена на примере тестовой задачи. В тестовой задаче рассматривалась зона ВП размером 1000×1000 км, расположенная в высоких широтах. Были выбраны трассы длиной до 1000–1500 км между пунктами А и Б, проходящие по полям различной точности (PDOP от 1,2 до 10). Рассматривался этап маршрутного полета воздушного судна на постоянной высоте и с постоянной скоростью.

На рис. 6 показаны траектории, построенные алгоритмами A-star и Дейкстры. Показаны построенные оптимальные маршруты полета в статичном (рис. 6 а, б) для двух различных фиксированных моментов времени и динамичном (рис. 6, в) поле точности ГЛОНАСС. При этом оба алгоритма построили совпадающие траектории.

Результаты расчетов длин ЛФП для маршрутов, представленных на рис. 6, составили соответственно 1341,64, 1325,39 и 1328,73 км.

Таким образом, выбор оптимальной траектории зависит от структуры и характеристик поля точности. При этом рассмотренная ситуация характеризуется незначительными вариациями поля точности ССН ($1,2 < PDOP < 2$).

Построение оптимальной траектории в статичном поле не позволяет получить однозначно наилучший результат, поскольку при этом не учитывается изменение точности ГЛОНАСС (PDOP) с течением времени и при движении ВС по воздушной трассе. При этом рассчитанная в статичном поле траектория может характеризоваться как увеличенной, так и уменьшенной длиной ЛФП по сравнению с длиной расчетной ЛЗП.

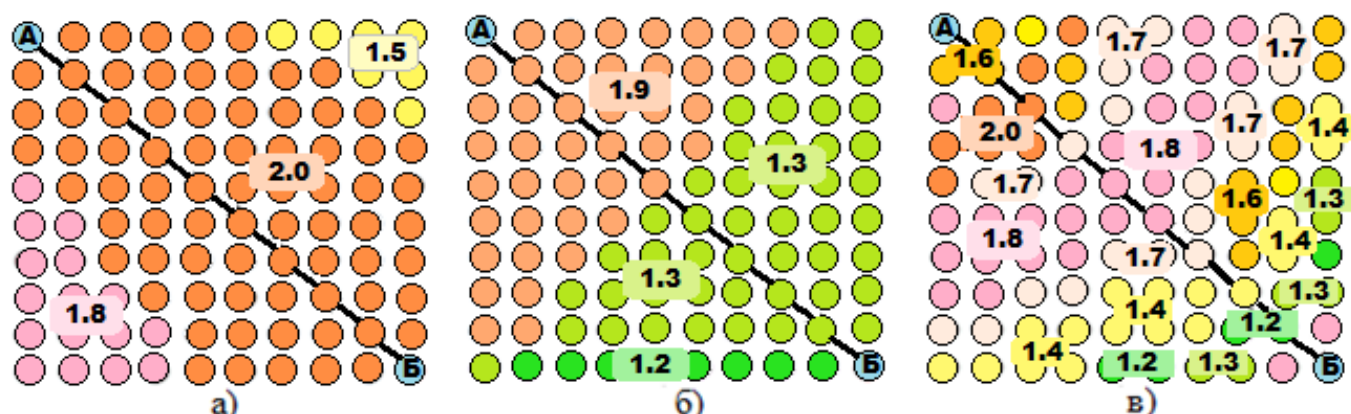


Рис. 6. Построение маршрутов в поле точности ГЛОНАСС
Fig. 6. Directions in the GLONASS accuracy field

Динамичное поле позволяет провести расчет ЛЗП с учетом изменения PDOP во времени с его привязкой к положению ВС на воздушной трассе. Поэтому все дальнейшие исследования выполнялись в динамичном поле точности ГЛОНАСС.

На рис. 7 представлены маршруты, построенные для двух интервалов времени в динамичном поле точности, характеризующемся незначительными вариациями PDOP (до 2,0).

Результаты расчетов длин ЛФП для маршрутов, представленных на рис. 7, составили соответственно 1328,73 и 1333,7 км при средних значениях PDOP 1,72 и 1,87. При этом алгоритмы Дейкстры и A-star построили совпадающие траектории.

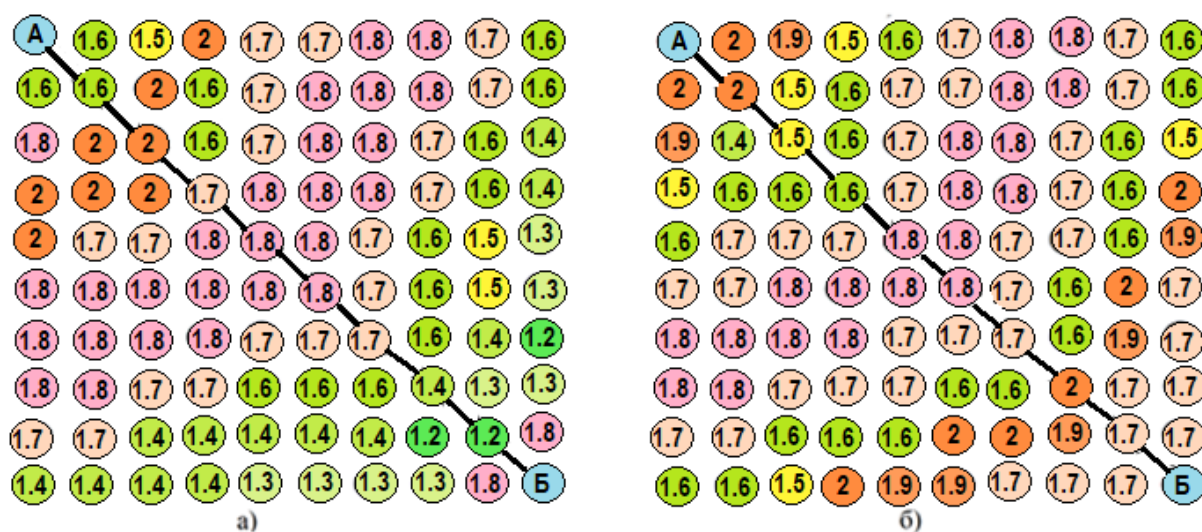


Рис. 7. Траектории полета в слабо изменяющихся динамических полях точности
Fig. 7. Flight trajectories in weakly varying dynamic accuracy fields

Из полученных результатов следует, что существует наиболее выгодный интервал времени для выполнения полета по заданному маршруту, при котором будет обеспечиваться наименьшая длина ЛФП за счет наилучшего среднего вдоль траектории значения PDOP.

На рис. 8 представлены маршруты, построенные в динамичном, существенно неоднородном поле точности, характеризующемся изменением значений PDOP от 1,1 до 10.

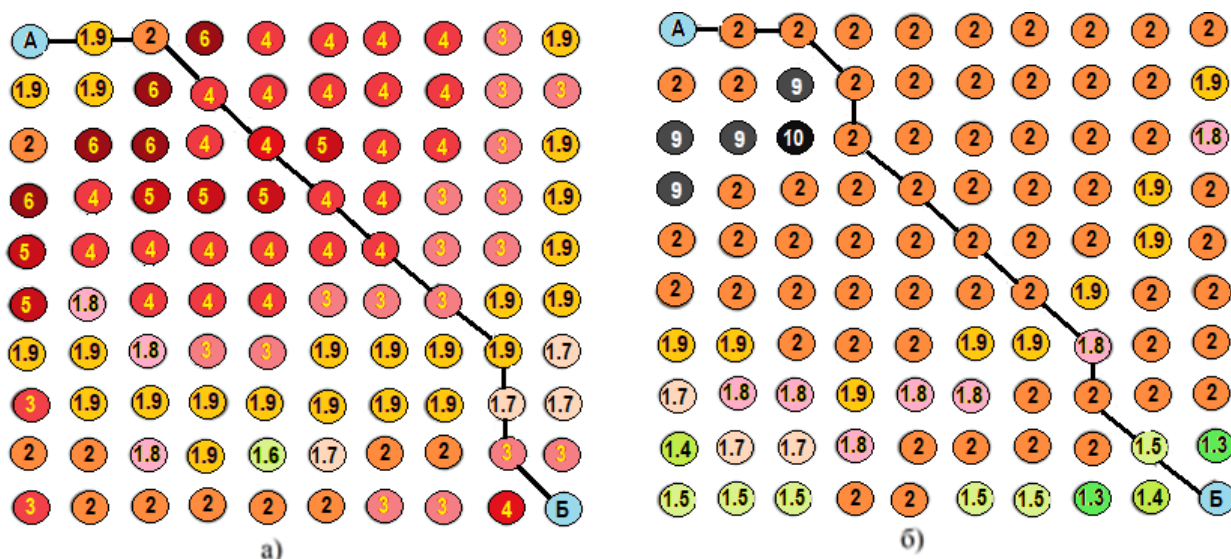


Рис. 8. Траектории полета в существенно неоднородных динамических полях точности
Fig. 8. Flight trajectories in the substantially heterogeneous and dynamic accuracy fields

Длина ЛФП для маршрутов, представленных на рис. 8, составила соответственно 1505,7 и 1435,1 км при PDOP 3,28 и 2,15. При значительных вариациях значений PDOP алгоритмы Дейкстры и A-star находят также совпадающие траектории по минимуму геометрического фактора PDOP в динамичном поле точности ГЛОНАСС. При этом обходятся зоны с плохими значениями PDOP, за счет чего минимизируется длина ЛФП.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Предложенная методика конструирования оптимальной траектории полета ВС позволяет улучшить ситуационную осведомленность экипажа и таким образом повысить эффективность принятия решения о выборе наилучшего маршрута полета в условиях изменения воздушной обстановки и точности аэронавигационного обеспечения.

Выбор оптимальной траектории полета обеспечивает сокращение длины ЛФП. При этом выигрыш в сокращении фактической длины маршрута зависит от характеристик поля точности ГЛОНАСС и достаточно значим для протяженных маршрутов полета.

В исследуемых сценариях алгоритмы A-star и Дейкстры построили совпадающие оптимальные траектории, что характеризует достоверность полученных результатов. При этом алгоритм A-star обладает меньшими вычислительными затратами, так как в решении задачи рассматриваются не все узлы графов, в отличие от алгоритма Дейкстры.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Соловьев Ю.А.** Системы спутниковой навигации. М.: Эко-Трендз, 2000. 270 с.
2. **Skrypnik O.N., Arefeva N.G.** Construction of an optimal flight trajectory in the GLONASS accuracy field // 24th Saint Petersburg International Conference on Integrated Navigation Systems, ICINS 2017. Pp. 129–131.
3. **Скрыпник О.Н., Марюхненко В.В.** Повышение эффективности навигационного обеспечения транспортных объектов на основе прогноза точности спутниковой радионавигационной системы // Современные технологии. Системный анализ. Моделирование. 2017. № 1(53). С. 136–142.
4. **Toratani D.** Study on Simultaneous Optimization Method for Trajectory and Sequence of Air Traffic Management: doctoral thesis. Yokohama National University. March, 2016. 101 p.
5. **Soler M.** Multiphase Mixed-Integer Optimal Control Approach to Aircraft Trajectory Optimization / A. Olivares, E. Staffetti, P. Bonami // Journal of Guidance, Control, and Dynamics. 2013. Vol. 36, № 5. Pp. 1267–1277.
6. **Диль В.Ф., Сизых В.Н.** Синтез оптимального управления воздушным судном на основе уравнений нелинейной динамики // Научный Вестник МГТУ ГА. 2017. Т. 20, № 3. С. 139–148.
7. **Garret D. Fett.** Aircraft route optimization using the A-STAR algorithm: thesis degree of master of science in operations research / Air force institute of technology. 2014. 68 p.
8. Теория графов и сетей при моделировании процессов УВД: учебное пособие / сост. В.А. Карнаухов. Ульяновск: УВАУ ГА(И), 2009. 63 с.
9. **Скрыпник О.Н., Арефьев Р.О., Астраханцева Н.Г.** Методика построения и анализ полей точности ГЛОНАСС в заданной зоне воздушного пространства // Научный Вестник МГТУ ГА. 2015. № 221. С. 115–122.

СВЕДЕНИЯ ОБ АВТОРАХ

Скрыпник Олег Николаевич, доктор технических наук, профессор, профессор кафедры авиационного радиоэлектронного оборудования Иркутского филиала МГТУ ГА, skripnikon@yandex.ru.

Арефьева Наталья Геннадьевна, аспирант кафедры управления воздушным движением МГТУ ГА, n_astrahanceva_awesome@mail.ru.

Арефьев Роман Олегович, аспирант кафедры управления воздушным движением МГТУ ГА, seven7772009@yandex.ru.

OPTIMIZATION OF AN AIRCRAFT FLIGHT TRAJECTORY IN THE GLONASS DYNAMIC ACCURACY FIELD

Oleg N. Skrypnik¹, Natalya G. Arefyeva¹, Roman O. Arefyev¹

¹Irkutsk Branch of Moscow State Technical University of Civil Aviation, Irkutsk, Russia

ABSTRACT

Advanced technologies in air traffic management assume the transition to flexible routing based on the use of the satellite navigation systems. However, the accuracy of these systems depends on the location of the navigation satellites in relation to the target object and will vary in the available airspace. Therefore, the designed optimal flight path of the aircraft should be built taking into account the accuracy of its keeping in the variable navigation-time field (accuracy field) of the satellite navigation system. The accuracy field of the satellite navigation systems can be characterized by the geometric factor (spatial, horizontal and vertical). The geometric factor of the satellite navigation system is determined by the relative position of the consumer and the satellites upon which the navigation problem is solved, and is a deterministic value. Due to the orbital motion of satellites and the movement of the consumer, the geometric factor will change in space and time. Knowing the laws of the satellites orbital motion it is possible to calculate the geometric factor for any point in the air space and for any moment of time according to the known almanac of the system. This allows predicting the expected accuracy of the navigation and time determination during the flight on a particular air route. Optimization methods based on the algorithms of A-star and Dijkstra graph theory are chosen for aircraft flight trajectories construction. Mathematical modeling is used for the optimal trajectory construction in the GLONASS dynamic accuracy fields with their various structures in static and dynamic problem setting.

Key words: GLONASS, the geometric factor, an optimal trajectory, accuracy field, A-star algorithm, Dijkstra algorithm.

REFERENCES

1. Solovyev, Y.A. (2000). *Sistemy sputnikovoy navigatsii* [Satellite navigation systems]. Moscow: Eko-Trends. 270 p. (in Russian)
2. Skrypnik, O.N. and Arefyeva, N.G. (2017). *Construction of an optimal flight trajectory in the GLONASS accuracy field*. 24th Saint Petersburg International Conference on Integrated Navigation Systems, ICINS 2017, pp. 129–131.
3. Skrypnik, O.N. and Maryukhnenko, V.V. (2017). *Povyshenie ehffektivnosti navigatsionnogo obespecheniya transportnykh obektov na osnove prognoza tochnosti sputnikovoy radio-navigatsionnoy sistemy* [Increase in efficiency of navigation support of transport objects on the basis of satellite radio navigation system accuracy forecast]. *Sovremennye tekhnologii. Sistemnyy analiz. Modelirovanie*, vol. 1, no. 53, pp. 136–142. (in Russian)
4. Toratani, D. (2016). *Study on Simultaneous Optimization Method for Trajectory and Sequence of Air Traffic Management*. Doctoral Thesis. Yokohama National University, March, 2016, 101 p.
5. Soler, M., Olivares, A., Staffetti, E. and Bonami, P. (2013). *Multiphase Mixed-Integer Optimal Control Approach to Aircraft Trajectory Optimization*. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, vol. 36, no. 5, pp. 1267–1277.
6. Dil, V.F. and Sizykh, V.N. (2017). *Sintez optimalnogo upravleniya vozdushnym sudnom na osnove uravneniy nelineynoy dinamiki* [Optimal aircraft control synthesis based on the equations of non-linear dynamics]. *Civil Aviation High Technologies*, vol. 20, no. 3, pp. 139–148. (in Russian)
7. Garret, D.Fett. (2014). *Aircraft route optimization using the A-STAR algorithm*. Thesis Degree of Master of Science in Operations Research. Air force institute of technology. 68 p.
8. *Teoriya grafov i setey pri modelirovanii protsessov UVD*. (2009). [Graph and network theory in ATM process modeling]. Uchebnoe posobie. The author: V.A. Karnaukhov. Uljanovsk: UVAU GA(VI). 63 p. (in Russian)

9. **Skrypnik, O.N., Arefyev, R.O. and Astrakhantseva, N.G.** (2015). *Metodika postroeniya i analiz poley tochnosti GLONASS v zadannoy zone vozdushnogo prostranstva* [Technique of construction and analysis of GLONASS accuracy fields in the given zone of airspace]. Scientific Bulletin of the Moscow State Technical University of Civil Aviation, no. 221, pp. 115–122. (in Russian)

INFORMATION ABOUT THE AUTHORS

Oleg N. Skrypnik, Doctor of Technical Sciences, Full Professor, Professor of the Aviation Radio Electronic Equipment Chair, Irkutsk Branch of Moscow State Technical University of Civil Aviation, skripnikon@yandex.ru.

Natalya G. Arefyeva, Post-graduate student of the Air Traffic Management Chair, Moscow State Technical University of Civil Aviation, n_astrahanceva_awesome@mail.ru.

Roman O. Arefyev, Post-graduate student of the Air Traffic Management Chair, Moscow State Technical University of Civil Aviation, seven7772009@yandex.ru.

Поступила в редакцию 16.03.2018
Принята в печать 18.09.2018

Received 16.03.2018
Accepted for publication 18.09.2018