

УДК 527.8, 629.7.051

***ОПТИМАЛЬНЫЙ АЛГОРИТМ АВТОМАТИЧЕСКОЙ ПОСАДКИ
ТРАНСПОРТНЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ С ПРИМЕНЕНИЕМ
РАДИОДАЛЬНОМЕРНЫХ СИСТЕМ***

Скуднева О. В.,

старший преподаватель,

МГТУ им. Н. Э. Баумана

Москва, Россия

Аннотация

Рассмотрены трудности эксплуатации летательных аппаратов в экстремальных условиях Заполярья. Доказывается необходимость создания навигационно-пилотажных систем (НПС), способных обеспечивать пилотируемым и беспилотным транспортным летательным аппаратам (ЛА) автоматический взлет-полет и посадку. Реализован алгоритм точного определения координат ЛА на основе применения наземных радиодальномерных станций в районе аэродрома посадки, с использованием процедуры прямого и обратного перехода сферических географических и прямоугольных гринвичских координат, значительно упрощающее решение математических задач и разработки программно-математического обеспечения.

Ключевые слова: летательный аппарат, беспилотный летательный аппарат, взлетно-посадочная полоса, навигационно-пилотажная система, доставка грузов.

***THE OPTIMAL ALGORITHM FOR THE AUTOMATIC LANDING OF
A TRANSPORT AIRCRAFT WITH THE USE OF RADIOTELEMETRY
SYSTEMS***

Sudneva O. V.,

senior lecturer,

Bauman MSTU

Moscow, Russia

Annotation.

The difficulties of operating aircraft in extreme conditions of the Arctic region are considered. The necessity of creating navigation and aerobatic systems (NPS) capable of providing manned and unmanned transport aircraft (LA) with automatic take-off, flight and landing is proved. The algorithm for accurate determination of the AIRCRAFT coordinates based on the use of ground-based radio stations in the area of the landing airfield, using the procedure for direct and reverse transition of spherical geographical and rectangular Greenwich coordinates, which significantly simplifies the solution of mathematical problems and the development of software and mathematical support.

Keywords: aircraft, unmanned aerial vehicle, runway, navigation and piloting system, cargo delivery.

Введение.

В настоящее время приходит понимание роли Арктики в дальнейшей судьбе страны. Арктические форумы в Архангельске и С.-Петербурге, расширение работ по организации морского судоходства и охраны северных рубежей являются свидетелями осознания роли Арктики в освоении природных ресурсов и дальнейшего развития промышленности и мировой экономики [1, 2].

Основными видами транспорта в условиях Арктики являются ледоколы, транспортные морские и речные суда, а в качестве транспортных летательных аппаратов (ЛА) – самолеты и вертолеты. В дальнейшем следует ожидать появления новых видов современного транспорта – транспортных беспилотных летательных аппаратов (БПЛА), самолетной и вертолетной конструкции, а также, возможно, экранопланов и гибридных дирижаблей, обладающих значительной грузоподъемностью. Расширение работ по освоению Арктики потребует значительного увеличения авиационных грузоперевозок, обострит требования по безопасности полетов ЛА и точности доставки грузов на место назначения. Поэтому точность прилета на конечный пункт маршрута и выполнение безопасной посадки ЛА в условиях Заполярья приобретает первостепенное значение. Это можно обеспечить

Дневник науки | www.dnevniknauki.ru | СМИ Эл № ФС 77-68405 ISSN 2541-8327

созданием НПС на основе разработки математического аппарата, позволяющего автоматизировать процесс посадки пилотируемых и беспилотных ЛА.

Теоретическое обоснование (материалы и методы).

Условие эксплуатации летательных аппаратов в Арктике. Основные трудности эксплуатации ЛА в Арктике заключаются в резкой непредсказуемой смене взлетно-посадочного минимума (вплоть до нулевого), в значительных отрицательных температурах, ураганных ветрах и обледенении, длительной полярной ночи, сложности поддержания требуемого качества взлетно-посадочных полос (ВПП), а также сложности определения магнитного и истинного курса ЛА вблизи магнитного и географического полюсов. Все это усиливает зависимость выполнения полетов от, так называемого «человеческого фактора» [3].

Навигационно-пилотажные системы транспортных летательных аппаратов. Преодоление перечисленных выше трудностей можно обеспечить применением навигационно-пилотажных систем (НПС), которые должны дублировать работу пилотов на всех этапах полета, вплоть до автоматической посадки ЛА. В перечень задач, решаемых НПС ЛА входят: определение начального стояночного и текущего курса, определение скорости, высоты полета, программирование маршрута, определение местоположения в автономном полёте и в режиме радиокоррекции, решение задач доставки и сброса груза и учет специфических особенностей эксплуатации различных типов ЛА [5].

Создание НПС для выполнения задач по автоматической навигации и пилотированию должно решаться на основе методов прикладной математики и их реализации при разработке программно-математического обеспечения (ПМО) в составе бортовой ЦВМ ЛА с последующей отработкой этих задач на стенде и в натуральных условиях на пилотируемых ЛА под контролем пилотов. В целом, это решаемая интересная инженерная задача, которая позволит реализовать в полном объеме вопросы беспилотного взлета, полета с автоматической безопасной посадкой ЛА.

Требования по безопасности полета в зоне посадки ЛА. Навигационные задачи полета ЛА в режимах курсо-воздушного или инерциального счисления в зоне посадки и полет в режимах радиокоррекции от спутниковой навигационной системы (СНС) на конечный пункт маршрута (КПМ) и контрольную точку захода на посадку (КТП) выполняется штатно, как для пилотируемых, так и беспилотных ЛА, при любых условиях полета. При этом имеет место особенность работы с СНС, заключающаяся в возможной потере в зоне посадки в условиях высоких широт сигналов коррекции или нарушения ее устойчивой работы. Это является недопустимым для тяжелых ЛА, так как в данном случае нельзя гарантировать безопасной надежной автоматической и ручной посадки. Исключить такой недостаток работы с СНС возможно при наличии радиодальномерных систем (РДС) в зоне базового аэропорта посадки при их работе с приемником РДС НПС на ЛА.

Для «легких» ЛА задачи взлета-полета и безопасной посадки обеспечиваются за счет использования наземных пультов радиоуправления (НПУ) в зоне их работоспособности на начальном – ПУ НПС и конечном – ПУ КПМ пунктах маршрута при работе с пилотом-оператором.

Эскизы схем полета и посадки, структурные блок-схемы навигационно-пилотажной системы. На рис. 1 приведен эскиз карты полета транспортного ЛА с выдерживанием заданного корректируемого в полете курса. На рис. 2 приведен эскиз зоны посадки ЛА на КПМ (НПС). На рис. 3 приведена структурная блок-схема двухканальной цифровой навигационно-пилотажной системы тяжелого транспортного ЛА на основе применения Автоматических навигаторов (АН) - инерциальных систем, приемников спутниковой навигационной системы и радиодальномерной системы, блока взлета-посадки, канала коррекции траектории маршрута и канала коррекции траектории посадки.

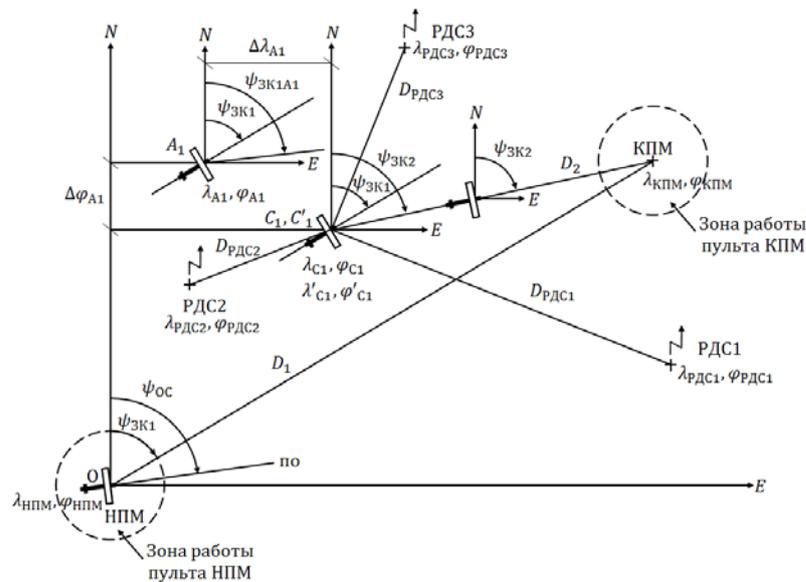


Рис. 1 Эскиз карты полета транспортного ЛА с выдерживанием заданного корректируемого в полете курса (составлено автором)

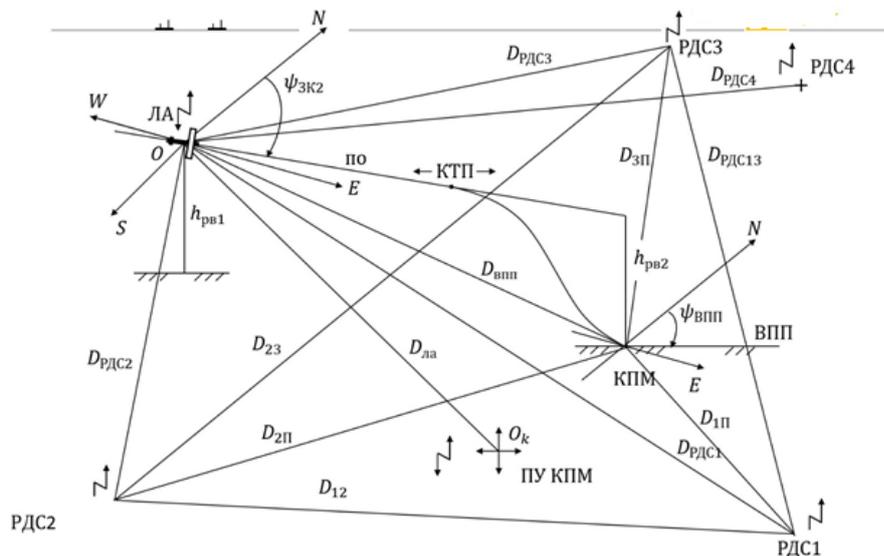


Рис. 2 Эскиз зоны посадки ЛА на КПМ (НПМ) (составлено автором)

Условные обозначения к рис.1, 2:

N, E, S, W – стороны света: север, восток, юг, запад;

λ , φ , h – географические координаты: долгота, широта, высота;

ЛА – летательный аппарат ($\lambda_{ЛА}$, $\varphi_{ЛА}$, ЛА; $h_{ЛА}$); по – продольная ось;

O_k – оператор; наземный пульт управления – ПУ КПМ ЛА (λ_{0k} , φ_{0k} , h_{0k});

D – расстояние между контрольными точками;

$h_{рв}$ – радиовысота ЛА;

ψ_{OC} — стояночный курс, $\psi_{ТЕК}$ — текущий курс, $\psi_{ЗК}$ — заданный курс, $\psi_{ВПП}$ — курс взлетно-посадочной полосы (ВПП);

A_1 — координаты ЛА в автономном полете;

Курсо-воздушная или инерциальная навигация λ_{A_1} , φ_{A_1} , $\psi_{ЗК_1} = \psi_{ТЕК}$;

C_1 — координаты ЛА, фактические, после коррекции от СНС или от 3-х РДС с помощью блока коррекции траектории — БКТ (погрешность автономного полета — $\Delta\lambda_{A_1}$, $\Delta\varphi_{A_1}$).

Вычисление λ_{C_1} , φ_{C_1} , D_2 , $\psi_{ЗК_2} = \psi_{ТЕК}$, далее полет в автономном режиме по $\psi_{ЗК_2}$.

На борту ЛА — приемник СНС, приемник РДС — работающий от 3-х и более наземных радиодальномерных систем.

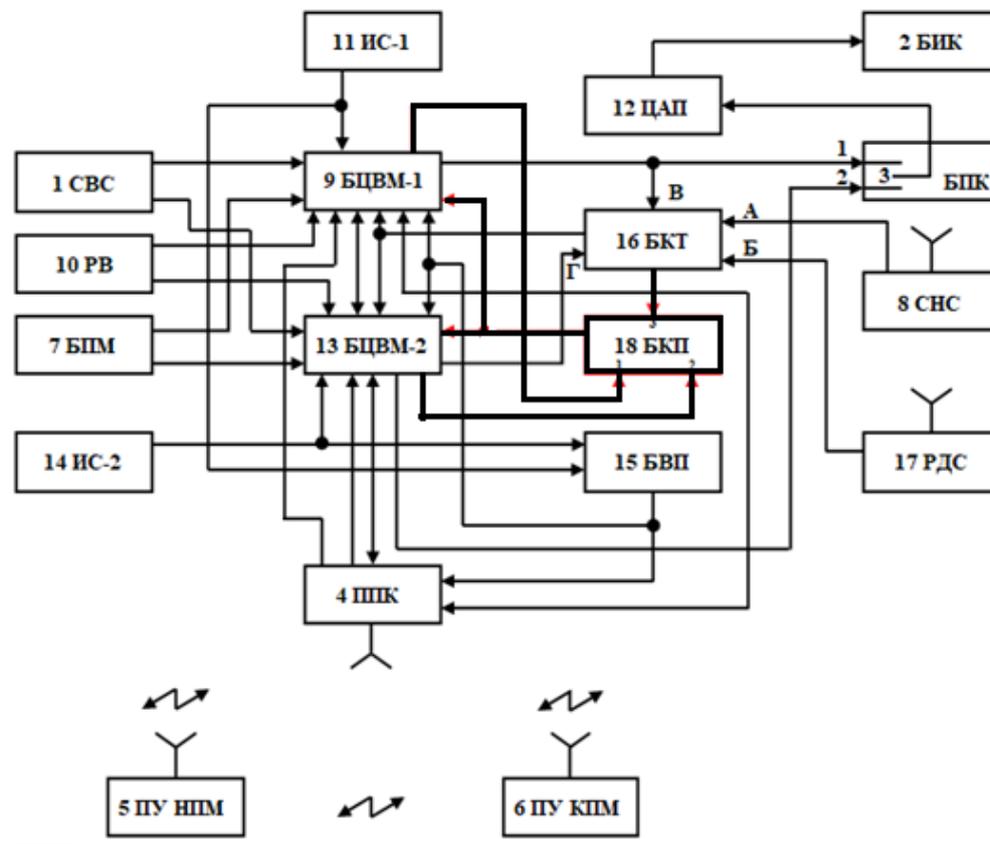


Рис. 3 Структурная блок-схема двухканальной цифровой навигационно-пилотажной системы тяжелого транспортного ЛА на основе применения Автоматических навигаторов (АН) (составлено автором)

Условные обозначения к рис. 3:

1 СВС — система воздушных сигналов;

2 БИК — блок исполнение команд;

ЭЛЕКТРОННЫЙ НАУЧНЫЙ ЖУРНАЛ «ДНЕВНИК НАУКИ»

- 3 БПК – блок переключения каналов;
- 4 ППК – пульт приема передачи;
- 5 ПУ НПП – пульт управления начальном пункте маршрута;
- 6 ПУ КПП – пульт управления на конечном пункте маршрута;
- 7 БПП – блок программы маршрута;
- 8 СНС – спутниковая навигационная система;
- 9 БЦВМ-1 и 13 БЦВМ-2 – бортовые цифровые вычислительные машины;
- 10 РВ – радиовысотомер;
- 11 ИС-1 и 14 ИС-2 – инерциальные системы;
- 12 ЦАП – цифро-аналоговый преобразователь;
- 15 БВП – блок взлета посадки;
- 16 БКТ – блок коррекции траектории маршрута;
- 17 РДС – приемник радиодальномерной системы;
- 18 БКП – блок коррекции траектории посадки.

Применение радиодальномерных систем в зоне базового аэропорта. Для обеспечения прилета ЛА на конечный пункт маршрута – КПП и в контрольную точку для захода на посадку – КТП, для выполнения безопасной автоматической или ручной посадки тяжелых транспортных пилотируемых или беспилотных ЛА, необходимо иметь не менее 3-х радиодальномерных систем в зоне базового аэропорта. Работа НПС ЛА с РДС позволяет исключить потерю точности навигации из-за возможного нарушения и непредсказуемости работы СНС. Работа с РДС заключается в следующем: в программатор НПС на старте перед вылетом ЛА вносятся географические координаты 3-4-х РДС, работающих в зоне конечного базового аэропорта, а также курс ВПП в зоне посадки. В полете в зоне работы РДС с помощью приемника сигналов РДС определяются наклонные дальности от ЛА до каждой РДС. На основании известных координат РДС и определенных НПС наклонных дальностей от ЛА до каждой РДС в БЦВМ НПС производится расчет фактических текущих географических координат ЛА. Сравнение их с автономно вычисленными позволяет определить и списать накопленную погрешность навигации. Данная схема позволит ЛА выйти в зону КПП и контрольную точку захода на посадку – КТП (фиксированную или определяемую в полете текущими параметрами ЛА в зоне

Дневник науки | www.dnevniknauki.ru | СМИ Эл № ФС 77-68405 ISSN 2541-8327

посадки) с погрешностью в единицах метра, что соответствует требованиям к безопасной автоматической или ручной посадке ЛА.

Работа канала коррекции траектории на маршруте. Работа канала коррекции на маршруте НПС при автономном полёте и в режиме радиокоррекции выполняется штатно в соответствии с общепринятыми для пилотируемых ЛА техническими решениями. Конечным результатом данной работы НПС является обеспечение выхода ЛА в зону КПМ и на траекторию захода на посадку (ТЗП).

Работа канала коррекции траектории посадки ЛА. Работа канала коррекции траектории посадки НПС заключается в следующем. В блок 18 БКП от 9 БЦВМ-1, 13 БЦВМ-2 поступают вычисленные значения координат и высоты местоположения ЛА, сигналы коррекции от 17 БКТ для выхода ЛА на осевую линию ВПП, координаты и курс ВПП КПМ, текущие и вычисленные значения параметров, в том числе углов текущего и заданного курса, углов авиагоризонта, скорости и др. 18 БКП производит расчет траектории захода на посадку и вырабатывает корректирующие сигналы отклонения, которые поступают в 9 БЦВМ-1, 13 БЦВМ-2 и по которым происходит управление ЛА.

На рис. 4а приведен эскиз горизонтальной, а на рис. 4б эскиз вертикальной проекции траектории захода на посадку ЛА. На рис. 5 показан эскиз работы приемника РДС на борту ЛА с наземным радиомаяком (РМ) – РДС 1.

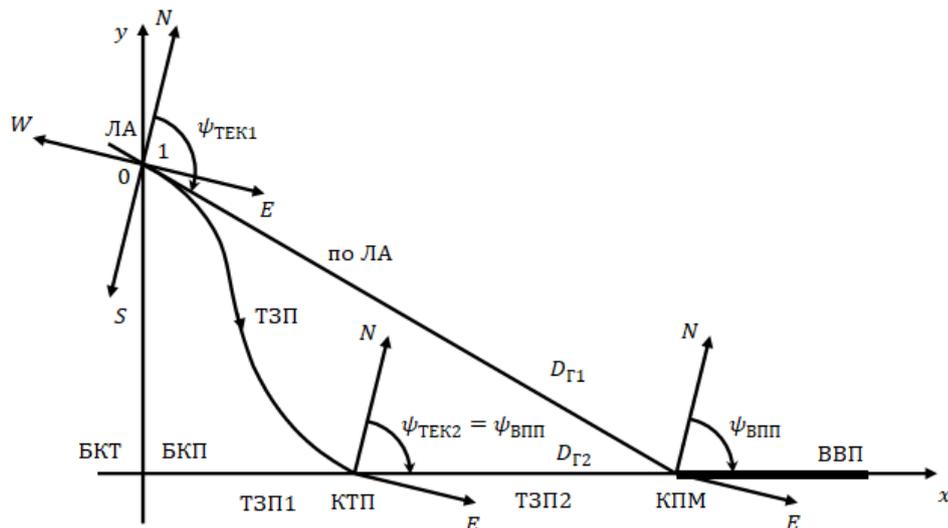


Рис. 4а Эскиз горизонтальной проекции траектории захода на посадку ЛА
(составлено автором)

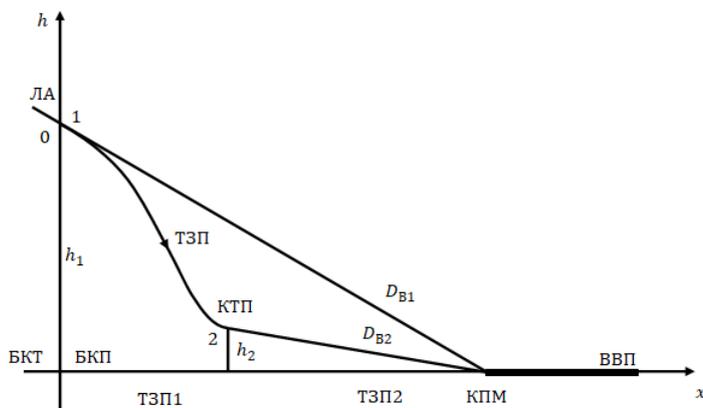


Рис. 4б Эскиз вертикальной проекции траектории захода на посадку ЛА
(составлено автором)

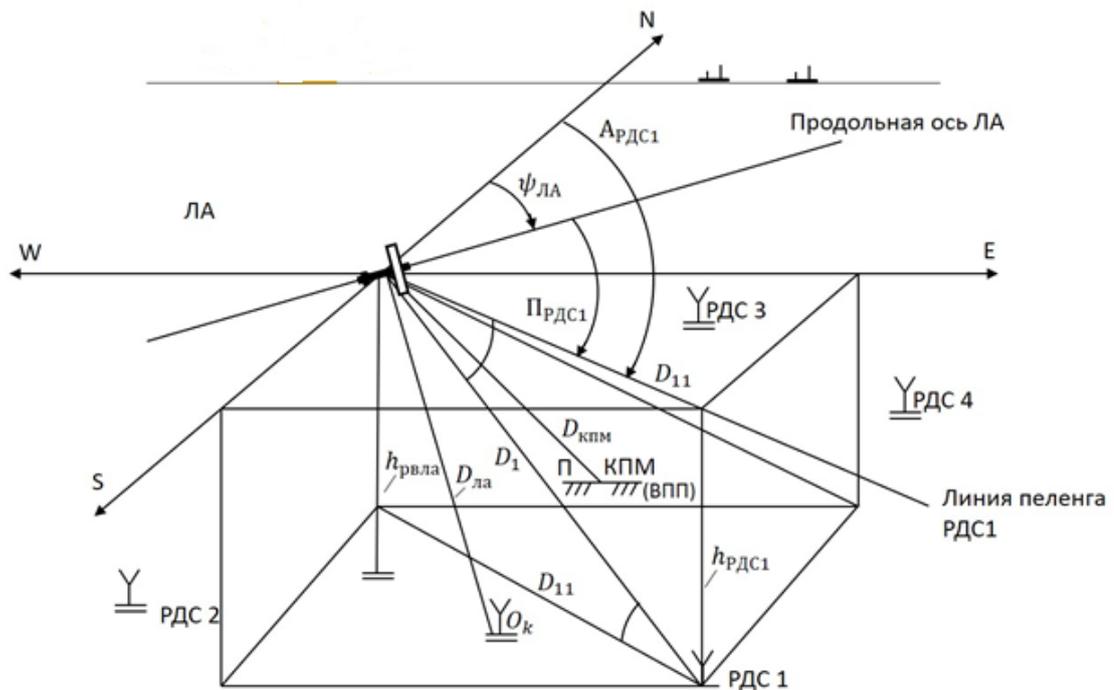


Рис. 5 Эскиз работы приемника РДС на борту ЛА с наземным радиомаяком (составлено автором)

Траекторию захода на посадку (ТЗП) ЛА при работе канала коррекции траектории посадки с блоком БПК можно разделить на два этапа.

Первый этап – ТЗП 1 начинается после завершения выхода ЛА в зону конечного пункта маршрута – КППМ при работе канала коррекции траектории маршрута с блоком 17 БКТ. В данных условиях, при работающих в зоне КППМ не менее 3-4-х наземных радиомаяков РДС, приемник на борту ЛА принимает сигналы координат наземных РДС и определяет наклонные дальности (D) до них (рис. 5). 9 БЦВМ-1, 13 БЦВМ-2 НПС вычисляют координаты ЛА. Работа канала коррекции траектории посадки с блоком 18 БКП на первом этапе ТЗП 1 заключается в выработке сигналов отклонения ЛА от расчетной траектории и их автоматического списания в НПС, что подтверждает нахождение ЛА на ТЗП 1, при этом корректирующие команды 18 БКП обеспечивают выход ЛА на осевую линию ВПП.

Второй этап – ТЗП 2 начинается с момента выхода ЛА на осевую линию ВПП с посадочным курсом равным $-\psi_{\text{ВПП}}$. При этом работа канала коррекции траектории

посадки с блоком 18 БКП заключается в выработке сигналов коррекции текущих параметров по курсу и углу места, позволяющих выполнить полет по запрограммированной глиссаде захода на посадку и передаче их в 9 БЦВМ-1 и 13 БЦВМ-2 для формирования в НПС директивных сигналов управления автоматической посадкой ЛА на ВПП КПМ. Информационное обеспечение, связанное с работой РДС, в данный момент позволяет иметь высокую точность определения координат и текущих параметров пространственной ориентации от инерциальных систем 11 ИС-1 и 14 ИС-2 -углов курсов, крена, тангажа, скорости и их изменения, при любых динамических воздействиях на ЛА. Это позволяет НПС в автономном режиме решать задачи расчета и формирования текущих параметров движения необходимых для выполнения безопасной и точной автоматической посадки ЛА на ВПП КПМ.

Основными задачами, решаемыми каналом коррекции траектории посадки на последнем этапе ТЗП 2 являются:

- расчет и формирование текущих значений наклонной дальности D , азимута A и угла места θ на точку посадки – ВПП КПМ;
- расчет и формирование текущих угловых отклонений относительно заданной посадочной траектории по курсу и глиссаде;
- расчет и формирование текущих линейных отклонений от траектории посадки по курсу, глиссаде и скорости их изменения.

Алгоритм решения задач автоматической посадки летательного аппарата на основе применения радиодальномерной системы.

Настоящий алгоритм решает задачи определения координат и автоматической посадки ЛА и посвящен задаче высокоточного определения координат тяжелого пилотируемого и беспилотного ЛА в зоне конечного пункта маршрута (КПМ) базового аэропорта для выполнения в экстремальных условиях эксплуатации при нулевой видимости посадки ЛА в ручном или автоматическом режимах с использованием системы малогабаритных дальномерных радиосистем (РДС).

Работа штатных НПС ЛА в полете основана на использовании сферических земных координат. При решении задач посадки ЛА на КПМ целесообразно осуществлять процедуру перехода от сферических географических координат местоположения объекта к прямоугольным гринвичским координатам, а также процедуру обратного пересчета гринвичских координат в географические. Целесообразность перехода к прямоугольным гринвичским координатам представляется достаточно обоснованной, поскольку использование географических координат для проведения линейных измерений и расчетов на эллипсоиде вращения, каковым является Земля, приводит к необходимости использования чрезвычайно трудоемкого математического аппарата теории фигуры Земли, и, как следствие, к разработке достаточно сложных алгоритмических процедур.

С этой точки зрения гринвичские координаты позволяют упростить процедуру синтеза всей системы навигационных алгоритмов, обеспечивая при этом точность измерений и расчетов на уровне не хуже геодезических.

Во второй части алгоритма проведено исследование и разработка алгоритмов расчёта географических координат местоположение цели – ЛА по информации о дальностях до него при известных географических координатах радиомаяков. (Прим. Далее в тексте цель – это ЛА или КПМ в зависимости от поставленной прямой или обратной решаемой задачи).

В третьей части алгоритма приведено решение задачи точного приведения ЛА на КПМ с известными географическими координатами на ВПП с использованием процедуры расчета углов визирования КПМ и наклонной дальности до него. Указанная процедура также предполагает предварительный переход к гринвичским координатам.

В четвёртой части алгоритма приведён расчёт параметров НПС для выполнения посадки по заданной корректируемой траектории на 1-ом и на 2-ом этапах.

Рассмотренные в статье материалы исследований точностных характеристик, подтверждены работами, проводимыми на стенде математического моделирования.

1 Основные математические процедуры, используемые при синтезе алгоритмов

1.1 Системы координат, связанные с Землей. Их ориентация и взаимосвязь.

В настоящем разделе приведены некоторые сведения из теории инерциальной навигации и теории фигуры Земли, которые используются при решении задач точной навигации и представляются достаточно полезными для математического описания и решения задачи высокоточного определения координат ЛА по априорной и оперативной информации трех радиомаяков РДС.

Физическая суть предлагаемого ниже математического аппарата заключается в том, что он позволяет перейти от географических координат местоположения φ , λ , h к координатам X , Y , Z некоторой прямоугольной системы координат $OXYZ$, связанной с Землей, которая принимается в качестве эллипсоида вращения Клеро:

$$\frac{Y^2 + Z^2}{\alpha^2} + \frac{X^2}{\beta^2} = 1 \quad (1.1)$$

с параметрами α и β , равными:

$$\alpha = 6378245 \text{ м};$$

$$\beta = 6356863 \text{ м}$$

где:

α , β - большая и малая полуоси Земли.

Итак, свяжем с Землей правый ортогональный трехгранник $OXYZ$. Начало его совместим с центром Земли. Ось OX направим вдоль вектора абсолютной угловой скорости вращения Земли.

С достаточной для целей навигации точностью можно считать вектор вращения Земли ориентированным неизменно относительно удаленных звезд и совпадающим с осью фигуры Земли.

Ось OY системы координат $OXYZ$ расположим на линии пересечения плоскости экватора и плоскости гринвичского (нулевого) меридиана. Ось OZ при этом должна дополнять введенные оси OX и OY до правого ортогонального трехгранника $OXYZ$ (см. рис. 6)

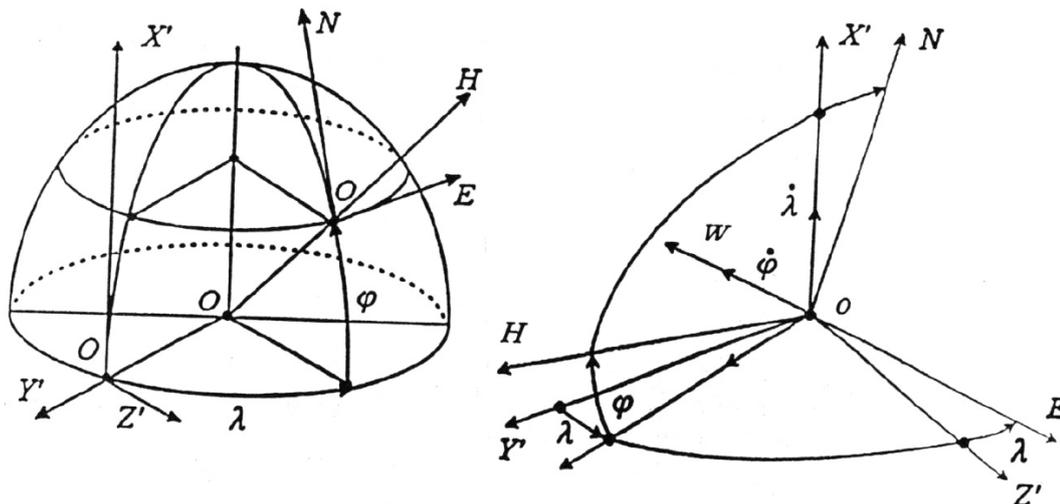


Рис. 6 Взаимная ориентация географических ONHE и гринвичских OX'Y'Z' систем координат, связанных с Землей (составлено автором).

Положение произвольной точки М в системе координат OXYZ можно определить географическими координатами φ , λ , h :

где:

h – длина нормали, опущенной из точки М на эллипсоид Клеро (высота над уровнем океана),

φ – географическая широта, определяемая как угол между нормалью к эллипсоиду и плоскостью экватора,

λ – долгота, равная углу между плоскостями гринвичского меридиана и меридиана точки М.

Координаты X , Y , Z , гринвичские, связаны с координатами φ , λ , h следующими соотношениями:

$$X = \left(\frac{\alpha(1-e^2)}{(1-e^2 \sin^2 \varphi)^{1/2}} + h \right) \sin \varphi$$

$$Y = \left(\frac{\alpha}{(1-e^2 \sin^2 \varphi)^{1/2}} + h \right) \cos \varphi \cos \lambda \quad (1.2)$$

$$Z = \left(\frac{\alpha}{(1 - e^2 \sin^2 \varphi)^{1/2}} + h \right) \cos \varphi \sin \lambda$$

В приведенных выражениях через e^2 обозначен квадрат первого эксцентриситета эллипсоида Клеро:

$$e^2 = \frac{\alpha^2 - \varrho^2}{\alpha^2}, \text{ равный } 0,0066934. \quad (1.3)$$

Важной особенностью введенных в рассмотрение координат X , Y , Z является то, что они позволяют достаточно просто рассчитывать линейные расстояния между произвольными точками на эллипсоиде, заданными географическими координатами φ_i , λ_i , h_i .

Действительно, пусть заданы на Земле две точки с координатами φ_1 , λ_1 , h_1 и φ_2 , λ_2 , h_2 . Рассчитывая гринвичские координаты X_1 , Y_1 , Z_1 , и X_2 , Y_2 , Z_2 , и находя разность ΔX , ΔY , ΔZ :

$$\begin{aligned} \Delta X &= X_2 - X_1 \\ \Delta Y &= Y_2 - Y_1, \\ \Delta Z &= Z_2 - Z_1 \end{aligned} \quad (1.4)$$

можно определить дальность между ними:

$$\Delta D = \sqrt{\Delta X^2 + \Delta Y^2 + \Delta Z^2} \quad (1.5)$$

В рамках решения прицельно-навигационных задач достаточно часто возникает необходимость пересчета компонент дальности (1.4) между точками к осям географического сопровождающего трехгранника. Для реализации указанной процедуры необходимо знать матрицу направляющих косинусов углов между трехгранниками $ONHE$ и $OXYZ$.

В соответствии с рис. 6 указанная матрица B очевидно будет иметь вид:

$$\begin{pmatrix} \Delta N \\ \Delta E \\ \Delta H \end{pmatrix} = B \begin{pmatrix} \Delta N \\ \Delta E \\ \Delta H \end{pmatrix}, \quad B = \begin{pmatrix} c\varphi & -c\lambda s\varphi & -s\lambda s\varphi \\ 0 & -s\lambda & c\lambda \\ s\varphi & c\lambda c\varphi & s\lambda c\varphi \end{pmatrix} \quad (1.6)$$

В соответствии с (1.6) компоненты дальности, приведенные к местоположению точки с координатами φ_1, λ_1 , очевидно, будут равны:

$$\begin{aligned}\Delta N &= \Delta Xc\varphi_1 - \Delta Yc\lambda_1s\varphi_1 - \Delta Zs\lambda_1s\varphi_1 \\ \Delta E &= -\Delta Ys\lambda_1 + \Delta Zc\lambda_1 \\ \Delta H &= \Delta Xs\varphi_1 + \Delta Yc\lambda_1c\varphi_1 + \Delta Zs\lambda_1c\varphi_1\end{aligned}\quad (1.7)$$

Для решения всего объема навигационных задач по определению координат ЛА по информации системы 3-х маяков и выполнения автоматической посадки, необходимы высокоточные алгоритмические процедуры:

- расчета географических координат $\varphi_c, \lambda_c, h_c$ произвольной точки на эллипсоиде вращения по вычислительным значениям координат X_c, Y_c, Z_c точки в гринвичской системе координат OXYZ (алгоритм пересчета).

- расчета углов визирования φ_y, φ_z цели (ВПП) и наклонной дальности D до нее по информации о географических координатах ЛА – φ, λ, h и координатах цели – $\varphi_c, \lambda_c, h_c$;

Рассмотрение указанных процедур представлено в двух следующих разделах*

1.2 Процедура расчета географических координат ЛА по измерениям дальности до 3-х радиомаяков РДС.

С точностью до величин четвертого порядка малости относительно «e» указанные соотношения можно записать:

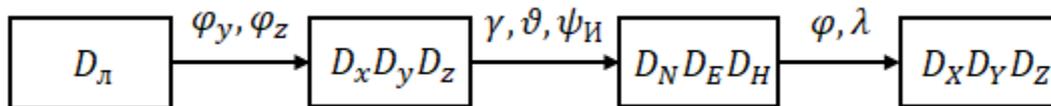
$$\begin{aligned}X &= \left(a \left(1 + \frac{1}{2} e^2 \sin^2 \varphi \right) + h - ae^2 \right) \sin \varphi \\ Y &= \left(a \left(1 + \frac{1}{2} e^2 \sin^2 \varphi \right) + h \right) \cos \varphi \cos \lambda \\ Z &= \left(a \left(1 + \frac{1}{2} e^2 \sin^2 \varphi \right) + h \right) \cos \varphi \sin \lambda\end{aligned}\quad (1.9)$$

Из приведенных выражений следуют следующие полезные соотношения:

$$\lambda = \operatorname{arctg} \frac{Z}{Y}$$

$$G = \left(a \left(1 + \frac{1}{2} e^2 \sin^2 \varphi \right) + h \right) \cos \varphi \quad (1.10)$$

Пусть измеренные координаты КПМ равны φ_y, φ_z . Дл. Указанные координаты посредством традиционной цепочки преобразований могут быть приведены к осям ГСК: OX'Y'Z'.



Результатом представленной цепочки преобразований являются компоненты дальности до цели в проекциях на оси гринвичской системы координат. Очевидно, что гринвичские координаты цели могут быть найдены посредством выполнения следующей простой операции:

$$\begin{aligned} X_c &= X + D_x \\ Y_c &= Y + D_y \\ Z_c &= Z + D_z \end{aligned} \quad (1.11)$$

Для координат цели (1.11) правомочны соотношения, аналогичные (1.9):

$$\begin{aligned} X_c &= \left(a \left(1 + \frac{1}{2} e^2 \sin^2 \varphi_c \right) + h_c - a e^2 \right) \sin \varphi_c \\ Y_c &= \left(a \left(1 + \frac{1}{2} e^2 \sin^2 \varphi_c \right) + h_c \right) \cos \varphi_c \cos \lambda_c \\ Z_c &= \left(a \left(1 + \frac{1}{2} e^2 \sin^2 \varphi_c \right) + h_c \right) \cos \varphi_c \sin \lambda_c \end{aligned} \quad (1.12)$$

Из (1.12) может быть получено выражение для расчета долготы λ_c цели:

$$\lambda_c = \operatorname{arctg} \frac{Z_c}{Y_c} \quad (1.13)$$

А также выражение для вычисления экваториальной составляющей G_c

$$\text{дальности до цели: } G_c = \left(a \left(1 + \frac{1}{2} e^2 \sin^2 \varphi_c \right) + h_c \right) \cos \varphi_c \quad (1.14)$$

Выражение для расчета долготы цели и экваториальной дальности до нее являются абсолютно точными. Прямого же пути расчета широты φ_c и высоты h_c цели

посредством решения системы уравнений (1.21) не существует. Поэтому пользуются приближенным методом их расчета, а именно методом итераций.

Учитывая, что цель – ВПП КПМ находится в зоне полета ЛА, для ее координат можно записать:

$$\begin{aligned}\varphi_c &= \varphi + \Delta\varphi \\ h_c &= h + \Delta h\end{aligned}\tag{1.15}$$

где $\Delta\varphi$ и Δh – малые величины.

Подставляя (1.24) в (1.22) и в первое выражение системы (1.12) и вычитая из полученных выражений аналогичные соотношения для ЛА (1.9), (1.10), получим достаточно простые уравнения для расчета $\Delta\varphi$ и Δh :

$$\begin{aligned}D_x &= \left(a \left(1 + \frac{3}{2} e^2 \sin^2 \varphi \right) + h - ae^2 \right) \cos \varphi \Delta\varphi + \sin \varphi \Delta h \\ \Delta G &= - \left(a \left(1 + \frac{3}{2} e^2 \sin^2 \varphi \right) + h - ae^2 \right) \sin \varphi \Delta\varphi + \cos \varphi \Delta h\end{aligned}\tag{1.16}$$

где: ΔG – экваториальная дальность до цели, рассчитываемая в соответствии с соотношениями:

$$\begin{aligned}G &= \sqrt{Y^2 + Z^2} \\ G_c &= \sqrt{(Y + D_y)^2 + (Z + D_z)^2} \\ \Delta G &= G_c - G\end{aligned}\tag{1.17}$$

В результате решения системы (1.16) получим:

$$\begin{aligned}\Delta\varphi &= \frac{D_x \cos \varphi - \Delta G \sin \varphi}{a \left(1 + \frac{3}{2} e^2 \sin^2 \varphi \right) + h - ae^2} \\ \Delta h &= D_x \sin \varphi + \Delta G \cos \varphi\end{aligned}\tag{1.18}$$

Следовательно, координаты расчета точки КПМ – широты φ_c и высоты h_c в соответствии с (1.15) будут равны:

$$\begin{aligned}\varphi_c &= \varphi + \frac{D_x \cos \varphi - \Delta G \sin \varphi}{a \left(1 + \frac{3}{2} e^2 \sin^2 \varphi \right) + h - ae^2} \\ h_c &= h + D_x \sin \varphi + \Delta G \cos \varphi\end{aligned}\tag{1.19}$$

Описанная выше процедура позволяет с достаточно высокой точностью рассчитывать географические координаты цели – ЛА или КПМ.

Предлагается реализовать описанный алгоритм, с двумя последовательными итерациями. При этом ожидаемая вычислительная точность расчета координат цели составит единицы сантиметров.

Сущность второй итерации, если в ней есть необходимость, заключается в том, что на втором этапе за координаты ЛА φ и h принимаются рассчитанные координаты цели φ_c и h_c , после чего вся процедура повторяется.

Правомерно и решение обратной задачи, когда координаты неподвижной цели - КПМ известны и требуется определить координаты БПЛА. Задача решается аналогичным образом.

1.3 Процедура расчета прицельно-навигационных параметров ЛА на цель – КПМ с известными географическими координатами. Рассматриваемый в настоящем разделе программный модуль предназначен для решения задачи расчета углов φ_y , φ_z на КПМ с известными географическими координатами. Пусть координаты цели равны φ_c , λ_c , h_c , а координаты ЛА – φ , λ , h .

Решение указанной задачи производится с использованием традиционной гринвичской системы координат, связанной с Землей.

Местоположение ЛА в указанной системе координат будет определяться вектором со следующими компонентами по формуле (1.2):

Аналогичные соотношения для компонент вектора местоположения цели X_c, Y_c, Z_c будут, очевидно, иметь вид при подстановке в (1.2) $h = h_c$:

Очевидно, что местоположение цели относительно ЛА будет определяться следующими компонентами дальности, представленной проекциями на оси гринвичской системы координат:

$$\begin{aligned}\Delta X_c &= X_c - X \\ \Delta Y_c &= Y_c - Y \\ \Delta Z_c &= Z_c - Z\end{aligned}\tag{1.20}$$

Найдем составляющие вектора относительного местоположения точки КПМ в проекциях на оси географического сопровождающего трехгранника ГСТ, начало которого с ЛА. Они будут иметь следующий вид:

$$\begin{aligned}\Delta N_C &= \Delta X_C \cos \varphi - \Delta Y_C \cos \lambda \sin \varphi - \Delta Z_C \sin \lambda \sin \varphi \\ \Delta E_C &= -\Delta Y_C \sin \lambda + \Delta Z_C \cos \lambda \\ \Delta H_C &= \Delta X_C \sin \varphi + \Delta Y_C \cos \lambda \cos \varphi + \Delta Z_C \sin \lambda \cos \varphi\end{aligned}\quad (1.21)$$

Очевидно, что наклонная дальность до точки КПМ – Дкпм может быть определена в соответствии с соотношением:

$$\Delta D = \sqrt{\Delta N_C^2 + \Delta E_C^2 + \Delta H_C^2} \quad (1.22)$$

Азимут и угол места направления на КПМ будут равны:

$$A = \operatorname{arctg} \frac{\Delta E_C}{\Delta N_C}, \quad \Theta = \operatorname{arctg} \frac{\Delta H_C}{\sqrt{\Delta E_C^2 + \Delta N_C^2}} \quad (1.23)$$

При этом текущее значение пеленга Π точки КПМ может быть рассчитано по выражению: $\Pi = \psi_u - A$ (1.24)

Для расчета углов целеуказания на ВПП КПМ ЛА, отсчитываемых относительно связанной системы координат, необходимо рассчитать компоненты вектора относительного местоположения ЛА и КПМ в осях связанной системы координат. Это можно сделать, зная текущее значение матрицы S пересчета от осей географического сопровождающего трехгранника к осям связанной системы координат:

$$\begin{aligned}\Delta X_C &= \Delta N_C S_{11} + \Delta H_C S_{12} + \Delta E_C S_{13} \\ \Delta Y_C &= -\Delta N_C S_{21} + \Delta H_C S_{22} + \Delta E_C S_{23} \\ \Delta Z_C &= \Delta N_C S_{31} + \Delta H_C S_{32} + \Delta E_C S_{33}\end{aligned}\quad (1.25)$$

После рассчитывают углы наклона на точку целеуказания-ВПП КПМ - φ_y, φ_z :

$$\varphi_y = -\operatorname{arctg} \frac{\Delta Z_C}{\Delta X_C}, \quad \varphi_z = \operatorname{arctg} \frac{\Delta Y_C}{\sqrt{\Delta X_C^2 + \Delta Z_C^2}} \quad (1.26)$$

Полученные углы могут быть использованы в качестве углов внешнего целеуказания на любую точку маршрута ЛА.

1.4 Расчёт пилотажно-навигационных параметров НПС ЛА в режиме посадки. Выполнение посадки ЛА по заданной корректируемой траектории захода на посадку на 1-ом (ТЗП1) и 2-ом (ТЗП2) этапах основано на измеряемых и рассчитываемых НПС параметрах ЛА.

При полёте в зоне КПМ на 1-ом этапе траектории захода на посадку -ТЗП1 (рис.4а,4б) канал коррекции траектории посадки должен подключиться на работу с наземными маяками РДС (рис.2). С данного момента и до посадки на ВПП корректировка траектории посадки ТЗП1 должна выполняться по алгоритму определения координат по измеряемым величинам наклонных дальностей от 3-4 -х радиомаяков с определением и списанием величин отклонения от запланированной траектории посадки. На 2-ом этапе -ТЗП2 с момента выхода ЛА на осевую линию ВПП работа канала коррекции траектории посадки НПС заключается в определении отклонений ЛА ко курсу и углу места от запланированной глиссады. В данный момент эта задача НПС может выполняться в автономном режиме без коррекции от РДС благодаря высокой динамической точности инерциальных систем и для исключения возможных сбоев в работе радиоканалов.

Важное значение для решения задачи точного приведения ЛА на КПМ с известными географическими координатами имеет математическая процедура расчета углов визирования КПМ и наклонной дальности до него. Указанная процедура также предполагает предварительный переход к гринвичским координатам.

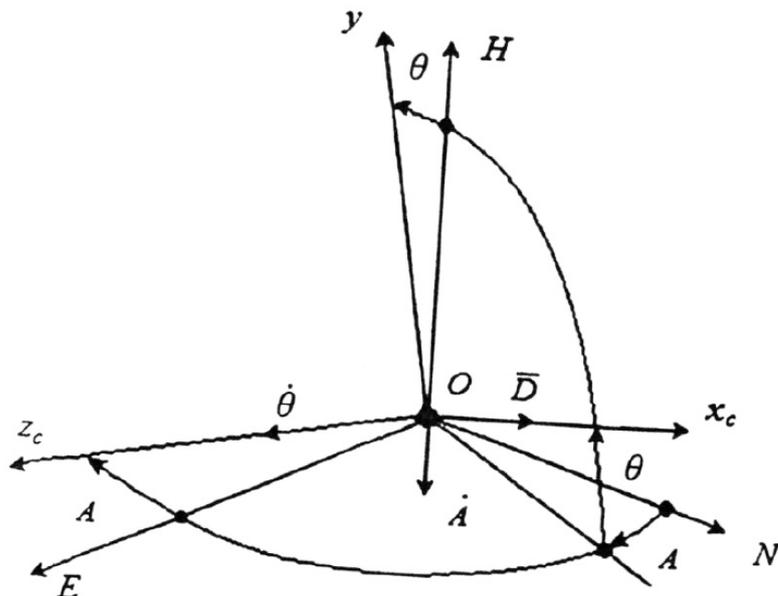


Рис. 7 Взаимная ориентация географической системы координат и системы координат, связанной с вектором дальности – D от ЛА до ВПП КПМ (СК $Ox_cY_cZ_c$). (составлено автором)

На рис. 8 приведен эскиз захода ЛА на посадку на этапе ТЗП2 и работы канала коррекции траектории посадки по параметрам курса и глиссады на момент выхода ЛА на осевую линию ВПП с текущим курсом, равным азимуту и курсу ВПП на КПМ

В случае, если при расчетах в соответствии с (2) и (3) используются сформированные в НПС по информации РДС компоненты дальности $\Delta N_{iВПП}$, $\Delta H_{iВПП}$, $\Delta E_{iВПП}$ местоположения ЛА относительно ВПП, то в итоге будут получены текущие значения азимута A_i , угла места θ_i , горизонтированной $D_{Гi}$ и наклонной D_i дальности ЛА по отношению к ВПП КППМ.

Применительно к режиму посадки, который начинается после выхода на посадочный курс, равный текущему истинному курсу $\psi_{ТЕК} = \psi_{ЛА} = \psi_{ВПП}$, то все рассчитанные посадочные параметры будут равны их действительным значениям, отличным, в общем случае, от заданных программных параметров.

Использование скоростных параметров управления – текущих угловых и текущих линейных отклонений от заданной посадочной траектории и скорости их изменения, позволит задемпфировать управление и тем самым повысить его эффективность.

При возврате ЛА с аэродрома посадки, во время подготовки к полету, данный алгоритм позволяет, при известных координатах 3-х РДС, автоматически определить и ввести в программатор НПС начальные координаты ЛА. Учитывая сложности определения начального стояночного курса в полярных широтах, начальную выставку курса ЛА можно производить по известному курсу ВПП, с последующей довыставкой курса в полете при коррекции от СНС или другими способами.

Заключение

1 Разработанная система алгоритмов навигационно-пилотажной системы обеспечивает комплексное решение задачи наведения, прицеливания и посадки визуально - невидимой цели - КППМ с известными географическими координатами.

2 Предлагаемая система высокоточного позиционного наведения на базе малогабаритных радиомаяков РДС представляет собой обращенный (земной) вариант спутниковой радионавигационной системы.

3 Разработанные алгоритмы определения координат ЛА позволяют, с приемлемыми точностями решить задачу коррекции (привязки) численных координат ЛА. При этом точность измерения дальностей до радиомаяков РДС должна быть не хуже 10 - 12 м.

Общеизвестно, что 21-й век должен стать в авиации веком БПЛА – массового развития и применения ЛА, управляемых на всех этапах движения от взлёта до посадки. При этом на транспортных БПЛА исключается влияние человеческого фактора, а на пилотируемых ЛА он сводится к минимуму.

Библиографический список.

1. Одинцов А.А. Ориентация объектов в магнитном поле Земли / А.А. Одинцов А.А., В.В. Мелешко, С.А. Шаров. - К.: Корнійчук, - 2007. – 152с.
2. Мелешко В.В. Инерциальные навигационные системы. Начальная выставка / В.В. Мелешко. - К.: Корнійчук, - 1999. – 126с.
3. Селезнев В.П. Навигационные устройства / В.П. Селезнев - М.: Машиностроение, – 1974. – 600с.
4. К.Ф. О`Доннел Инерциальная навигация / О`Доннел К.Ф. - М.: Наука. – 1969. - 592с.
5. Акиндеев Ю.А. и др. Аппаратура измерения курса и вертикали на воздушных судах гражданской авиации / Ю. А. Акиндеев, В. Г. Воробьев, А. А. Карчевский - М. : Машиностроение, 1989. - 340 с.

Оригинальность 95%