

П. ХЕКЕР, У. БЕСТМАНН, С. Ю. ВОЛКОВ, М. АНГЕРМАНН, А. ДЕКИРТ

ПОЗИЦИОНИРОВАНИЕ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА ПО ВИДЕОДАНЫМ ДЛЯ КОНТРОЛЯ ИНТЕГРИРОВАННОЙ НАВИГАЦИОННОЙ СИСТЕМЫ ПРИ ЗАХОДЕ НА ПОСАДКУ

Навигация по видеоданным уже на протяжении нескольких десятилетий остается востребованной в авиации. Поскольку существует необходимость оптического контроля процессов взлета и посадки при всепогодной эксплуатации, появилось множество новых разработок, обусловленных изменениями в области технологии чувствительных элементов и средств обработки данных, а также в авиационных требованиях. В статье приводится обзор разработок с 1960-х годов по настоящее время и рассматриваются некоторые аспекты видеокоррекции и контроля целостности интегрированных навигационных систем. Основное внимание уделяется контролю целостности с помощью видеоданных при заходе на посадку и приземлении самолета.

Ключевые слова: авиация, посадка, техническое зрение, целостность, ИНС.

Введение

С момента возникновения авиации вопросы управления полетами и особенно навигационных технологий являются постоянным предметом научных исследований и разработок. Растущий уровень автоматизации привел к увеличению потребности в навигационных технологиях с повышенными требованиями к рабочим характеристикам. Это повлияло на ключевые параметры эффективности, важнейшими из которых являются точность, целостность, время готовности и непрерывность выработки данных [1].

В управлении полетами существенно возросла роль навигационных систем как ключевых факторов обеспечения безопасности и эффективности полетов. В результате появилась необходимость в дублирующих и независимых источниках навигационной информации, что в свою очередь привело к росту потребности в средствах устранения сбоев и помех для каждого такого источника в отдельности. За последние десятилетия было изучено множество решений. Достижения в области таких технологий, как датчики, микромеханика и микроэлектроника, открывают новые

Хекер Петер. Доктор технических наук, профессор, Институт управления полетами, Брауншвейгский технический университет (Германия).

Бестманн Ульф. Доктор технических наук, Институт управления полетами, Брауншвейгский технический университет.

Волков Степан Юрьевич. Доктор технических наук, Институт управления полетами, Брауншвейгский технический университет.

Ангерманн Майк. Институт управления полетами, Брауншвейгский технический университет.

Декирт Андреас. Институт управления полетами, Брауншвейгский технический университет.

Научный редактор перевода чл.-корр. РАН, д.т.н. О.А. Степанов.

Статья по докладу на XXVI Санкт-Петербургской международной конференции по интегрированным навигационным системам, 2019.

возможности для совершенствования существующих систем и методов, а также для реализации новых перспективных идей.

Навигационные технологии и методы в авиации, как правило, подразделяют на два основных типа по степени зависимости от внешней инфраструктуры. Автономная навигация позволяет пилоту воздушного судна определять его местоположение и ориентацию с помощью одних только бортовых датчиков; при этом какие-либо внешние элементы, например спутники или наземная инфраструктура, не требуются. Для неавтономной навигации нужны вспомогательные системы в космосе или на земле для предоставления дополнительной информации с ее последующей обработкой на борту летательного аппарата (ЛА).

Последняя концепция получила развитие и широкое применение в коммерческой авиации, поскольку она обеспечивает наилучшее соотношение затрат и выгод и высочайшее качество навигации. В настоящее время во всем мире применяются глобальные навигационные спутниковые системы (ГНСС) в сочетании со средствами радионавигации – дальномерной аппаратурой, всенаправленными (курсовыми) радиомаяками УКВ-диапазона, ненаправленными маяками и вспомогательными системами, например спутниковой системой дифференциальной коррекции (SBAS). Как правило, эти системы предоставляют данные, которые на борту ЛА дополняют информацию, полученную от интегрированной системы воздушных сигналов с инерциальной опорной системой (ADIRS – Air Data Inertial Reference Systems) или подсистем аналогичного типа, например инерциальных навигационных систем (ИНС) или инерциальных измерительных модулей (ИИМ). Чтобы комплексировать навигационные данные различных датчиков, обычно применяются методы калмановской фильтрации.

Несмотря на то что такого рода интегрированные навигационные системы обеспечивают достаточно высокую точность позиционирования, целостность, время готовности и непрерывность выработки данных в любых авиационных применениях, для них характерна сильная зависимость от внешней инфраструктуры. Вместе с тем в других сферах применения, в частности при выполнении удаленных операций в регионах с ограниченной доступностью навигационной инфраструктуры или военных операций, ЛА должны иметь средства автономной навигации. Поскольку возможности инерциальных датчиков в целом ограничены, требуются альтернативные бортовые автономные навигационные датчики.

Начиная с 1950-х годов предлагались различные способы решения данной проблемы. Наиболее перспективные из них предусматривали использование датчиков, определяющих расстояния и углы или получающих изображения в различных частотных областях (например, радиолокационные, тепловые, визуальные изображения) для выработки информации об априорно известных ориентирах – звездах, горизонте или рельефе местности.

В настоящей работе представлен краткий обзор основанных на анализе изображений методов позиционирования, используемых для посадки ЛА, описан метод бортового автономного контроля целостности на заключительных этапах полета (заход на посадку и приземление), предполагающий применение оптических датчиков в качестве дополнительного средства позиционирования. Рассматриваются исследования и разработки в этой области за последние десятилетия, а также некоторые идеи применения методов позиционирования, основанных на анализе изображений, в сочетании с ИНС и ГНСС.

Навигация на основе изображений: пути развития и современное состояние

Первые методы 1950–60-х годов предлагали использовать радиолокационные высотомеры для сопоставления контуров рельефа местности. Одним из самых ранних примеров таких систем служит ATRAN (система автоматического распознавания местности и навигации) фирмы Goodyear, установленная на крылатой ракете MGM-1 «Матадор». В основе этой системы лежит принцип фиксации профиля местности под носителем и впереди него с помощью радиолокационных датчиков и сопоставления полученной информации с предварительно записанными наборами данных. По результатам сопоставления можно уточнять навигационные данные и использовать их для коррекции бортовых ИНС. Несмотря на то что радиолокационная система способна функционировать вне зависимости от внешних, в том числе погодных (дождь, туман), условий и времени суток, главная сложность в первые годы заключалась в доступности данных разведки местности. Эту проблему удалось решить благодаря цифровым картам рельефа местности, полученным со спутников, и совершенствованию вычислительной техники. В конечном счете это относительно простое решение легло в основу создания систем навигации по рельефу местности (TERCOM – Terrain Contour Matching) и ИНС, интегрированных с TERCOM (TAINS – TERCOM Aided Inertial Navigation Systems) [54–56].

Следующим этапом эволюции стало использование радиолокационных датчиков с возможностью визуализации, которые позволяли получать однокадровые изображения рельефа на большой площади. Такие радиолокационные датчики с формированием изображения, безусловно, сыграли важнейшую роль в дальнейшем развитии автономных навигационных средств, и мы еще вернемся к ним в конце этого раздела.

С появлением авиационных электрооптических датчиков (камер) были разработаны дополнительные решения для автономной навигации воздушных судов. В последующие годы получили развитие различные концепции обеспечения дополнительной информацией интегрированных навигационных систем, исследование и разработка которых продолжается и в настоящее время. Многочисленные концепции, начиная с 1960-х годов и до настоящего времени, можно классифицировать по трем основным характеристикам:

- тип датчика;
- метод обработки данных;
- способ ввода визуальной информации в решение навигационной задачи.

Датчики, подходящие для навигации на основе изображений, как правило, должны соответствовать определенным критериям в зависимости от конкретной задачи и используемого носителя. Помимо критериев, связанных с пригодностью для эксплуатации в воздухе в целом (устойчивость к ударам, вибрациям, электромагнитным помехам и т.п.), необходимо учитывать и такие факторы, как размеры, стоимость и энергопотребление. И все же самым главным критерием является способность устройства работать при любых погодных условиях и в любое время суток, причем этот критерий актуален для большинства практических применений. Вместе с тем он резко ограничивает количество технологий, которые при этом могут использоваться.

Работа электрооптических камер, охватывающих только спектр оптического излучения, как правило, ограничена определенными условиями окружающей среды (дневной свет, большая дальность видимости). Инфракрасные камеры в зависимо-

сти от длины волны позволяют расширить диапазон применения: они могут работать в любое время суток и при незначительном ухудшении погодных условий. Тем не менее даже у инфракрасных камер имеются существенные недостатки: более низкое качество полученных снимков с точки зрения разрешения и геометрической устойчивости по сравнению с обычными камерами. Кроме того, в зависимости от спектрального диапазона (например, 3–5 или 8–12 микрон) могут возникать ситуации, когда тепловое излучение естественного рельефа выравнивается до такой степени, что инфракрасные снимки получаются крайне малоконтрастными и не могут быть обработаны в автоматическом режиме. Подобное происходит, например, ранним утром или после дождя или снегопада. Наконец, атмосферные условия существенно ограничивают дальность видимости инфракрасных камер. В зависимости от влажности воздуха и размера содержащихся в нем водяных частиц дальность видимости может резко снизиться. Исследования, проводившиеся в 1990-х и 2000-х годах, подтвердили, что при использовании инфракрасных камер для визуальной навигации дальность их видимости не более чем вдвое превышает дальность камер оптического спектра излучения [2]. Таким образом, эксплуатационная ценность инфракрасных камер ограничена: они могут быть полезны только в определенных рабочих сценариях, обусловленных, например, правилами визуального полета (ПВП) [3].

В случае применения средств навигации на основе изображений для сопровождения определенных стадий полета, таких как заход на посадку и приземление, может оказаться перспективным использование других областей спектра, например ультрафиолетовых (УФ) датчиков. Как показали ранние исследования, в условиях очень ограниченной видимости лучше использовать нечувствительные к солнечной радиации приборы УФ-излучения (от 230 до 290 нм), а не приборы видимого спектра. Это обусловлено главным образом специфическими диаграммами излучения огней взлетно-посадочной полосы в аэропортах. Кроме того, дальность обнаружения зависит от атмосферных условий [4].

Максимальный радиус действия датчиков типа лидаров, способных непосредственно определять расстояния от земли до удаленных объектов, ограничен ввиду их такой же зависимости от атмосферных условий, как и камер, работающих в аналогичном диапазоне частот, поэтому на их эффективность тоже серьезно влияют плотность и размеры капель или других частиц в воздухе. Вместе с тем лидары не столь чувствительны к дневным/ночным условиям, так как используют активное световое излучение. Таким образом, они могут принести значительную пользу в некоторых областях применения, в частности при работе по ПВП. Кроме того, благодаря таким факторам, как способность измерять расстояния напрямую, небольшие размеры и масса, низкое энергопотребление и снижающаяся в последние годы стоимость, эти датчики все чаще используются на беспилотных летательных аппаратах (БПЛА).

Многочисленные исследования убедительно продемонстрировали, что наилучшим решением для автономной навигации ЛА является применение радиолокационных датчиков. Радиолокационные высотомеры используются уже несколько десятилетий, что подтверждает их высокую эффективность в этой области (см. TERCOM); при этом можно ожидать революционных результатов применения радаров в миллиметровом диапазоне, в частности на частотах 35, 77 или 94 ГГц [9]. Поскольку коэффициент пропускания атмосферы на этих частотах обеспечивает хорошую проникаемость, увеличение максимальной дальности может быть достигнуто

при низкой мощности передачи сигнала. Исследования 1990-х [7, 8] и 2000-х годов [5, 10] ясно продемонстрировали необходимость использования радиолокационного датчика с формированием изображений, предпочтительно сканирующего в двух измерениях (высота и азимут) и, следовательно, позволяющего осуществлять полное 3D-сканирование местности впереди ЛА или под ним. На рынке пока нет такого датчика, который бы сочетал требуемые параметры по диапазону и угловому разрешению, механической прочности, скорости обновления данных и энергопотреблению при разумной стоимости. Несмотря на то что несколько консорциумов приступили к разработке соответствующих технологий и их внедрению в авиационные системы, существенных успехов за последние десятилетия и даже за последние несколько лет достигнуть не удалось. Поскольку в настоящее время ведутся поиски ряда решений для радаров, сканирующих по одной оси в сочетании с наложением внешнего дополнительного сканирующего движения [6] (либо через специальный карданный подвес, либо путем соответствующего вращения всего носителя), можно ожидать существенных прорывов в области автономной навигации воздушных судов и в смежных областях – например, появления усовершенствованных систем технического зрения.

Обработка изображений с целью получения информации для автономной навигации ЛА

Существуют различные подходы к проблеме извлечения информации о местоположении, ориентации и/или их производных по времени с помощью датчиков изображений. Они в значительной мере зависят от типа датчика, наличия априорной информации (базы данных о рельефе местности, частично известном векторе состояния ЛА), а также наличия вычислительных ресурсов. Некоторые типовые решения, реализующие эти подходы, представлены в табл. 1.

Таблица 1

| Метод | Априорные данные | Выходные данные |
|--|---|---|
| Сопоставление изображений по серии снимков, полученных с датчиков | Отсутствуют; возможно, имеется модель высот рельефа местности | Частичный или полный трехмерный вектор скорости, местоположение |
| Цифровая корреляция изображений рельефа местности (DSMAC) и регистрация изображений | Эталонные изображения рельефа и объектов местности | Трехмерное местоположение, ориентация |
| Выделение признаков на изображении, их распознавание и сопоставление с базами данных | Объектно-ориентированная база данных рельефа местности | Трехмерное местоположение, ориентация |
| Стереоскопическая съемка | Расстояние между камерами | Расстояния до объектов, расчет ориентации и определение координат |
| Одновременная локализация и картографирование (SLAM) | Отсутствуют | Трехмерное местоположение, ориентация и карты |

Первые два метода использовались в ранних приложениях с 1970-х годов для обновления данных маршрутной навигации, особенно на БПЛА, в частности на крылатых ракетах [11]. При этом во втором из этих двух методов аэрофотоснимки, полученные до начала миссии, сопоставлялись с фактическими изображениями, полученными на борту во время миссии, для формирования обновленных навигационных данных (современные области применения описаны в [12, 13]).

Методы, основанные на визуальных признаках, требуют более высоких вычислительных затрат и более сложных алгоритмов для идентификации интересующих признаков. Вместе с тем они позволяют более детально уточнить обстановку впереди камеры и однозначно оценить положение относительно объектов этой обстановки [17, 33, 36].

С помощью стереоскопической съемки можно восстановить дальность (глубину) до изображений, поэтому она часто используется в сценариях, когда объекты располагаются вблизи камер [18, 19]. Методы SLAM в основном используются в незнакомой обстановке и дают информацию о местоположении относительно нее [20].

Независимо от архитектуры систем и применяемых алгоритмов, обработка изображений способна обеспечить как полный вектор состояния ЛА с наиболее значимыми компонентами – местоположением и ориентацией, так и его частичные компоненты или производные, например расстояния до отдельных точечных ориентиров, компоненты вектора скорости или значения высоты над заданными плоскостями (взлетно-посадочной полосой).

Различные функциональные принципы, входные и выходные параметры методов определения местоположения и ориентации на основе изображений, описанные выше, требуют специализированных приложений, если они интегрированы с системой автономной навигации ЛА. В следующем разделе дается более подробное представление о таких концепциях.

Концепции интегрирования видеоинформации с системами автономной навигации ЛА

В зависимости от применяемого датчика и способа обработки изображения полученные данные могут существенно варьироваться: от полной информации о состоянии движения до значений отдельных углов или наклонной дальности в трехмерном пространстве или даже до абстрактной информации, подобной координатам пикселей или другим параметрам двумерного изображения. Комплексование данных осуществляется несколькими способами. Данные о местоположении, значения углов или наклонной дальности можно использовать напрямую в фильтрах для коррекции ИНС, например в широко распространенном фильтре Калмана, который позволяет оценить погрешности инерциальных датчиков и состояния движения. Если полученные измерения не используются в качестве источника коррекции для навигационного фильтра, их можно применять для мониторинга состояния основной навигационной системы, что обеспечит дублирующую и независимую информацию о состоянии движения [16, 32].

В работе [33] все методы, которые находят ориентиры окружающей объект среды и преобразуют поставляемые ими данные в непосредственные команды управления объектом, называются «визуальным сервоуправлением». Методам получения и обработки изображений для навигации посвящено огромное количество публи-

каций. В частности, обобщены последние исследования по видеонавигации при автоматизированном заходе на посадку. В ранее опубликованных работах [21] и [17] описаны принципы непосредственного визуального сервоуправления и обозначены современные подходы к технологиям навигации по видеоизображениям. При этом выделяют визуальное сервоуправление по изображениям (IBVS – Image Based Visual Servoing) [17, 22, 23, 24] и визуальное сервоуправление по ориентации объекта или его местоположению (PBVS – Pose or Position Based Visual Servoing). Сервоуправление по ориентации учитывает повороты и поступательное движение объекта, а по местоположению – только поступательное движение [25, 26, 27, 28, 29, 30, 36]. Методы IBVS в целом не направлены на определение ориентации движущегося объекта. Входные данные для системы управления формируются только на основе геометрических признаков, выявленных на изображении, и напрямую не связаны с ориентацией объекта. Выявленными признаками могут служить точки, углы, а также расстояния до линий или точек. Авторы [17] и [22] выполняют совмещение изображений для определения точечных ориентиров, используя записанные эталонные изображения. В работах [23] и [24] в качестве ориентиров авторы используют линии боковых границ и осевую линию взлетно-посадочной полосы (ВПП). Одним из преимуществ IBVS является независимость алгоритмов от подробной модели ВПП. Тем не менее устройство управления с обратной связью должно быть сильно связано с подсистемой визуализации IBVS и настроено в соответствии с конкретным сценарием захода на посадку.

Визуальное сервоуправление по местоположению позволяет преодолеть этот недостаток за счет того, что задачи навигации и управления можно разделить. Задачу оценивания местоположения можно решить независимо от синтеза закона управления. Можно даже использовать различные навигационные датчики и комбинировать оценки местоположения, полученные на основе изображения, с оценками ИНС/ГНСС, до передачи информации в замкнутый контур управления.

Ввиду того что данные о пространственном положении ЛА получены с помощью ИИМ, применение визуального сервоуправления во время захода на посадку можно свести к определению вектора местоположения относительно ВПП (3D) или боковых и вертикальных отклонений от осевой линии ВПП (2D) [28, 29, 30, 36].

Возобновление исследований в области навигации на основе изображений

Исследования и разработки систем автономной навигации ЛА с использованием оптических и радиолокационных датчиков начались в 1950–60-х годах и продолжились в последующие десятилетия. В научно-исследовательской деятельности произошел заметный рывок, который был обусловлен главным образом появлением новых ключевых технологий, в частности недорогих датчиков с улучшенными характеристиками и возможностью их применения на ЛА, а также бортовых вычислительных ресурсов, позволяющих реализовывать алгоритмы обработки изображений и интеграции данных в режиме реального времени. Кроме того, стало ясно, что применение этих технологий в коммерческой авиации может дать существенные преимущества при эксплуатации.

Это породило волну научно-исследовательских и опытно-конструкторских проектов по всему миру, в ходе которых соответствующие технологии дорабатывались

и отчасти внедрялись в готовые системы. При этом некоторые проекты достигали 6-го уровня технологической готовности (TRL6) и позволяли продемонстрировать возможности изделий на борту испытательных ЛА в реальных условиях эксплуатации. В рамках многих из этих проектов работа велась одновременно по нескольким направлениям, связанным не только с автономной навигацией ЛА, но и с усовершенствованными методами технического зрения с использованием получаемых от датчиков изображений, данных разведки местности и комплексирования данных. Все это в конечном счете должно было повысить ситуационную осведомленность пилота во время захода на посадку и приземления.

И все же на этом этапе добиться удовлетворительного уровня рабочих характеристик: точности, целостности, времени готовности и непрерывности выработки данных – удавалось лишь в единичных случаях, если таковые вообще имели место. Технические недоработки в сочетании с пока еще не слишком убедительными экономическими показателями помешали успешной коммерческой эксплуатации новых решений.

В последние годы интерес к исследованиям и разработкам в области автономной навигации ЛА с использованием визуальной информации снова резко возрос. По всей видимости, это произошло благодаря очередному технологическому прорыву в области вычислительных средств, особенно специализированной аппаратуры, способных обрабатывать изображения и, что еще важнее, работать с методами машинного обучения и создания искусственного интеллекта. Хотя исследования последней группы методов активно проводились еще в 1990-е годы, существующих на тот момент вычислительных ресурсов было недостаточно, чтобы применять технические решения в условиях реальных задач. С появлением специальной аппаратуры, в частности графических процессоров и так называемых ускорителей искусственного интеллекта в сочетании со специализированным программным обеспечением, значительный прогресс стал очевидным.

Бурное развитие рынка БПЛА привело к появлению большого количества визуальных решений для всех типов и разновидностей беспилотных систем. В этой связи на национальном и международном уровнях были инициированы многочисленные научно-исследовательские проекты. В качестве одного из множества примеров такого рода научной деятельности можно привести проект «Методы посадки ЛА с использованием изображений» (IMBALS – Image Based Landing Solutions) [14]. Задача проекта – «разработка, обоснование и проверка сертифицируемой платформы обработки изображений (ПОИ) и ее демонстрация в составе оптической системы посадки (ОСП), способной обеспечить приземление пассажирского авиалайнера в автоматическом режиме с помощью изображений, полученных из системы видеокamer, без использования наземных точных приборов обеспечения посадки. ОСП дополнительно повысит ситуационную осведомленность экипажа во время приземления в автоматическом режиме за счет наличия операторского интерфейса на основе комбинированной системы технического зрения (CVS – Combined Vision System) в кабине новейшей конструкции» [15]. Конечной целью IMBALS является испытание разрабатываемой системы в различных оперативных сценариях на летно-испытательном стенде для оценки ее эффективности в реальном полете.

Другой проект – VISION – направлен на «отработку более интеллектуальных технологий для систем управления движением и навигацией воздушных судов пу-

тем внедрения: 1) систем визуализации; 2) перспективных методов обнаружения неисправностей и обеспечения отказоустойчивости» [51, 52]. Проект предполагает, помимо прочих научно-исследовательских работ, создание оптической системы обнаружения ВПП, позиционирования и контроля целостности [53].

Еще одним актуальным примером является проект «C2Land», который реализуется при финансовой поддержке Федерального министерства экономики и энергетики и административной поддержке Агентства по авионавтике Центра авиации и космонавтики Германии (DLR) в Бонне (FKZ 50 NA 1601, [32]). Основная цель проекта – обеспечение коррекции данных ГНСС с помощью алгоритмов машинного зрения. Выделенные признаки ВПП (зеленые линии), как показано на рис. 1, преобразуются в данные о местоположении ЛА с помощью априорно известных геометрии летного поля и параметров камеры. В зависимости от качества объектов на изображении можно получить горизонтные и высотные данные и даже продольные векторы перемещения относительно требуемого порога. Более подробная информация о текущем состоянии проекта и предварительных результатах будет представлена в следующих разделах. В целом же можно отметить, что текущий высокий рыночный спрос в сочетании с новыми технологическими возможностями дают основания полагать, что коммерческая эксплуатация новой системы начнется уже в ближайшее десятилетие.

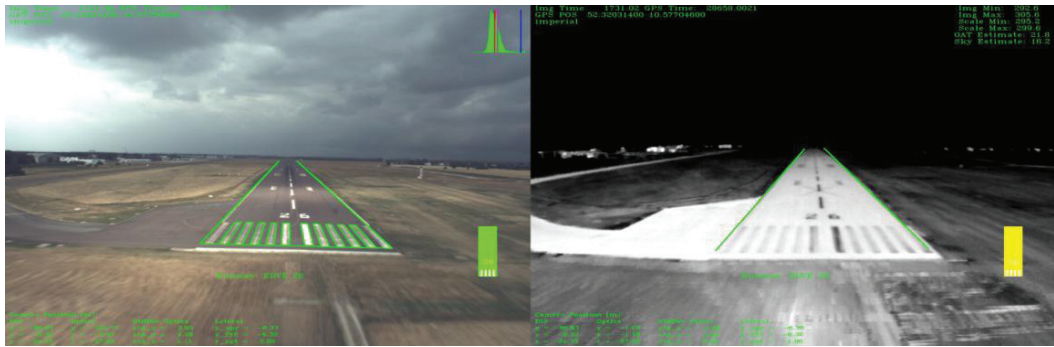


Рис. 1. Обнаружение взлетно-посадочной полосы и определение местоположения по выделенным и идентифицированным элементам (линиям и контурам) ВПП (зеленые линии). Изображения получены с помощью камер RGB (слева) и ИК (справа)

Требования к визуальным средствам коррекции интегрированных навигационных систем

Как отмечалось выше, применение ГНСС обеспечивает наилучшие соотношение «затраты–выгоды» и навигационные характеристики, что в значительной мере способствует уменьшению объема работы пилота и повышению комфорта на борту воздушного судна. Основная сложность, связанная с применением ГНСС в авиации, заключается в гарантированном обеспечении необходимого уровня целостности в системах, критически важных для безопасности. Например, автоматическая посадка воздушного судна требует высокую степень точности, целостности и готовности навигационных систем, что не может обеспечить ни одна, ни несколько ГНСС. Дополнительные системы коррекции, в частности спутниковая система функционального дополнения (SBAS – Satellite-based Augmentation System) и наземная система функционального дополнения (GBAS – Ground-based Augmentation System),

обеспечивают достаточно высокий уровень целостности для осуществления точного захода на посадку до достижения высоты принятия решения (ВПР). Вместе с тем точный заход на посадку на основе только данных ГНСС вплоть до полностью автоматического приземления при использовании SBAS пока не представляется возможным из-за недостаточного уровня целостности при полете на малых высотах. Что касается GBAS, такой способ теоретически возможен, но пока находится в стадии разработки и требует наличия специальной наземной станции GBAS на соответствующем аэродроме.

Чтобы преодолеть это ограничение и сделать возможным автоматическое приземление, описанная выше визуальная корректировка захода на посадку по данным ГНСС/ИНС может послужить мостом для перехода к SBAS-технологиям при ВПР от 200 футов до соприкосновения с ВПП. В рамках проекта «C2Land», представленного в [32] и в нижеследующих разделах, рассматривается навигационный комплекс, предназначенный для системы автоматической посадки ЛА общего назначения. Разработка комплекса ведется в соответствии с концепцией «Требований к навигационным характеристикам» (RNP – Required Navigation Performance), установленной Международной организацией гражданской авиации (ИКАО). Концепция RNP устанавливает требования не отдельно к подсистемам позиционирования и управления движением, а ко всей системе в целом в отношении таких характеристик, как точность, целостность, непрерывность выработки данных и время готовности. Требования определены для каждой конкретной стадии полета и навигационного процесса и ужесточаются по мере приближения ЛА к земле. Это означает, что самые строгие правила установлены для стадии посадки, поскольку любое непреднамеренное отклонение от заданной траектории полета может привести к катастрофическим последствиям.

Таким образом, в дополнение к точному позиционированию концепция RNP требует наличия механизма мониторинга и оповещения для обнаружения возможных сбоев. Более подробную информацию о необходимости контроля целостности и о требованиях к точности и целостности для практической навигации (PBN – Performance Based Navigation) можно найти в руководстве по PBN [31]. Например, требования, предъявляемые к горизонтным навигационным характеристикам, должны обеспечивать гарантированную точность позиционирования (удерживания) в пределах коридора, ширина которого равна значению, установленному в соответствии с RNP, в течение 95% всего времени. Кроме того, необходимо осуществлять на борту контроль целостности, чтобы гарантировать, что вероятность двукратного превышения заданного в RNP диапазона значений целостности без выдачи предупреждения составит менее 10^{-5} . Соответствующие области точности и удерживания показаны на рис. 2.

Исследуемый базовый образец комплекса представлен в [32] и состоит из двух разных подсистем: навигации (NAV – Navigation Subsystem) и управления полетом (FCC – Flight Control Subsystem). В состав навигационного комплекса входит классическая интегрированная система ГНСС/ИНС на основе микроэлектромеханических ИИМ и аппаратура ГНСС, которая также предоставляет корректирующую информацию по данным SBAS (рис. 3). Расчеты привязок, отдельные расчеты по данным ГНСС и интегрирование данных выполняются на навигационном компьютере, который передает значение вектора состояния ЛА на дисплей пилотов и в систему управления полетом. Используются также дополнительные датчики – радиолокационные высотомеры и датчики воздушных сигналов для определения барометриче-

ской высоты и истинной воздушной скорости. Для оптической коррекции данных системы ГНСС/ИНС используется камера, работающая в видимой части спектра, в сочетании с камерой инфракрасного диапазона [40, 41]. Они используются совместно, а совмещенные данные анализируются в блоке оптической обработки, который определяет оптическое положение относительно ВПП для оценки в навигационном блоке. Контроль целостности производится путем сопоставления комбинированных данных о местоположении, полученных от ГНСС/ИНС, с данными о местоположении, полученными на основе видеоизображений.

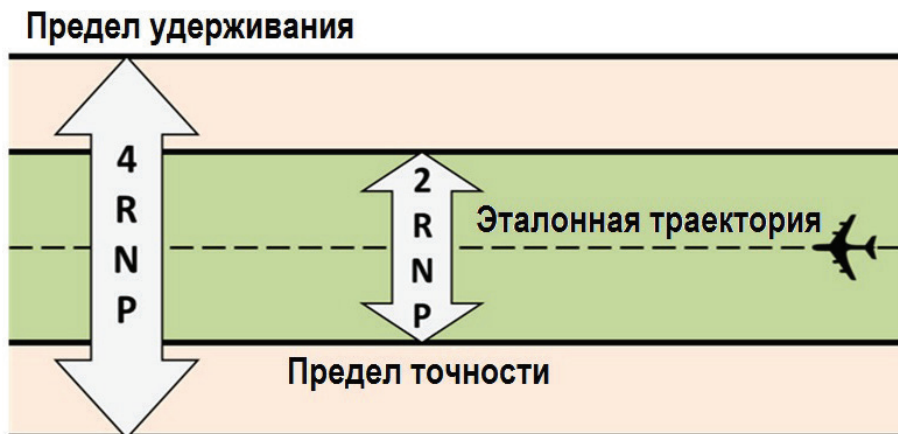


Рис. 2. Концепция RNP: пределы бокового удерживания и точности

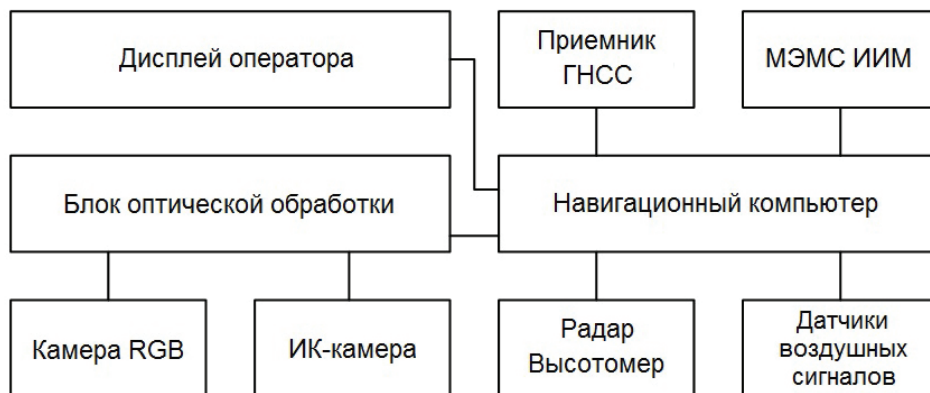


Рис. 3. Структурная схема навигационной системы

Обнаружение ВПП и оптическое позиционирование

В проекте «C2Land» используется камера Photonfocus MV 1312 для получения цветных изображений, которую в дальнейшем мы будем условно называть RGB («красный–зеленый–синий»), и камера Infracam VarioCam 620 HD для получения тепловых инфракрасных изображений (далее – ИК). Обе камеры подключены к блоку ГНСС, принимающему сигналы синхронизации с поддержкой тактовых импульсов. Изображения привязаны по времени, они передаются в блок обработки изображений и определения положения на основе видеоизображений.

В процессе обработки изображения осуществляется фильтрация выделенных линий и контуров (см. рис. 1 и рис. 5, выделенные синим цветом элементы) и обнаружение ВПП путем установления линейных и точечных соответствий между смоделированной на изображении и реальной ВПП [33, 34, 35, 38, 39, 40, 41]. Обнаружение ВПП выполняется с помощью методов сопоставления моделей, которые предполагают нанесение проекции предполагаемой ВПП на изображение (на рис. 4 желтым цветом обозначена модель ВПП, зеленым – зона внимания вокруг ВПП), чтобы выбрать выделенные на снимке признаки в качестве элементов ВПП.



Рис. 4. Модель предполагаемой ВПП (желтый контур); зона внимания вокруг модели ВПП (зеленый контур)

Для получения проекции ВПП используются априори известные данные, в том числе параметры камеры, ее расчетное положение относительно ВПП, предварительно вычисленное по изображению, ориентация камеры по измерениям ИИМ, а также информация о ВПП, на которую производится заход, согласно авиационным базам данных. Положение камеры относительно ВПП и угол поворота между камерой и ВПП являются так называемыми внешними данными. Сборник авионавигационной информации (Aeronautical Information Publication, AIP) содержит поперечные координаты и высоты центральных точек двух порогов ВПП (то есть в обоих направлениях посадки), выраженных в величинах WGS84 (Всемирная геодезическая система 84), общую длину и ширину ВПП, а также смещение порогов (т.е. длину твердого покрытия, выходящую за пределы порогов ВПП). Простую модель ВПП в привязанной к ней трехмерной системе координат с началом в центральной точке порога можно получить с помощью информации из AIP, определив четыре угла ВПП. Затем трехмерные угловые точки ВПП можно нанести на текущее двухмерное изображение путем матричных преобразований. Подробную информацию и полное описание систем координат можно найти в [33].

Установленные точечные и линейные соответствия между обнаруженной и фактической ВПП (в результате процесса обнаружения ВПП) используются для определения положения по видеоданным [33, 36, 37, 39, 40, 41]. Алгоритм выполняет расчет положения с учетом угловых коэффициентов обнаруженных правой и левой боковых границ ВПП, одного точечного соответствия на пересечении порога ВПП с одной из ее боковых границ (рис. 1: обнаруженная ВПП обозначена зеленым цветом), а также внутренних параметров камеры и ее глобальной ориентации по данным ИИМ. Положение, определенное по видеоданным, выражается в виде вектора перемещения, направленного от центра порога ВПП к опорной точке ЛА (например, к началу координат датчика камеры, опорной точке ИИМ или ADIRS с учетом расположения самой камеры). Таким образом, рассматривается относительное

местоположение с началом координат в центре порога ВПП. Зная географические координаты порога ВПП в системе WGS84, его можно преобразовать в абсолютное географическое положение, которое затем используется для контроля целостности решения задачи определения местоположения ГНСС/ИНС [8], как показано в следующей главе.

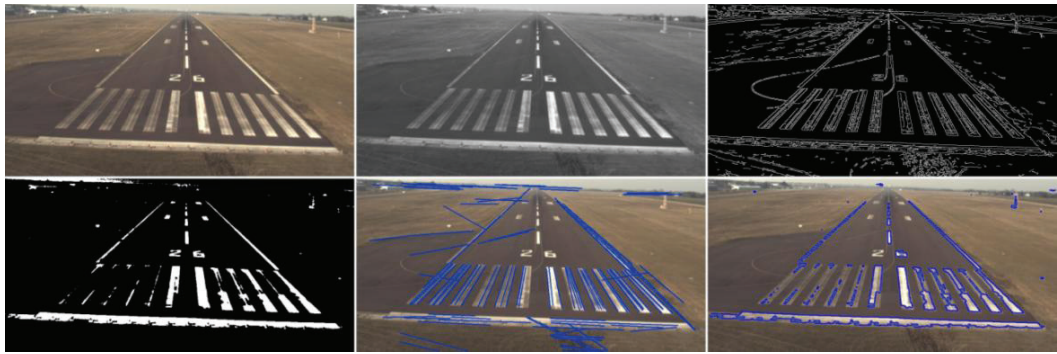


Рис. 5. Обработка изображения с оценкой распределения яркости для выделения линейных и контурных элементов, обозначающих ВПП: исходное изображение (вверху слева), черно-белое изображение (вверху в центре), контурное изображение (вверху справа), насыщенное черно-белое изображение (внизу слева), выделенные линии (внизу в центре), выделенные контуры (внизу справа)

Интеграция датчиков

Задача сбора и обработки изображений связана с большими временными затратами. Накопление и передача изображений в блок обработки нередко занимают более 100 мс, их обработка может продолжаться столько же и даже дольше [40]. Поскольку измерение y с изображения в момент времени n_0 должно обрабатываться по данным x ИИМ в соответствующий момент времени k_0 , как показано на схеме на рис. 6, необходимо устранить отставание по времени.

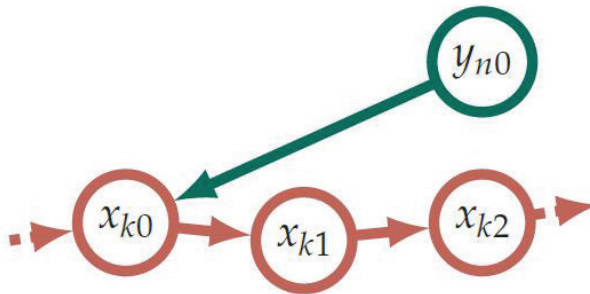


Рис. 6. Разница во времени при совместной обработке данных ИНС и изображений

Эта проблема может возникать при измерениях датчиками подсистем, отставание которых в большинстве случаев больше, чем у данных, полученных при использовании ИИМ. Для ее решения используется схема отложенной обработки [42]. Как показано на рис. 7, в этой схеме данные ИИМ помещаются в кольцевой буфер и их обработка в фильтре совмещения данных задерживается на фиксированный период

t_d , который обычно составляет от 200 до 800 мс. Выбранный интервал должен быть достаточно продолжительным для приема всех данных датчиков в одинаковых рабочих условиях, но при этом максимально коротким. Если данные не поступили вовремя, они исключаются из совместной обработки.

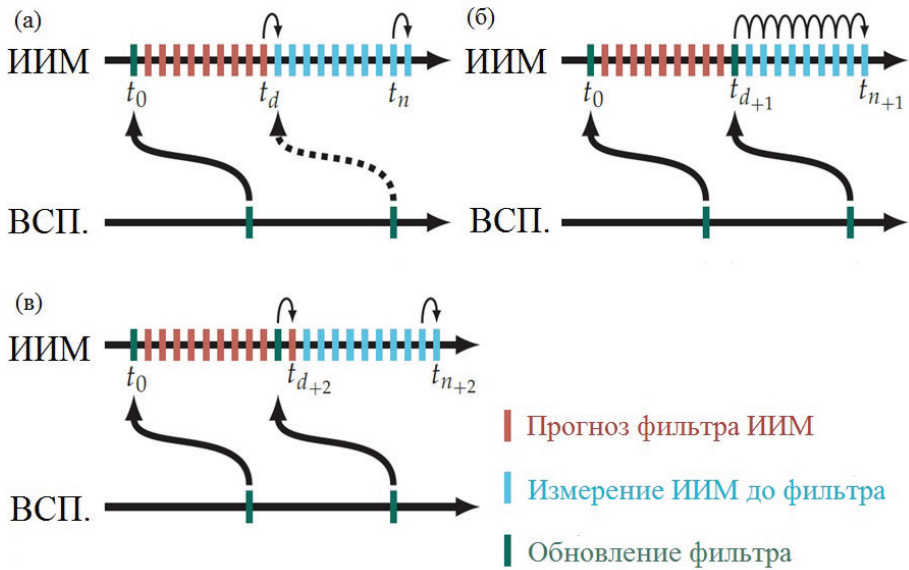


Рис. 7. Отложенная обработка данных ИНС и вспомогательных данных (ВСП) при прогнозировании самого последнего состояния в режиме реального времени

Такая схема позволяет обрабатывать все данные синхронно. Ее недостатком является то, что результаты совместной обработки недоступны в режиме, близком к реальному времени, поэтому она не подходит для управления движением ЛА. Чтобы устранить этот недостаток, данные в кольцевом буфере можно использовать для расчета только инерциального решения на основе последнего выработанного фильтром решения на момент времени t_0 , которое фиксирует введенный короткий интервал задержки до текущего момента t_n (рис. 7, а). Это возможно для коротких интервалов даже при использовании ИИМ невысокого класса точности, поскольку погрешность системы можно ограничить путем оценки дрейфа датчиков. Как видно из рис. 7, б, при расчете новых поправок в фильтре в момент времени t_{d+1} пересчет только инерциального решения для всех временных интервалов происходит в буфере до момента времени t_{n+1} . Если поправки не вычисляются в фильтре, то инерциальное решение не нуждается в полной повторной обработке – пересчет требуется только для интервала, на котором поступают новые данные из ИИМ. Поскольку интервал имеет небольшую длительность, даже повторная обработка выходных данных бесплатформенной системы и данных из буфера не приводит к большим затратам вычислительных ресурсов.

С помощью этой схемы можно рассчитать целостность отфильтрованного решения, синхронизировать комбинированные данные, а также использовать решение для оперативного управления движением. На рис. 7, с продемонстрирован новый прогноз фильтра ИИМ в момент времени t_{d+2} после последних поправок в момент времени t_{d+1} .

Повышение целостности

Существует целый ряд различных концепций контроля целостности систем захода на посадку и приземления: ILS [43], GBAS [43, 45, 46], SBAS [43, 47] и др. При этом для систем, в которых используются датчики изображений во время захода на ВПП и приземления ЛА, до сих пор не существует специальных правил. В проекте «C2Land» применялись RNP для определения предельных условий эксплуатации воздушного судна в отношении не только целостности, но и технической погрешности системы (TSE – Technical System Error) [31], точности и готовности во время захода на ВПП и приземления (см. табл. 2 и [32, 48, 49]). Аналогичный подход к повышению оптической целостности описан в [53], где оптическое решение использовалось непосредственно для коррекции данных ИИМ в условиях отсутствия сигнала ГНСС.

Таблица 2.

Уровни точности и целостности для захода на посадку и приземления

| Стадия полета | Точность | | Целостность | | | |
|---|--|--|---|---------------------|---|---|
| | Боковая ТСП точность 95% $\hat{=} 1 * RNP$ | Вертик. ТСП точность 95% $\hat{=} 1 * RNP$ | Целостность Вероятность | Время до оповещения | Боковой предел оповещения $\hat{=} 2 * RNP$ | Вертик. предел оповещения $\hat{=} 2 * RNP$ |
| Начальный заход на посадку | +/-1 морская миля +/-1852 м | – | $1-2 \times 10^{-7}$ за любые 150 с | 6 с | +/-2 морские мили +/-3704 м | – |
| Промежуточный заход на посадку | +/-0,3 морской мили +/-555,6 м | +/-125 футов +/-38,1 м | $1-2 \times 10^{-7}$ за любые 150 с | 6 с | +/-0,6 морской мили +/-1111 м | +/-250 фт +/-76,2 м |
| Заход на ВПП до отметки 200 футов над землей | +/-0,03 морской мили +/-55,56 м | +/-45 футов +/-13,716 м | $1-2 \times 10^{-7}$ за любые 150 с | 6 с | +/-0,06 морской мили +/-111,1 м | +/-90 фт +/-27,432 м |
| Заход на ВПП на отметке 100 футов над землей | +/-0,01 морской мили +/-18,52 м | +/-15 футов +/-4,572 м | $1-1 \times 10^{-9}$ за любые 15 с верт., 30 с гориз. | 2 с | +/-0,02 морской мили +/-37,04 м | +/-30 фт +/-9,144 м |
| Отрезок приземления на отметке 50 футов над землей и ниже | +/-0,003 морской мили +/-5,556 м | +/-15 футов +/-4,572 м | $1-1 \times 10^{-9}$ за любые 15 с верт., 30 с гориз. | 2 с | +/-0,006 морской мили +/-11,11 м | +/-30 фт +/-9,144 м |

*ТСП – техническая системная погрешность.

Целостность – это показатель корректной работы навигационной системы, который может быть количественно выражен такими параметрами, как риск нарушения целостности, время до оповещения, уровни защиты и пределы оповещения. Риск нарушения

целостности описывает вероятность того, что погрешность навигационной системы превысит максимально допустимое значение погрешности местоположения без обнаружения и оповещения об этом [32, 43, 44]. Время до оповещения описывает максимально допустимый интервал времени между моментом возникновения погрешности до выдачи оповещения о ее наличии. Уровни защиты представляют собой статистический предел области геометрической неопределенности погрешности местоположения, масштабируемой риском целостности. В нормальном режиме работы уровни защиты должны быть ниже пределов оповещения. Если уровни защиты превышают пределы оповещения, срабатывает сигнал предупреждения о нарушении целостности.

В настоящей работе расчет уровней защиты основывается на концепции автономного контроля целостности на борту ЛА (AAIM – Aircraft Autonomous Integrity Monitoring) (см. [50]). При этом используются три гипотезы (под номерами соответственно 0, 1, 2) для расчета уровней защиты в горизонтальной и вертикальной плоскостях:

$$ГУЗ = \sqrt{(\max(ГУЗ_0, ГУЗ_1))^2 + ГУЗ_2^2}, \quad (1)$$

$$ВУЗ = \sqrt{(\max(ВУЗ_0, ВУЗ_1))^2 + ВУЗ_2^2}, \quad (2)$$

где ГУЗ – горизонтальный уровень защиты, ВУЗ – вертикальный уровень защиты.

Гипотеза 0 предполагает безотказную, нормальную работу навигационной системы с вероятностью отсутствия сбоев P_{ff} выведенной на основе анализа риска нарушения целостности. С использованием коэффициента K_{ff} , который масштабирует СКО до P_{ff} можно вычислить горизонтальный уровень защиты для гипотезы 0 по следующей формуле (эти же правила применимы к ВУЗ):

$$ГУЗ_0 = K_{ff}(k) \cdot \sigma_{\Gamma}(k), \quad (3)$$

где k – дискретный момент времени, а σ_{Γ} – оценка среднеквадратического отклонения в горизонтальной плоскости (индекс Γ) для интегрированного решения, полученного от ИНС.

«Гипотеза 1 предполагает наличие одного неточного датчика, в результате чего возникает невязка между решением ИНС и решением на основе видеоданных. При этом вычисляется максимальное пространственное отстояние горизонтального положения между основным интегрированным навигационным решением x и решением задачи оптического позиционирования y_i для каждого датчика i » [32]. Горизонтальный уровень защиты для гипотезы 1 можно записать как

$$ГУЗ_1 = \max_i (|y_{\Gamma_i}(k) - x_{\Gamma}(k)|). \quad (4)$$

Гипотеза 2 предполагает наличие скрытой погрешности датчика, которая не является результатами обнаружения невязки местоположения. Это может произойти из-за ложных обнаружений ВПП во время обработки изображения, когда линейные элементы рядом с ВПП ошибочно принимаются за элементы обнаруженной ВПП.

В дальнейшей работе такой вариант не учитывался. Считается, что обнаружение ВПП происходит без ошибок.

В этой ситуации уровни защиты используемого основного интегрированного навигационного решения вычисляются в прямой зависимости от дополнительно рассчитанного решения задачи позиционирования на основе видеоданных. Только в случаях малой невязки между решением ИНС и решением задачи позиционирования на основе видеоданных уровни защиты не превышают пределы оповещения, что в противном случае привело бы к срабатыванию оповещения о нарушении целостности. Это означает, что при заходе на посадку и приземлении решение задачи позиционирования на основе видеоданных должно подтверждать решение задачи позиционирования ИНС. В случае больших невязок (корректное определение ВПП, но разные решения задачи позиционирования) или некорректных определениях ВПП (отсутствие решения на основе видеоданных и в результате выход за пределы времени до оповещения) будут запущены сигналы оповещения о нарушении целостности, вследствие этого текущий процесс захода на посадку и приземления будет прерван и ЛА пойдет на второй круг.

Экспериментальная проверка

В мае, июне и ноябре 2018 г. описанная система прошла проверку в ходе трех серий испытательных полетов в двух разных аэропортах – в Брауншвейге (Германия) и Винер-Нойштадте (Австрия). Летные испытания в мае и июне проводились в аэропорту Брауншвейга на исследовательском самолете типа Dornier Do-128 (рис. 8), принадлежащем Брауншвейгскому техническому университету. В ноябре летные испытания проходили в аэропорту Винер-Нойштадта на борту исследовательского самолета типа Diamond DA42 Мюнхенского технического университета. Проведение летных испытаний в разное время года дало возможность оценить алгоритмы обнаружения ВПП и позиционирования на основе видеоданных в меняющихся условиях окружающей среды, в том числе при различных температурах, уровнях освещения и погодных условиях. Кроме того, благодаря различному расположению ВПП, рулежных дорожек и перронов в двух аэропортах можно было проверить устойчивость системы к изменениям геометрических параметров.

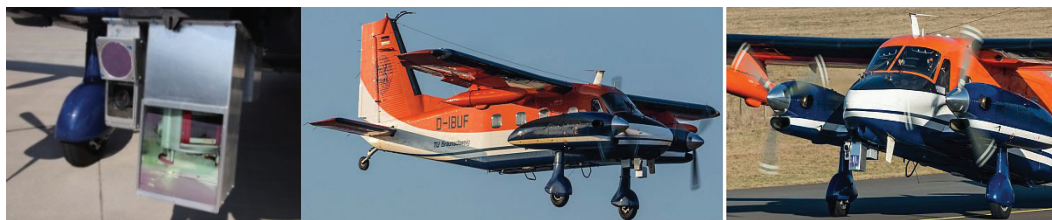


Рис. 8. Исследовательский самолет Dornier Do-128-6, оснащенный датчиком «C2Land»

При изучении работы ИК-системы и пользовательских алгоритмов термокартирования было отмечено, что разные температуры окружающей среды во время летних (Брауншвейг, идентификатор ИКАО – EDVE) и зимних (Винер-Нойштадт, идентификатор ИКАО – LOAN) испытательных полетов, а также разные материалы покрытия ВПП (EDVE – гудрон, LOAN – бетон) влияют на тепловые изображения ВПП и окружающей местности. Так, темное гудронное покрытие ВПП в EDVE

в летнее время было намного горячее (и, соответственно, светлее на изображении), чем прилегающие газоны, а гораздо более светлое бетонное покрытие ВПП в LOAN выглядело холоднее (темнее), чем окружающие объекты. Если изменения температуры не влияют на систему RGB, то различные покрытия ВПП имеют значение: по сравнению с гудронным покрытием в EDVE бетонное покрытие в LOAN имеет менее резкий контраст с прилегающими газонами, что затрудняет задачу обнаружения ВПП. Сравним рис. 1 и рис. 9, на которых представлены примеры четырех изображений ВПП в EDVE и LOAN, полученных во время посадки с камер RGB и ИК. Как видно из рисунков, ИК-система эффективнее справилась с различиями в условиях окружающей среды, чем система RGB. Вместе с тем последняя лучше отобразила различия в планировке ВПП: полоса в LOAN отличается смещенным порогом, поэтому порог на фактической полосе не совпадает с началом твердого покрытия. Поскольку ИК-система «видит» только температурные различия, она может обнаруживать лишь твердое покрытие, а система RGB способна фактически обнаруживать разметку порога ВПП.

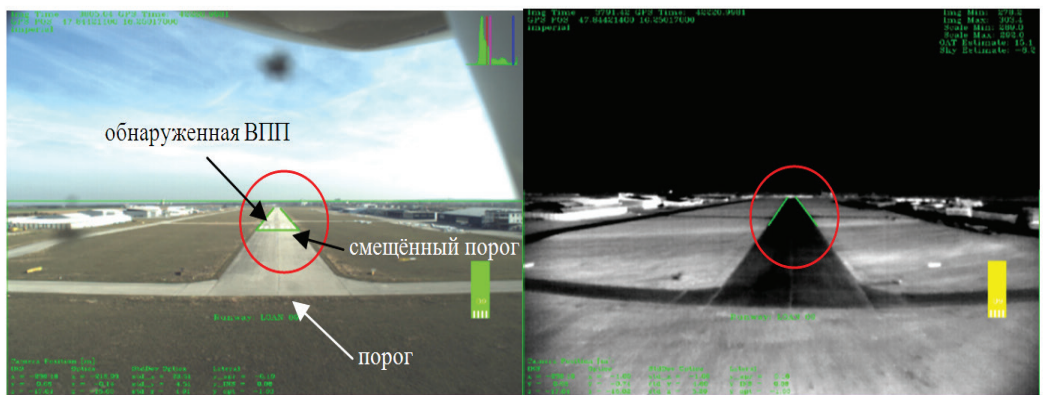


Рис. 9. Синхронное обнаружение ВПП системами RGB и ИК. Заход на посадку в LOAN. Обращает на себя внимание смещенный порог, который определяет только система RGB, а на ИК-изображении лучше виден контраст между ВПП и прилегающими газонами

На рис. 10 показаны примеры различных решений задачи позиционирования на основе видеоданных для посадки в EDVE во время летных испытаний в июне 2018 г. Представлены отдельные решения, полученные с использованием камер и RGB, и ИК. Применение в комплексе изображений обоих датчиков путем наложения обеспечивает более высокую степень их пригодности, которая может быть достигнута за счет этих решений без какой-либо оценки качества их данных о местоположении. На всех схемах принята ВПР 200 футов, чтобы обозначить критическую точку, с которой должно быть установлено распознавание ВПП по изображениям для совершения посадки в автоматическом режиме.

Можно заметить, что выборки данных, полученных от двух датчиков, примерно совпадают с решением ГНСС/ИНС. Разброс отклонений уменьшается по мере сокращения расстояния до порога ВПП. При этом ИК-камера обеспечивает верные данные о положении на расстоянии до 1500 м, а камера RGB проигрывает ей, так как первое верное обнаружение ВПП с ее помощью происходит буквально перед отметкой ВПР.

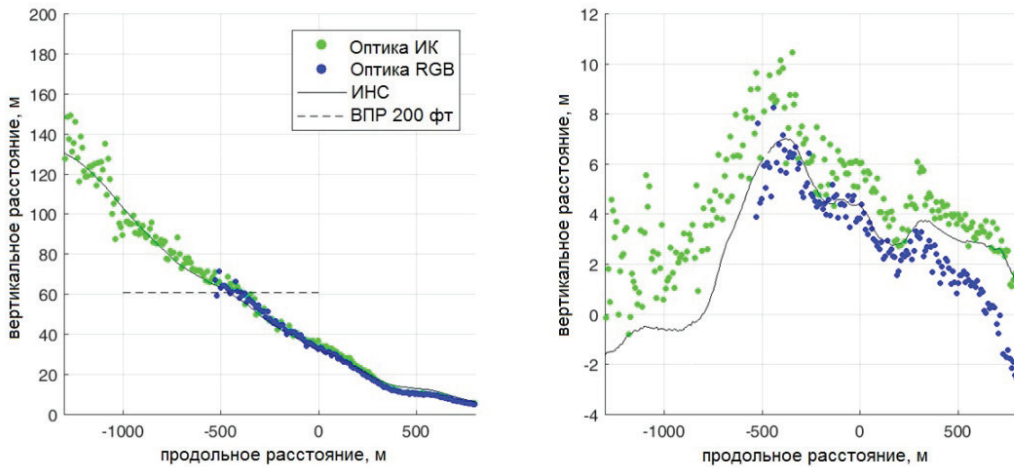


Рис. 10. Позиционирование в вертикальном и горизонтальном направлениях относительно ВПП на основе изображений во время захода на посадку

На рис. 11 показаны оценки точности решений задачи позиционирования на основе видеоданных для RGB-системы ниже 200-футовой отметки ВПП во время 6 заходов на посадку в EDVE под разными углами. Были заданы различные углы глиссады γ , чтобы определить влияние разницы в ракурсах ВПП во время посадки на время готовности и точность решения:

- Заход 1: $\gamma \approx -1,8^\circ$
- Заход 2: $\gamma \approx -3,5^\circ$
- Заход 3: $\gamma \approx -7,6^\circ$
- Заход 4: $\gamma \approx -3,0^\circ$
- Заход 5: $\gamma \approx -3,0^\circ$
- Заход 6: $\gamma \approx -7,7^\circ$

При таких углах захода на посадку пересечение ВПП происходит на максимальном расстоянии 800 м от порога ВПП при значении угла глиссады $-1,8^\circ$ и на меньшем расстоянии при больших значениях угла. Эталон (красная линия) задан на основе решения кинематики реального времени ГНСС с погрешностью около 2 см, которое нужно было преобразовать из WGS84 в систему координат, привязанную к ВПП, для расчета погрешностей определения по изображениям.

В результате горизонтальная погрешность составляла до 6 м при больших значениях расстояния до ВПП. Погрешность уменьшается до тех пор, пока самолет не пересечет порог ВПП. После этого она становится стабильной и составляет около 3 м с небольшой дисперсией, но с незначительным увеличением смещения от эталона.

Вертикальная погрешность составляет до 15 м на больших расстояниях и уменьшается до 5 м и менее после пересечения порога. Дисперсия значения вертикальной погрешности меньше, чем горизонтальной. При этом отмечается систематическое смещение после пересечения порога во время всех шести заходов на посадку. Это смещение связано с несовпадением модели ВПП с фактической ВПП в EDVE. Модель ВПП используется для преобразования эталонного решения в координаты, привязанные к ВПП, и предполагает, что ВПП является идеально плоской, тогда как в реальности перепады ее вертикальных отметок могут достигать 8 м по всей длине [24].

Продольная составляющая погрешности является самой большой из всех трех составляющих вектора позиционирования. Это может быть обусловлено корреляцией продольной составляющей позиционирования с оптической осью камеры и с направлением полета. При трансформации трехмерной сцены в двухмерное изображение (захват изображения камерой) исчезает именно продольное измерение. Из-за этого самые большие погрешности обычно возникают при получении информации о продольной глубине из двухмерного набора данных (изображения).

В целом результаты исследований подтверждают возможность визуальной коррекции данных ГНСС/ИНС с помощью камер RGB и ИК, когда полет выполняется в условиях, соответствующих ПВП. Эти результаты могут применяться к целому ряду сценариев взлета и посадки в автоматическом режиме, но имеют ограничения в условиях плохой видимости. Чтобы преодолеть эти ограничения, в Европе ведутся интенсивные исследования, направленные на разработку и внедрение датчиков, менее зависимых от погодных условий, таких как частотно-модулированные РЛС непрерывного излучения.

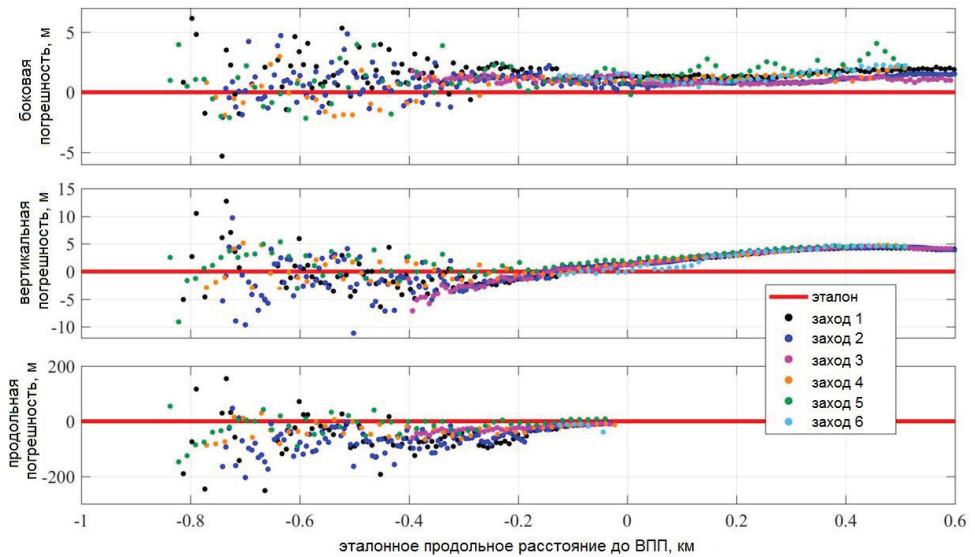


Рис. 11. Точность системы позиционирования на основе видеоданных при выполнении 6 различных заходов на посадку в EDVE

Заключение

В статье представлен обзор новейших исследований по вопросам применения оптических датчиков в авиации. Устойчивый интерес к этой теме на протяжении длительного времени свидетельствует о том, что существует потребность в эффективных и надежных решениях, которые дополняют традиционные средства типа ИНС/ГНСС и расширяют рабочий потенциал существующих систем. Показано, что оптические датчики можно использовать для бортового автономного контроля целостности ИНС/ГНСС при заходе на посадку и приземлении ЛА. Несмотря на то что в настоящее время оптические датчики широко доступны и востребованы, их применение ограничено погодными условиями. По этой причине текущие исследования

и разработки уделяют все больше внимания мультисенсорным системам с акцентом на радиолокационные технологии.

Благодарности

Работа выполнена при поддержке Федерального министерства экономики и энергетики Германии на основании резолюции Бундестага ФРГ.

ЛИТЕРАТУРА

1. **International** Civil Aviation Organization, Performance-Based Navigation Manual, Third Edition, ICAO, 2008.
2. **Beier, K.K. and Gemperlein, H.H.**, Simulation of infrared detection range at fog conditions for enhanced vision systems in civil aviation, *Aerospace Science and Technology*, 2004, vol. 8, no.1, pp. 63–71.
3. **Federal** Aviation Administration, General Operating and Flight Rules, Section 91.155 14 CFR Part 91, 2019.
4. **Lavigne, C., Durand, G. and Roblin, A.**, Ultraviolet light propagation under low visibility atmospheric conditions and its application to aircraft landing aid, *Applied Optics*, 2006, vol. 45, no. 36, pp. 9140–9150.
5. **Korn, B., Doehler, H.-U. and Hecker, P.**, MMW-radar-based navigation: solutions to the vertical position problem in *Enhanced and Synthetic Vision*, Orlando, Florida, 2000.
6. **Watts, C.M., Lancaster, P., Pedross-Engel, A., Smith, J.R. and Reynolds, M.S.**, 2D and 3D millimeter-wave synthetic aperture radar imaging on a PR2 platform, *Proc. 2016 IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems (IROS)*, 2016, pp. 4304–4310. DOI: 10.1109/IROS.2016.7759633.
7. **Brown, J.A.**, Autonomous landing guidance program, *Proc. SPIE*, vol. 2736, Enhanced and Synthetic Vision, 1996. DOI: 10.1117/12.241048.
8. **Bui, L.Q., Franklin, M.R., Taylor, C. and Neilson, G.**, Autonomous landing guidance system validation, *Proc. SPIE*, vol. 3088, Enhanced and Synthetic Vision, 1997. DOI: 10.1117/12.277241.
9. **Tospann, F.-J., Pirkl, M. and Gruener, W.**, Multifunction 35-GHz FMCW radar with frequency scanning antenna for synthetic vision applications, *Proc. SPIE 2463, Synthetic Vision for Vehicle Guidance and Control*, 1995. DOI: 10.1117/12.212752.
10. **Korn, B., Doehler, H.-U. and Hecker, P.**, Weather independent flight guidance: analysis of MMW radar images for approach and landing, *Proc. 15th International Conference on Pattern Recognition (ICPR-2000)*, 2000, vol. 1, pp. 350–353. DOI: 10.1109/ICPR.2000.905350.
11. **Vaman, D.**, TRN history, trends and the unused potential, *Proc. 2012 IEEE/AIAA 31st Digital Avionics Systems Conference (DASC)*, 2012, pp. 1A3-1–1A3-16. DOI: 10.1109/DASC.2012.6382278.
12. **Nassar, A., Amer, K., El Hakim, R. and El Helw, M.**, A deep CNN-based framework for enhanced aerial imagery registration with applications to UAV geolocalization, *Proc. 2018 IEEE/CVF Conference on Computer Vision and Pattern Recognition Workshops (CVPRW)*, 2018, pp. 1513–1523.
13. **Huang, S.M., Huang, C.C. and Chou, C.C.**, Image registration among UAV image sequence and Google satellite image under quality mismatch, *Proc. 2012 12th International Conference on ITS Telecommunications*, 2012, pp. 311–315. DOI: 10.1109/ITST.2012.6425189.
14. **Project:** IMage BAsed Landing Solutions (IMBALS) <http://flag.be/projects/image-based-landing-solutions-imbals/>, accessed on September 12, 2019.
15. **CORDIS** IMage BAsed Landing Solutions <https://cordis.europa.eu/project/rcn/213819/factsheet/en>, accessed September 12, 2019.
16. **Korn, B., Doehler, H.-U. and Hecker, P.**, Navigation integrity monitoring and obstacle detection for enhanced vision systems, *Proc. SPIE Enhanced and Synthetic Vision*, 2001, pp. 51–57.
17. **Vezenet, J., Escher, A.-C., Guillet, A. and Macabiau, C.**, State of the art of image-aided navigation techniques for aircraft approach and landing, *Proc. 2013 International Technical Meeting of The Institute of Navigation (IONITM 2013)*, 2013, pp. 473–607.
18. **Hrabar, S.**, 3D path planning and stereo-based obstacle avoidance for rotorcraft UAVs, *Proc. 2008 IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems*, 2008, pp. 807–814. DOI: 10.1109/IROS.2008.4650775.

19. **Shuai, C., Wang, H., Zhang, W., Yao, P. and Qin, Y.**, Binocular vision perception and obstacle avoidance of visual simulation system for power lines inspection with UAV, *Proc. 36th Chinese Control Conference (CCC)*, 2017, pp. 10480–10485. DOI: 10.23919/ChiCC.2017.8029026.
20. **Bryson, M. and Sukkarieh, S.**, Building a robust implementation of bearing-only inertial SLAM for a UAV, *Journal of Field Robotics*, 2007, vol. 24, no. 2, pp. 113–143.
21. **Liu, Y.C. and Dai, Q.H.**, Vision aided unmanned aerial vehicle autonomy: An overview, *Proc. 3rd International Congress on Image and Signal Processing (CISP)*, 2010, pp. 417–421.
22. **Miller, A., Shah, M. and Harper, D.**, Landing a UAV on a runway using image registration, *Proc. 2008 IEEE International Conference on Robotics and Automation (ICRA)*, 2008, pp. 182–187.
23. **Gibert, V. and Puyou, G.**, Landing of an airliner using image based visual servoing, *Proc. 9th IFAC Symposium on Nonlinear Control Systems (NOLCOS)*, 2013, vol. 46, no. 23, pp. 74–79.
24. **Bourquardez, O. and Chaumette, F.**, Visual Servoing of an Airplane for Alignment with respect to a Runway, *Proc. IEEE International Conference on Robotics and Automation*, 2007, pp. 1330–1355.
25. **Tang, D., Li, F., Shen, N. and Guo, S.**, UAV attitude and position estimation for vision-based landing, *Proc. 2011 International Conference on Electronic and Mechanical Engineering and Information Technology (EMEIT)*, Harbin, IEEE 2011, pp. 4446–4450.
26. **Chatterji, G.B., Menon, P.K. and Sridhar, B.**, GPS/machine vision navigation system for aircraft, *IEEE Trans. Aerosp. Electron. Syst.*, 1997, vol. 33, no. 3, pp. 1012–1025.
27. **Sharp, C.S., Shakernia, O. and Sastry, S.S.**, A vision system for landing an unmanned aerial vehicle, *Proc. 2001 IEEE International Conference on Robotics and Automation (ICRA)*, 2001, pp. 1720–1727.
28. **Dickmanns, E.D. and Schell, F.-R.**, Autonomous landing of airplanes by dynamic machine vision, *Proc. 1992 IEEE Workshop on Applications of Computer Vision*, 1992, pp. 172–179.
29. **Li, F., Tang, D.Q. and Shen, N.**, Vision-based pose estimation of UAV from line correspondences, *Procedia Engineering*, 2011, vol. 15, pp. 578–584.
30. **Zhuang, L., Han, Y., Fan, Y., Cao, Y., Wang, B. and Zhang, Q.**, Method of pose estimation for UAV landing, *Chin. Opt. Lett.*, 2012, vol. 10, no. 2, p. S20401.
31. **Performance-Based Navigation (PBN) Manual**, International Civil Aviation Organization, 2008.
32. **Schwithal, A., Tonhäuser, C., Wolkow, S., Angermann, M., Hecker, P., Mumm, N. and Holzapfel, F.**, Integrity monitoring in GNSS/INS systems by optical augmentation, *Proc. 2017 DGON Inertial Sensors and Systems (ISS)*, IEEE, Karlsruhe, 2017.
33. **Wolkow, S., Schwithal, A., Tonhäuser, C., Angermann, M. and Hecker, P.**, Image-aided position estimation based on line correspondences during automatic landing approach, *Proc. ION 2015 Pacific PNT Meeting*, 2015, pp. 702–712.
34. **Wolkow, S., Schwithal, A., Tonhäuser, C., Angermann, M., Bestmann, U. and Hecker, P.**, Benefits and challenges of optical positioning during landing approach, *Proc. ION 2017 Pacific PNT Meeting*, Honolulu, Hawaii, 2017, pp. 292–299.
35. **Dekiert, A.M., Wolkow, S., Angermann, M., Bestmann, U. and Hecker, P.**, Advantages and challenges of using infrared cameras for relative positioning during landing, *Proc. ION 2019 International Technical Meeting (ITM)*, Reston, Virginia, 2019, pp. 896–908.
36. **Eitner, C. and Holzapfel, F.**, Development of a navigation solution for an image aided automatic landing system, *Proc. ION 2013 Pacific PNT Meeting*, Honolulu, Hawaii, 2013, pp. 879–891.
37. **Wolkow, S., Schwithal, A., Angermann, M., Dekiert, A. and Bestmann, U.**, Accuracy and availability of an optical positioning system for aircraft landing, *Proc. ION 2019 International Technical Meeting ITM*, Reston, Virginia, 2019, pp. 884–895.
38. **Angermann, M., Wolkow, S., Schwithal, A., Tonhäuser, C. and Hecker, P.**, High precision approaches enabled by an optical-based navigation system, *Proc. ION 2015 Pacific PNT Meeting*, Honolulu, Hawaii, 2015, pp. 694–701.
39. **Wolkow, S., Angermann, M., Dekiert, A. and Bestmann, U.**, Model-based threshold and centerline detection for aircraft positioning during landing approach, *Proc. ION 2019 Pacific PNT Meeting*, Honolulu, Hawaii, 2019, pp. 767–776.
40. **Angermann, M., Wolkow, S., Dekiert, A., Bestmann, U. and Hecker, P.**, Fusion of dual optical position solutions for augmentation of GNSS-based aircraft landing systems, *Proc. ION 2019 International Technical Meeting*, Reston, Virginia, 2019, pp. 283–295.
41. **Angermann, M., Wolkow, S., Dekiert, A., Bestmann, U. and Hecker, P.**, Linear blend: data fusion in the image domain for image-based aircraft position during landing approach, *Proc. ION 2019 Pacific PNT Meeting*, Honolulu, Hawaii, 2019, pp. 752–766.

42. Tossier, C., Cariou, C., Debain, C., Chausse, F., Chapuis, R. and Rousset, C., A real-time, multi-sensor architecture for fusion of delayed observations: application to vehicle localization, *Proc. 2006 IEEE Intelligent Transportation Systems Conference*, Toronto, Ont., 2006, pp. 1316–1321. DOI: 10.1109/ITSC.2006.1707405.
43. **International** Civil Aviation Organization, Annex 10 to the Convention on International Civil Aviation: Aeronautical Telecommunications, Montréal, Quebec: ICAO, 2006.
44. **International** Civil Aviation Organization, Required Navigation Performance Authorization Required (RNP AR) Procedure Design Manual, Montréal, Quebec: ICAO, 2009.
45. **RTCA DO-253C**, Minimum Operational Performance Standards for GPS Local Area Augmentation System Airborne Equipment.
46. **RTCA DO-245A**, Minimum Aviation System Performance Standards for Local Area Augmentation System (LAAS).
47. **RTCA DO-229D**, Minimum Operational Performance Standards for Global Positioning System/ Wide Area Augmentation System Airborne Equipment.
48. Tonhäuser, C., Schwithal, A., Wolkow, S., Angermann, M. and Hecker, P., Integrity concept for image-based automated landing systems, *Proc. ION 2015 Pacific PNT Meeting*, Honolulu, Hawaii, 2015, pp. 733–747.
49. **Federal** Aviation Administration, Criteria for Approval of Category I and Category II Weather Minima for Approach, AC120-29A, 2002.
50. Brenner, M., Integrated GPS/inertial fault detection availability, *Proc. Technical Meeting of the Satellite Division of ION*, Kansas City, 1995, pp. 1949–1958.
51. **CORDIS**, Validation of Integrated Safety-enhanced Intelligent flight cONtrol (VISION), <https://cordis.europa.eu/project/rcn/199918/factsheet/en>, accessed September 12, 2019.
52. **VISION** Project summary, https://w3.onera.fr/h2020_vision/, accessed September 12, 2019.
53. Watanabe, Y., Manecy, A., Hiba, A., Nagai, S. and Shin, A., Vision-integrated navigation system for aircraft final approach in case of GNSS/SBAS or ILS failures, *Proc. AIAA Scitech 2019 Forum*, San Diego, CA, 2019.
54. Golden, J.P., Terrain Contour Matching (TERCOM): A Cruise Missile Guidance Aid, *Proc. SPIE 0238, Image Processing for Missile Guidance*, 23 December 1980. DOI:10.1117/12.959127.
55. Siouris, G.M., *Missile guidance and control systems*, Springer, New York, NY, 2004, 666 pp. ISBN: 0-387-00726-1.
56. Yoo, Y.M., Lee, W.H., Lee, S.M., Park, C.G., and Kwon, J.H., Improvement of TERCOM aided inertial navigation system by velocity correction, *Proceedings of the 2012 IEEE/ION Position, Location and Navigation Symposium*, Myrtle Beach, SC, 2012, pp. 1082–1087. DOI: 10.1109/PLANS.2012.6236851.

Hecker, P., Bestmann U., Wolkow, S., Angermann, M., Dekiert, A. (Institute of Flight Guidance, Technische Universität Braunschweig, Germany)

Optical Aircraft Positioning for Monitoring of the Integrated Navigation System during Landing Approach, *Giroskopiya i Navigatsiya*, 2019, vol. 27, no. 4 (107), pp. 29–51.

Abstract. Vision-based navigation has been of interest in aviation for decades. Driven by the demand for optical verification of take-off and landing procedures during all-weather operation many developments have been raised following changes in technology of sensor and processing hardware and aviation requirements. This paper summarizes the developments from the 60s until today and exemplarily discusses aspects of vision-based augmentation and integrity monitoring of Integrated Navigation Systems (INS). The main focus lies on vision-aided integrity monitoring during final approach and landing of aircraft.

Key words: aviation, landing, vision, integrity, INS.

Материал поступил 03.07.2019