

**МАТЕМАТИЧНА МОДЕЛЬ ПОЛЯРИМЕТРИЧНОЇ СИСТЕМИ
ПОСАДКИ ПОВІТРЯНИХ СУДЕН**

Стаття присвячена розгляду проблеми підвищення ефективності та безпеки заходу на посадку та посадки повітряних суден. Підвищення точності вимірювання відхилення повітряного судна від глісади посадки, а також, забезпечення вимірювання кутового положення повітряного судна та параметрів його руху в процесі посадки з високою точністю та чутливістю дозволить підвищити ефективність та безпеку посадки повітряних суден. В роботі проведений детальний аналіз основних систем посадки, які використовуються для посадки як пілотованих, так і безпілотних літальних апаратів. В результаті аналізу було виявлено, що більшість систем посадки забезпечують лише визначення положення повітряного судна відносно площини посадки та не забезпечують визначення його просторового положення в процесі заходу на посадку. Таким чином, для забезпечення підвищення безпеки та ефективності етапів заходу на посадку та посадки необхідно розробити нову систему посадки. Для вирішення поставленої проблеми в роботі запропонований поляриметричний принцип формування лінії глісади, а також модель поляриметричної системи посадки. Поляриметрична система посадки складається з курсового та глісадного каналів, кожний з яких містить двохканальний блок випромінювання та двоканальний блок вимірювання. Канали блоку випромінювання відрізняються азимутом площини поляризації випромінювання, а канали вимірювання – кутами установки діелектричних пластин в горизонтальній та вертикальній площинах. Запропонована система потенційно дозволяє визначати як навігаційні, так і пілотажні параметри польоту повітряного судна: кутове просторове положення та відхилення від траєкторії посадки – з високою точністю та чутливістю. Висока точність забезпечується за рахунок використання поляриметричного методу вимірювання, а висока чутливість – за рахунок використання модулятора в блоці вимірювання та компенсаційного методу проведення вимірювання. Також, в роботі приведений алгоритм роботи поляриметричної системи посадки та показано, що використання двохканального курсового та глісадного каналів поляриметричної системи посадки та приведеного алгоритму роботи дозволяє однозначно визначити кутові відхилення повітряного судна від лінії глісади та його кутове просторове положення в процесі заходу на посадку та при посадці. Результатом даної роботи є розробка математичної моделі поляриметричної системи посадки, яка може бути використана для подальшого моделювання роботи системи з метою визначення оптимальних параметрів її функціонування.

Ключові слова: глісада, ефективність посадки, кутове просторове положення, математичне моделювання, повітряні судна, поляриметрична система посадки, положення в просторі, траєкторія посадки.

**МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ ПОЛЯРИМЕТРИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ
ПОСАДКИ ВОЗДУШНЫХ СУДОВ**

Статья посвящена рассмотрению проблемы повышения эффективности и безопасности захода на посадку и посадки воздушных судов. Повышение точности измерения отклонения воздушного судна от глиссады посадки, а также обеспечение измерения углового положения воздушного судна и параметров его движения в процессе посадки с высокой точностью и чувствительностью позволит повысить эффективность и безопасность посадки воздушных судов. В работе проведен детальный анализ основных систем посадки, которые используются для посадки как пилотируемых, так и беспилотных летательных аппаратов. В результате анализа было выявлено, что большинство систем посадки обеспечивают только определение положения воздушного судна относительно плоскости посадки и не обеспечивают определение его пространственного положения в процессе захода на посадку. Таким образом, для обеспечения повышения безопасности и эффективности этапов захода на посадку и посадки необходимо разработать новую систему посадки. Для решения поставленной проблемы в работе предложен поляриметрический принцип формирования линии глиссады, а также модель поляриметрической системы посадки. Поляриметрическая система посадки состоит из курсового и глиссадного каналов, каждый из которых содержит двухканальный блок излучения и двухканальный блок измерения. Каналы блока излучения отличаются азимутом плоскости поляризации излучения, а каналы измерения – углами установки диэлектрических пластин в горизонтальной и вертикальной плоскостях. Предложенная система потенциально позволяет определять как навигационные, так и пилотажные параметры полета воздушного судна: угловое пространственное положение и отклонения от траектории посадки – с высокой точностью и чувствительностью. Высокая точность обеспечивается за счет использования поляриметрического метода измерения, а высокая чувствительность – за счет использования модулятора в блоке измерения и компенсационного метода проведения измерения. Также, в работе приведен алгоритм работы поляриметрической системы посадки и показано, что использование двухканального курсового и глиссадного каналов поляриметрической системы посадки и приведенного алгоритма работы позволяет однозначно определить угловые отклонения воздушного судна от линии глиссады и его угловое пространственное положение в процессе захода на посадку и посадки. Результатом данной работы является разработка математической модели поляриметрической системы посадки, которая может быть использована для дальнейшего моделирования работы системы с целью определения оптимальных параметров ее функционирования.

Ключевые слова: глиссада, эффективность посадки, угловое пространственное положение, математическое моделирование, воздушные суда, поляриметрическая система посадки, положение в пространстве, траектория посадки.

A.Ye. KLOCHAN
National Transport University

MATHEMATICAL MODEL OF THE AIRCRAFT'S POLARIMETRIC LANDING SYSTEM

The paper deals with the problem of increasing the efficiency and safety of the aircraft's approach and landing. Improving the accuracy of measuring the aircraft's deviation from the landing glide, as well as ensuring the measurement of the aircraft's attitude and the parameters of its movement during landing, with high accuracy and sensitivity will increase the efficiency and safety of aircraft landing. The paper provides a detailed analysis of the main landing systems, which use for landing both manned and unmanned aerial vehicles. As a

result of the analysis, it was found that most landing systems provide only the determination of the position of the aircraft relative to the landing plane and do not provide the determination of its attitude during the approach. Thus, to ensure the safety and efficiency of the approach and landing stages, it is necessary to develop a new landing system. To solve this problem, the paper proposes a polarimetric principle for forming a landing glide, as well as a model of a polarimetric landing system. The polarimetric landing system consists of course and glide channels, each of which contains a two-channel radiation unit and a two-channel measurement unit. The channels of the radiation unit differ in the polarization plane azimuth of the radiation, and the measurement channels differ in the installation angles of the dielectric plates in the horizontal and vertical planes. The proposed system potentially allows us to determine both navigation and piloting aircraft's parameters: angular spatial position and deviation from the landing trajectory, with high accuracy and sensitivity. High accuracy is ensured by using a polarimetric measurement method, and high sensitivity - by using a modulator in the measurement unit and the compensation method of measurement. Also, the algorithm of the polarimetric landing system is given and it is shown that the use of two-channel course and glide channels of the polarimetric landing system and the given algorithm allows to unambiguously determine the angular deviations of the aircraft from the glide path and its angular spatial position during approach and landing. The result of this work is the development of a mathematical model of the polarimetric landing system, which can be used for further modeling of the system operation to determine the optimal parameters of its operation.

Keywords: landing glide, landing efficiency, attitude, mathematical modeling, aircraft, polarimetric landing system, position, landing trajectory.

Постановка проблеми

Авіаційна галузь, як України, так і світу характеризується динамічним розвитком та щорічним зростанням об'єму регулярних вантажних та пасажирських авіаційних перевезень. Так у 2018 році [1] зареєстроване зростання обсягу пасажирських перевезень на 6,4 %, а вантажних – на 2,4%. При цьому аналіз динаміки зростання обсягу авіаційних перевезень вказує на збереження даного тренду, як це показано на рис. 1. Це пов'язане, головним чином, з вдосконаленням авіатранспорту, підвищенням безпеки та ефективності його руху, а також з розвитком самої галузі авіаперевезень та авіатранспортної інфраструктури.

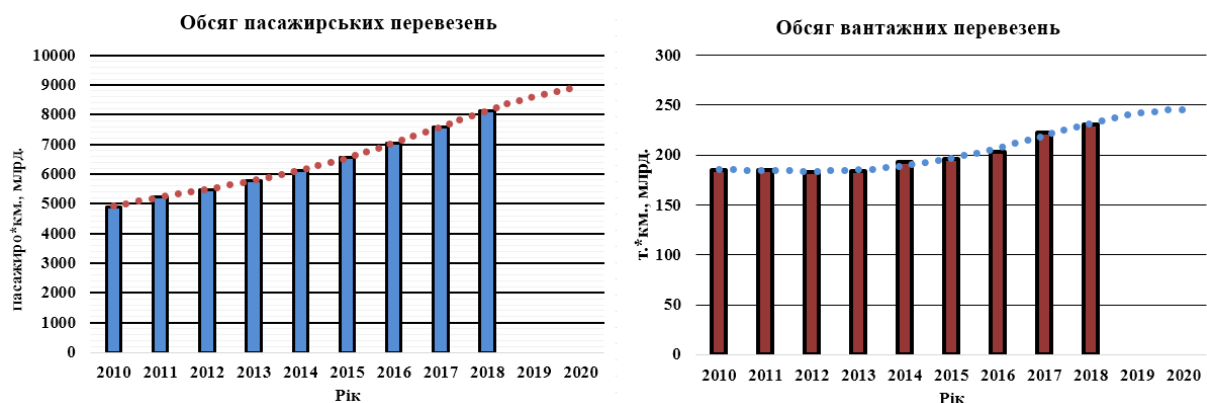


Рис. 1. Гістограми обсягів вантажних і пасажирських авіаційних перевезень з лініями тренду.

В останні роки знайшов широке застосування ще один напрямок авіації – безпілотні літальні апарати (БПЛА). Перевагами БПЛА перед пілотованою авіацією є висока мобільність; низька вартість використання; екологічність; легкість в

використанні та обслуговуванні та інші. При цьому спостерігається тенденція до подальшого розширення сфер застосування безпілотної авіації в найближчі роки.

Зростання обсягів авіаперевезень, широке впровадження БПЛА потенційно може призвести до зниження безпеки польотів, внаслідок збільшення щільності повітряних суден (ПС) в повітряному просторі та скорочення інтервалів часу між зльотами та посадками ПС. Згідно зі статистикою ІКАО за останні п'ять років [2] основними причинами виникнення авіаційних пригод є втрата керованості в польоті (LOC-I), зіткнення справного ПС з місцевістю в керованому польоті (CFIT) та безпека злітно-посадкової смуги (RS). LOC-I виникає в результаті часткової або повної втрати керованості літальним апаратом або відхилення від запланованого маршруту польоту. Основними причинами LOC-I є помилки пілота при керуванні, обмерзання, висока турбулентність повітряного середовища та інші. CFIT виникає в результаті зіткнення справного ПС з землею, водною поверхнею або нерухомою перепорою. До CFIT, як правило, відносяться авіаційні пригоди, коли пілоти до останнього не знають про наближення небезпеки. Основними причинами CFIT є помилки пілота, особливо в складних метеоумовах, несправність або нестійка робота навігаційного обладнання. RS включає викочування за межі злітно-посадкової смуги (ЗПС), великі швидкості заходу на посадку, нестабільний захід на посадку та посадка, недоліт до ЗПС та інші. Згідно зі статистикою компанії Boeing за останні 10 років [3] основними аварійними етапами є політ по маршруту, захід на посадку та посадка. Згідно з [4] статистика аварій та катастроф БПЛА має схожий характер зі статистикою аварій та катастроф пілотованих ПС. При цьому на етапі польоту по маршруту основними причинами виникнення авіаційних пригод є LOC-I та CFIT, а при заході на посадку та посадці – RS та CFIT. Однією з головних передумов до виникнення зазначених видів авіаційних пригод є помилки в визначенні пілотажно-навігаційних параметрів руху ПС.

Основними напрямками підвищення безпеки та ефективності польотів ПС є забезпечення всеосяжного аеронавігаційного забезпечення та підвищення точності витримування оптимальних параметрів польоту ПС під час посадки. Всеосяжне аеронавігаційне забезпечення дозволить зменшити кількість авіаційних пригод на етапі польоту по маршруту. Підвищення точності витримування оптимальних параметрів польоту ПС в заданих межах під час посадки: вертикальної та горизонтальної швидкостей, кутів відхилення від глісади та курсу, просторового положення та інших, дозволить підвищити безпеку та ефективність заходу на посадку та посадки ПС.

Згідно із [3] найбільш катастрофічними є два взаємопов'язані етапи польоту ПС: захід на посадку та посадка. На етапі заходу на посадку ПС переходить з польотної конфігурації до посадкової, а сам етап посадки є заключним етапом переходу в посадкову конфігурацію, який закінчується пробігом та повною зупинкою ПС. Таким чином, безпека та ефективність посадки ПС закладається та реалізується на етапі заходу на посадку. Сам процес заходу на посадку передбачає наступні процеси: вивід ПС на лінію курсу та гасіння поперечної швидкості; зниження повздовжньої швидкості руху ПС до допустимої посадкової швидкості; зниження висоти польоту за заданим профілем; утримування вертикальної швидкості зниження ПС в заданих межах; витримування кутового просторового положення ПС в заданих межах; вивід ПС в точку приземлення (точку дотику). Оптимальну лінію зниження ПС називають лінією глісади. Лінія глісади описує оптимальну висоту польоту ПС в залежності від відстані до оптимальної точки приземлення. Лінія глісади є променем, який виходить з оптимальної точки приземлення, належить площині курсу та нахилений до площини ЗПС під визначеним кутом нахилу глісади. При цьому кут нахилу глісади визначається з льотно-технічних характеристик ПС та характеристик аеродрому посадки. В сучасних системах посадки лінія глісади формується як лінія перетину площин курсу та глісади,

які формуються відповідними наземними засобами системи посадки. Посадка ПС по глісаді з витримуванням необхідної, в кожен момент посадки, горизонтальної та вертикальної швидкості польоту, а також, визначеного кутового просторового положення ПС забезпечує ефективну та безпечну посадку ПС.

В реальних польотах внаслідок нестабільності зовнішнього середовища та інерційності руху ПС відбувається відхилення ПС від лінії глісади та характеристик його польоту від оптимальних значень. Значні відхилення цих параметрів приводять до льотних пригод, які можуть привести до аварій та катастроф. Таким чином, в процесі заходу ПС на посадку виникає потреба в визначенні з високою точністю положення ПС відносно точки приземлення: відхилення по курсу та відхилення по глісаді; кутового просторового положення ПС: кутів крену, тангажу та рискання; параметрів руху ПС.

Аналіз останніх досліджень і публікацій

З метою підвищення безпеки та ефективності заходу ПС на посадку та посадки використовують різноманітні системи посадки (СП). Під системою посадки розуміють комплекс наземних та бортових технічних засобів, які забезпечують виведення ПС в зону посадки та управління процесом заходу на посадку. Задачею будь-якої системи посадки є безперервне та точне визначення просторового положення ПС та його відхилення від лінії глісади, а також дальності до точки приземлення. А метою застосування різних технічних засобів в системах посадки є створення умовних площин курсу та глісади з визначеним положенням у просторі. Кожна з систем посадки має свої переваги та особливості роботи, які визначають сферу їх застосування. Також, системи посадки діляться на інструментальні та візуальні. Інструментальні системи посадки передбачають виконання посадки відповідно до правил польоту за приладами, а візуальні системи посадки – відповідно до правил візуальних польотів. В свою чергу, в залежності від можливості наведення ПС в процесі посадки по висоті (по глісаді) системи посадки діляться на точні та неточні. При цьому точні забезпечують наведення ПС і по курсу і по глісаді, а неточні лише по курсу. У роботах [4]–[10] дана характеристика основних систем посадки ПС.

Спрощена система посадки (ССП) відноситься до інструментальних неточних СП та забезпечує категорію посадки CAT I. Робота ССП полягає в позначенні моменту прольоту маркерних маяків. При цьому, льотчик контролює висоту прольоту та здійснює доуправління ПС. До переваг ССП можна віднести можливість виведення на аеродром посадки ПС з найпростішим радіотехнічним обладнанням. До основних недоліків ССП можна віднести суб'єктивність в визначенні відхилень ПС від лінії глісади, неможливість визначити кутове просторове положення, забезпечення приладного зниження лише до висоти 50-80 м.

Радіолокаційна система посадки (РЛСП) відноситься до інструментальних точних СП. РЛСП забезпечує категорію посадки CAT I. Робота РЛСП полягає в визначенні положення ПС на екрані наземного посадкового радіолокатора та передачі екіпажу інформації про положення ПС за допомогою радіозв'язку [4]. До переваг РЛСП можна віднести можливість контролю положення ПС з землі. А до основних недоліків – високий вплив людського чинника, затримка в надходженні інформації до екіпажу, необхідність використання радіоканалу передачі інформації.

Інструментальна система посадки (ILS) відноситься до інструментальних точних СП та забезпечує категорію посадки від CAT I до CAT IIIВ. Робота ILS полягає в вимірюванні бортовим обладнанням сигналів від курсового та глісадного радіомаяків та визначенні на їх основі положення ПС відносно лінії глісади [5]. До переваг ILS можна віднести можливість проведення посадки як в директорному, так і в автоматичному режимах. До основних недоліків ILS можна віднести використання

радіохвиль метрового діапазону, які характеризуються інтерференцією від перешкод та нерівностей рельєфу; складність встановлення та використання наземного обладнання в аеропортах з обмеженою місцевістю: в горах, на узбережжях, з короткими ЗПС.

Система посадки на основі літакового відповідача (TLS) відноситься до точних інструментальних СП. Робота TLS полягає в визначенні просторового положення ПС відносно наземних датчиків та відстані до них на основі сигналів від літакового відповідача [6]. До переваг TLS можна віднести можливість використання в аеропортах з пересіченою та обмеженою місцевістю, можливість контролю посадки ПС з землі, відсутність необхідності встановлення додаткового бортового обладнання. До основних недоліків TLS можна віднести необхідність використання каналу передачі інформації від наземних датчиків на борт ПС, що призводить до затримки надходження інформації до екіпажу, складний алгоритм визначення положення ПС наземними датчиками.

Мікрохвильова система посадки (MLS) відноситься до інструментальних точних СП та забезпечує категорії посадки CAT III. Робота MLS схожа на роботу ILS: використовуються глісадний та курсовий радіомаяки, сигнали від яких приймаються бортовим обладнанням. В MLS використовуються хвилі сантиметрового діапазону з частотою 1–5 ГГц, які мають вузьку діаграму спрямованості і працюють в скануючому режимі [7]. До переваг даної системи відносять можливість забезпечувати посадку в кількох каналах, здатність задавати змінні схеми заходу на посадку та визначати відхилення ПС від оптимальної траєкторії не лише при посадці, а також при зльоті та уході на друге коло. Незважаючи на значні переваги, MLS не знайшла широкого застосування в цивільній авіації.

Оптичні системи посадки (ОСП) відносяться до інструментальних точних СП та мають широке застосування для БПЛА. Робота ОСП полягає в аналізі зображень наземних орієнтирів, отриманих за допомогою оптичних систем-камер. В залежності від методів обробки зображення розрізняють два основних види оптичних систем посадки: СП з використанням методів обробки зображення та СП з використанням методів обробки положення [8]. В СП з обробкою зображень відбувається визначення відносного положення ПС, шляхом вимірювання відносних координат візуальних орієнтирів та співставлення їх з необхідними. В СП з обробкою положення відбувається визначення просторового положення та позиції кількох камер, жорстко зв'язаних з ПС, відносно візуальних орієнтирів з відомими розмірами та координатами. До переваг ОСП можна віднести можливість визначення відносного кутового положення ПС відносно площини посадки, а до недоліків – необхідність точного калібрування камер, складні алгоритми обробки зображень, вплив погодних умов, необхідність наявності унікальних візуальних орієнтирів в зоні посадки.

Системи посадки з використанням супутникової навігаційної системи відносяться до інструментальних неточних СП. Їх робота полягає в побудові схеми посадки по визначеній кількості контрольних точок (пунктів маршрутів) з визначеними географічними координатами [9]. До переваг можна віднести відносну автономність, оскільки дана система не потребує встановлення додаткового обладнання в зоні посадки. До основних недоліків можна віднести необхідність використання систем функціональних доповнень для забезпечення необхідної точності, необхідність інтегрування бортової апаратури СНС в бортову обчислювальну систему управління польотом, необхідність видимості супутників.

Лазерна курсоглісда система посадки на ефекті розсіювання [10] відноситься до точних візуальних систем посадки. Її робота полягає у формуванні умовних площин курсу посадки та глісади зниження за допомогою лінійних орієнтирів в вигляді світлових променів, які жорстко зв'язані з ЗПС. До основних переваг СП даного типу

можна віднести раннє встановлення візуального контакту з ЗПС, скорочення часу оцінки просторового положення літака та створення умов для наглядного сприйняття зміщення ПС відносно лінії глісади. До недоліків СП даного типу можна віднести суб'єктивність в оцінці просторового положення ПС та його відхилення від лінії глісади, неможливість автоматизації та контролю за процесом посадки з землі.

Лазерну курсоглісадну систему посадки прямого бачення [10] можна віднести як до точних інструментальних, так і до точних візуальних СП. В СП даного типу глісада посадки формується за допомогою триколірової курсоглісади в вигляді просторово керованого світлового коридору. Також система забезпечує оптичну локацію ПС в кольорових зонах глісади. Лазерні курсоглісадні системи посадки прямого бачення в залежності від обладнання, що використовується, дозволяють забезпечити різні категорії посадки: від II до III категорії. До переваг СП даного типу можна віднести наступне: можливість цілодобового використання, висока контрастність, можливість автоматизації та контролю за процесом з землі. До недоліків СП даного типу можна віднести: необхідність використання каналу передачі інформації для формування сигналу про відхилення ПС, а також складна система встановлення наземних маяків.

Таким чином, основною задачею будь-якої системи посадки ПС є забезпечення точного виведення ПС в зону посадки з визначеними параметрами його руху та доуправління ПС в процесі заходу на посадку для забезпечення оптимальної траєкторії його зниження та посадки. Для цього, система посадки має забезпечувати вимірювання положення ПС та його просторового положення відносно площини посадки. Аналіз існуючих систем посадки показав, що більшість з них забезпечують лише визначення положення ПС відносно площини посадки та не забезпечують визначення його просторового положення в процесі заходу на посадку.

Мета дослідження

Розвиток авіаційної галузі, розширення обсягів авіаперевезень, розширення сфер застосування БПЛА веде до потенційного зниження безпеки та ефективності польотів ПС. При цьому одним з найнебезпечніших етапів польоту є посадка повітряного судна. Для підвищення безпеки та ефективності посадки використовуються системи посадки, які призначені для визначення положення ПС в процесі посадки та надання сигналів на доуправління ПС. На даний момент розроблено різноманітні системи посадки, які характеризуються власними перевагами та недоліками, які і визначають сферу їх застосування. Одними з найнебезпечніших факторів в процесі посадки є посадка з креном або тангажем, що призводить до зіткнення окремих частин ПС з поверхнею ЗПС, а також, недостатня точність витримування глісади посадки, що веде до недольоту чи перельоту ЗПС, що може призвести до зіткнення ПС з місцевістю та викочування ПС за межі ЗПС. Існуючі системи посадки характеризуються відносно високою точністю визначення положення ПС відносно глісади посадки, при цьому не забезпечують визначення кутового просторового положення ПС в процесі посадки. Таким чином постає питання в розробці системи посадки, яка б дозволила підвищити точність вимірювання відхилення ПС від глісади, а також, забезпечила вимірювання кутового положення ПС в процесі посадки з високою точністю та чутливістю. Ціллю даної роботи є розробка математичної моделі поляриметричної системи посадки ПС.

Викладення основного матеріалу дослідження

Оптичні та оптико-механічні методи вимірювання є одними з найточніших та використовуються в багатьох галузях науки та виробництва. Оптичні методи вимірювання характеризуються високою точністю та наочністю, а оптичні вимірювання відносяться до вимірювань найвищої точності. Одним з найточніших

оптичних методів вимірювання є поляриметричний метод вимірювання. Він характеризується вимірюванням поляризаційних характеристик випромінювання при взаємодії з досліджуваним об'єктом. При цьому використання компенсаційного методу проведення вимірювання дозволяє забезпечити високу чутливість. До основних переваг поляризаційних методів вимірювання можна віднести простоту та малі габарити вимірювальної системи, невисокі вимоги до якості оптичних деталей, окрім поляризаційних елементів. До основних недоліків поляризаційних методів вимірювання відноситься зміна параметрів поляризованого випромінювання в процесі заломлення та відбивання випромінювання елементами середовища розповсюдження. Застосування поляриметричного методу вимірювання для визначення положення ПС та його кутового просторового положення в процесі заходу на посадку можливе внаслідок використання діелектричної плоскопаралельної ізотропної пластини в оптичному каналі вимірювання. Діелектрична пластина забезпечує поворот площини поляризації відбитого та двічі заломленого променя, який пояснюється формулами Френеля. Залежність азимуту площини поляризації двічі заломленого променя від азимуту площини поляризації падаючого на пластину лінійно поляризованого випромінювання та його просторового кута падіння має наступний вид:

$$\varphi_d = \arctg(\cos^2(i - r) \cdot \tg(\varphi_e)) \quad (1)$$

де i – просторовий кут падіння лінійно поляризованого випромінювання, r – кут заломлення випромінювання, φ_e – азимут площини поляризації падаючого лінійно поляризованого випромінювання φ_d – азимут площини поляризації двічі заломленого випромінювання.

Розробка та створення поляриметричної системи посадки передбачає розробку та створення блоку випромінювання, який буде розміщуватись на поверхні площини посадки та буде формувати глісаду поляриметричної системи посадки, та блоку вимірювання, який буде розміщуватись на борту ПС та буде забезпечувати визначення пілотажно-навігаційних параметрів руху ПС в процесі його заходу на посадку. Схема формування глісади поляриметричної системи посадки приведена на рис. 2.

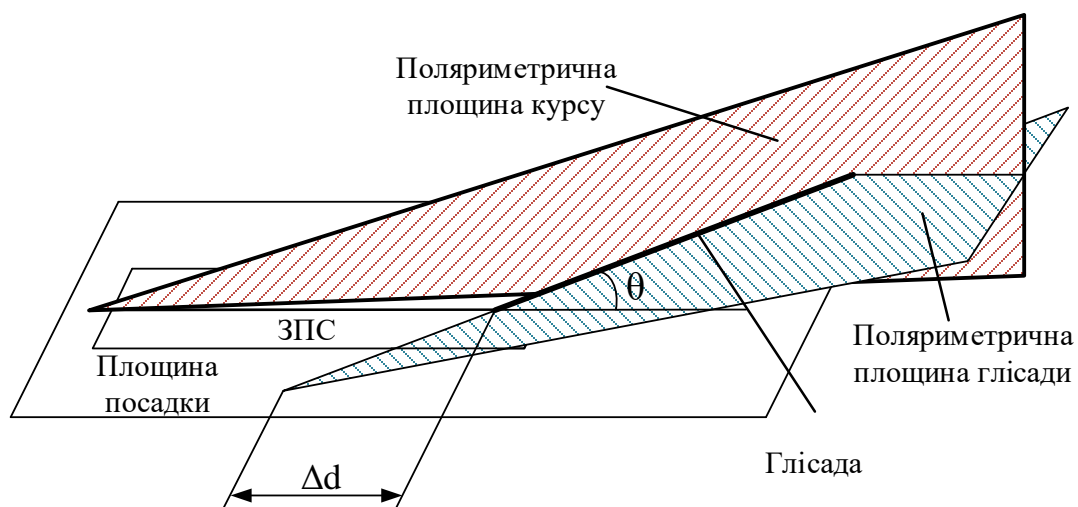


Рис. 2. Схема поляриметричного принципу формування глісади посадки.

Глісада поляриметричної системи посадки формується як лінія перетину поляриметричних площин курсу та глісади. Поляриметрична площина курсу

формується випромінювачем, який розміщений на лінії симетрії ЗПС, за її межами. Поляриметрична площина глісади формується випромінювачем, який розміщений збоку від ЗПС, за її межами на відстані Δd від точки оптимального приземлення. При цьому поляриметрична площина глісади формується в результаті розсіювання плоскополяризованого випромінювання в горизонтальній площині під кутом нахилу глісади з мінімальним кутом розходження в вертикальній площині. А поляриметрична площина курсу формується в результаті розсіювання плоскополяризованого випромінювання в вертикальній площині з мінімальним кутом розходження в горизонтальній площині. При цьому забезпечується поворот поляриметричної площини курсу навколо вертикальної осі, а поляриметричної площини глісади навколо поперечної осі з одночасним поворотом площини поляризації випромінювання. Це дозволяє однозначно зв'язати напрямок випромінювання з азимутом площини поляризації падаючого променя. Таким чином, глісада зниження характеризується «нульовим» азимутом площини поляризації падаючого випромінювання в курсовому та глісадному каналах. Відхилення ПС від глісади приводить до приймання бортовим обладнанням променів з відмінним від «нульового» азимутом площини поляризації та певним кутом падіння випромінювання в горизонтальній та вертикальній площинах. Визначення плоских кутів падіння променів в курсовому та глісадному каналах та їх азимуту площини поляризації дозволить однозначно визначити кутове просторове положення ПС та його відхилення від глісади посадки.

Поляриметрична система посадки ПС складається з двох каналів: курсового та глісадного, які мають ідентичну структуру. Блок схема такого каналу зображена на рис. 3. Один канал поляриметричної системи посадки складається з блоку випромінювання I та блоку вимірювання II. Блок випромінювання складається з двох каналів, азимуту площини поляризації яких відрізняються на визначену величину. Також забезпечується відставання напрямку випромінювання другого каналу від першого на визначену величину ΔT .

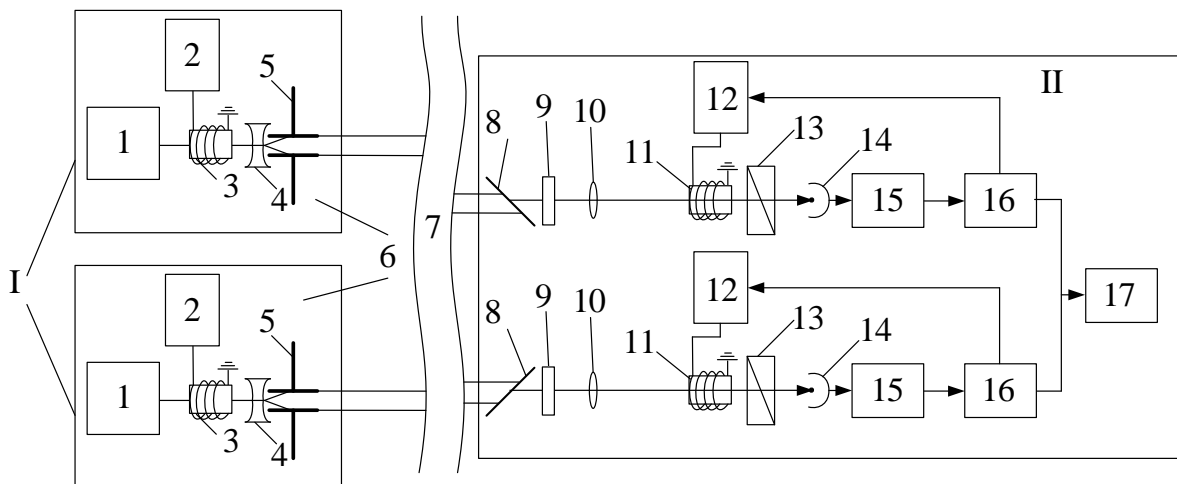


Рис. 3. Блок схема одного каналу роботи поляриметричної системи посадки

На рис. 4 зображена залежність азимуту площини поляризації випромінювання від напрямку випромінювання в першому та другому каналах та графік зміни напрямку випромінювання в першому та другому каналах у часі. Блок вимірювання влаштований таким чином, що здійснює вимірювання з певною дискретністю τ , яка на порядок менша від величини ΔT та здійснює програмний аналіз вимірюваних величин. Вимірювання в блоці вимірювання відбуваються безперервно з дискретним записом

даних для обчислень. Коли надходить перший «піковий» імпульс – він записується для обчислення, а сигнал, який надходить через проміжок часу ΔT – вважається сигналом від другого каналу блоку випромінювання. Блок вимірювання складається з двох ідентичних каналів, які відрізняються кутом установки діелектричної пластини.

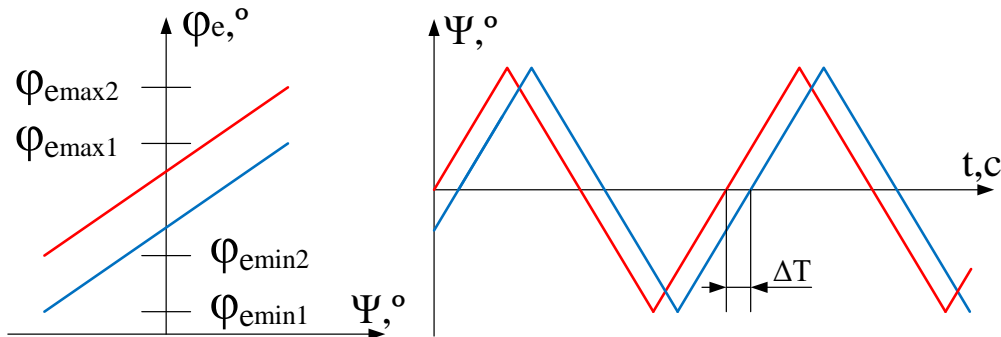


Рис. 4. Графіки залежності азимуту площини поляризації випромінювання від напрямку випромінювання та залежності напрямку випромінювання в часі в першому та другому каналах.

Опишемо принцип роботи одного каналу поляриметричної системи посадки. В кожному з каналів блоку випромінювання відбувається наступне. Джерело випромінювання 1 випромінює лінійно поляризований промінь визначеної довжини хвилі з визначеним азимутом площини поляризації, який проходить через комірку Фарадея 3. Комірка Фарадея забезпечує поворот площини поляризації променю відповідно до керуючих сигналів, які надходять від звукового генератора 2. Промінь після проходження комірки Фарадея проходить через розсіювальну лінзу 4 та щільну діафрагму 5, які забезпечують розсіювання лінійно поляризованого випромінювання з визначеними апертурами розсіювання в горизонтальній та вертикальній площинах. Кожний з двох каналів випромінювання розміщується на платформі 6, яка забезпечує поворот напрямку випромінювання відповідно до сигналу від звукового генератора 2. Це забезпечує однозначний зв'язок між напрямком випромінювання та азимутом площини поляризації променя, що випромінюється. Промінь проходить через середовище розповсюдження 7 та падає на діелектричні пластини 8 каналів блоку вимірювання. В кожному із каналів блоку вимірювання відбувається наступне. Після проходження пластин 8 двічі заломлений промінь проходить через оптичний фільтр 9 та фокусуючу лінзу 10 та фокусується на модулятор 11. Модулятор 11 здійснює модуляцію поляризованого випромінювання в змінному магнітному полі для підвищення чутливості вимірювання відповідно до керуючих сигналів, що надходять від звукового генератора 12. Після модулятора промінь надходить на аналізатор 13 та фотодетектор 14, де відбувається визначення азимуту площини поляризації двічі заломленого променя та перетворення його значення в електричний сигнал. Електричний сигнал після фотодетектора надходить в вузькосмуговий підсилювач 15, де відбувається його підсилення. Синхронний детектор 16 забезпечує компенсаційний метод проведення вимірювань та подає сигнал доуправління на звуковий генератор 12. Після синхронного детектора електричний сигнал надходить в обчислювальну систему 17, де відбуваються математичні обчислення та визначення пілотажно-навігаційних параметрів руху ПС в процесі його заходу на посадку.

Алгоритм роботи поляриметричної системи посадки.

Крок 1. Задати характеристики злітно-посадкової смуги (ЗПС), на яку відбувається посадка: кут нахилу глісади θ_0 та курс ЗПС ψ_0 .

Крок 2. Задати параметри роботи поляриметричної системи посадки: кути установки діелектричних пластин в горизонтальній та вертикальній площинах $i_{pl.h1}$, $i_{pl.h2}$, $i_{pl.v1}$, $i_{pl.v2}$; «нульовий» азимут площини поляризації випромінювання в курсовому та глісадному каналах φ_{0g} , φ_{0c} , показник заломлення матеріалу діелектричної пластини n та різницю азимутів площини поляризації падаючого променя в першому та другому каналах випромінювання δ .

Крок 3. Виміряти та передати в блок обчислення азимуту двічі заломлених променів першого (φ_{d0}) та другого (φ_{d1}) каналів блоку випромінювання для курсового та глісадного каналів у двох каналах вимірювання.

Крок 4. Визначити різницю (Δ) між азимутами двічі заломлених променів у першому та другому каналах блоку випромінювання: $\Delta = \varphi_{d1} - \varphi_{d0}$ для курсового та глісадного каналів в двох каналах вимірювання.

Крок 5. Визначити значення коефіцієнтів A для курсового та глісадного каналів у двох каналах вимірювання:

$$A = \frac{1 + \frac{\operatorname{tg} \Delta}{\operatorname{tg} \varphi_{d0}}}{1 - \operatorname{tg} \varphi_{d0} \operatorname{tg} \Delta}.$$

Крок 6. Визначити значення азимуту площини поляризації падаючого випромінювання (φ_{e1} та φ_{e2}) для курсового та глісадного каналів у двох каналах вимірювання:

$$\varphi_{e1} = \operatorname{arctg} \left(\frac{-(1-A) + \sqrt{(1-A)^2 - 4 \cdot A \cdot \operatorname{tg}^2 \delta}}{2 \cdot A \cdot \operatorname{tg} \delta} \right);$$

$$\varphi_{e2} = \operatorname{arctg} \left(\frac{-(1-A) - \sqrt{(1-A)^2 - 4 \cdot A \cdot \operatorname{tg}^2 \delta}}{2 \cdot A \cdot \operatorname{tg} \delta} \right).$$

Крок 7. Обрати в якості значення азимуту площини поляризації падаючого випромінювання з урахуванням наступної умови для курсового та глісадного каналів у двох каналах вимірювання:

$$\varphi_e = \begin{cases} \varphi_{e1} & \text{if} \left(\left| 1 - \frac{\operatorname{tg} \varphi_{d0}}{\operatorname{tg} \varphi_{e1}} \right| < \left| 1 - \frac{\operatorname{tg} \varphi_{d0}}{\operatorname{tg} \varphi_{e2}} \right| \& \frac{\operatorname{tg} \varphi_{d0}}{\operatorname{tg} \varphi_{e1}} < 1 \right) \\ \varphi_{e2} & \text{if} \left(\left| 1 - \frac{\operatorname{tg} \varphi_{d0}}{\operatorname{tg} \varphi_{e2}} \right| < \left| 1 - \frac{\operatorname{tg} \varphi_{d0}}{\operatorname{tg} \varphi_{e1}} \right| \& \frac{\operatorname{tg} \varphi_{d0}}{\operatorname{tg} \varphi_{e2}} < 1 \right) \end{cases}.$$

Крок 8. Визначити значення просторових кутів падіння випромінювання на діелектричну пластину (i_1 , i_2) для курсового та глісадного каналів у двох каналах вимірювання:

$$i_1 = \operatorname{arctg} \left(\frac{-\sin \left(\arccos \left(-\sqrt{\frac{\operatorname{tg}(\varphi_d)}{\operatorname{tg}(\varphi_e)}} \right) \right) \cdot n}{n \cdot \sqrt{\frac{\operatorname{tg}(\varphi_d)}{\operatorname{tg}(\varphi_e)}} + 1} \right), \quad i_2 = \operatorname{arctg} \left(\frac{\sin \left(\arccos \left(\sqrt{\frac{\operatorname{tg}(\varphi_d)}{\operatorname{tg}(\varphi_e)}} \right) \right) \cdot n}{n \cdot \sqrt{\frac{\operatorname{tg}(\varphi_d)}{\operatorname{tg}(\varphi_e)}} - 1} \right).$$

Крок 9. Обрати значенням просторового кута падіння випромінювання на діелектричну пластину з урахуванням наступної умови для курсового та глісадного каналів у двох каналах вимірювання:

$$i = \begin{cases} i_1 & \text{if } (i_1 > 0 \ \& \ i_2 < 0) \\ i_2 & \text{if } (i_2 > 0 \ \& \ i_1 < 0) \end{cases}$$

Крок 10. Визначити плоскі кути падіння випромінювання на діелектричну пластину ($i_{h.g}$, $i_{v.g}$, $i_{h.c}$, $i_{v.c}$) для курсового та глісадного каналів, шляхом розв'язання наступної системи рівняння за допомогою метода Гаусса-Зейделя:

$$\begin{cases} i_h = \arctg \left(\sqrt{tg^2(i_1) - tg^2(i_v + i_{pl.v.1})} \right) - i_{pl.h.1} \\ i_v = \arctg \left(\sqrt{tg^2(i_2) - tg^2(i_g + i_{pl.g.2})} \right) - i_{pl.v.2} \end{cases},$$

де i_1 , i_2 – просторові кути падіння випромінювання в першому та другому каналах вимірювання, відповідно.

В результаті виконання кроків Крок 3 – Крок 10 відбувається визначення азимуту площини поляризації падаючого променя у двох глісадних каналах (φ_{e1g} , φ_{e2g}) та двох курсових каналах (φ_{e1k} , φ_{e2k}), плоских кутів падіння в горизонтальній та вертикальній площинах для курсового ($i_{h.k}$, $i_{v.k}$) та для глісадного ($i_{h.g}$, $i_{v.g}$) каналів вимірювання.

Крок 12. Визначити кутове положення ПС в процесі посадки: кут крену γ , кут тангажу ν , кут курсу ψ , кутове відхилення від лінії глісади по курсу $\Delta\psi$, кутове відхилення від лінії глісади по глісаді $\Delta\theta$:

$$\begin{aligned} \Delta\psi &= \frac{\varphi_{e1k} - \varphi_{e2k}}{2}; \\ \Delta\theta &= \frac{\varphi_{e1g} - \varphi_{e2g}}{2}; \\ \gamma &= \frac{\varphi_{e1g} + \varphi_{e2g} + \varphi_{e1k} + \varphi_{e2k} - 2 \cdot \varphi_{0h} - 2 \cdot \varphi_{0k}}{4}; \\ \vartheta &= \Delta\theta + i_{h.h} + \theta_0; \\ \psi &= \Delta\psi + i_{v.k} + \psi_0. \end{aligned}$$

Дані про параметри руху ПС в процесі посадки, отримані в результаті роботи поляриметричної системи посадки надходять в систему управління ПС для здійснення директорного чи автоматичного управління з метою підвищення ефективності та безпеки посадки ПС.

Висновки

В роботі проведений аналіз існуючих системи посадки ПС та виявлено, що основним напрямком підвищення ефективності посадки ПС є підвищення точності вимірювання відхилення ПС від глісади, а також, забезпечення вимірювання кутового положення ПС в процесі посадки з високою точністю та чутливістю. Для вирішення даного питання в роботі запропонований поляриметричний принцип формування лінії глісади, а також модель поляриметричної системи посадки. Також, в роботі приведений

алгоритм роботи поляриметричної системи посадки. Запропонована система потенційно дозволяє визначати як навігаційні, так і пілотажні параметри польоту ПС: кутове просторове положення та відхилення від траєкторії посадки, з високою точністю та чутливістю. Визначення лінійних відхилень ПС від лінії глісади потребує вимірювання дальності до площини посадки та проведення додаткових розрахунків. Запропонована система посадки забезпечує високу точність вимірювання внаслідок використання поляриметричного методу вимірювання, а високу чутливість – внаслідок використання модулятора в блоці вимірювання та компенсаційного методу проведення вимірювання.

Результати даної роботи можуть бути застосовані при створенні та впровадженні поляриметричної системи посадки ПС. Теоретичним результатом даної роботи є розробка математичної моделі поляриметричної системи посадки, яка може бути використана для подальшого моделювання роботи системи з метою визначення оптимальних параметрів її роботи. Практичним результатом даної роботи може бути створення поляриметричної системи посадки. Створення поляриметричної системи посадки вимагає додаткових теоретичних та практичних досліджень. У статті відображений черговий теоретичний етап дослідження питання використання поляриметричних технологій вимірювання для створення високоефективної системи посадки повітряних суден.

Список використаної літератури

1. Annual Report of the ICAO Council: 2017: веб-сайт. URL: <https://www.icao.int/annual-report-2018/Pages/default.aspx> (дата звернення 20.05.2020).
2. Accident Statistics: веб-сайт. URL: <https://www.icao.int/safety/iStars/Pages/Accident-Statistics.aspx> (дата звернення 20.05.2020)
3. Statistical Summary of Commercial Jet Airplane Accidents. Worldwide Operations 1959-2018: веб-сайт. URL: http://www.boeing.com/resources/boeingdotcom/company/about_bca/pdf/statsum.pdf (дата звернення 20.05.2020)
4. Кащишин О. Л., Васюта К. С., Ківшар О. А., Долина М. П. Сучасний стан та перспективи розвитку радіолокаційних систем посадки. *Наука і техніка Повітряних Сил Збройних Сил України*. 2019. № 1(34). С. 39–45.
5. Instrument Landing System (ILS): веб-сайт. URL: [https://www.skybrary.aero/index.php/Instrument_Landing_System_\(ILS\)](https://www.skybrary.aero/index.php/Instrument_Landing_System_(ILS)) (дата звернення 20.05.2020).
6. Transponder Landing System: веб-сайт. URL: <http://www.anpc.com/transponder-landing-system/> (дата звернення 20.05.2020).
7. Principle of MLS Operation: веб-сайт. URL: <http://landingsystem.com/mls/principle-of-mls-operation/> (дата звернення 20.05.2020).
8. Gibert V., Burlion L., Chriette A., Boada J., Plestan F. A New Observer for Range Identification in Perspective Vision Systems. *Advances in Aerospace Guidance, Navigation and Control*. 2015. P. 401–412. DOI: 10.1007/978-3-319-17518-8_23
9. GBAS Landing System (GLS): веб-сайт. URL: [https://www.skybrary.aero/index.php/GBAS_Landing_System_\(GLS\)](https://www.skybrary.aero/index.php/GBAS_Landing_System_(GLS)) (дата звернення 20.05.2020).
10. Олихов И., Столяров Г., Степанов В. Лазерные курсо-глиссадные системы посадки воздушных судов. *Электроника. Наука. Технология. Бизнес*. 2013. №5. С. 124–132. URL: http://www.electronics.ru/files/article_pdf/3/article_3784_855.pdf (дата звернення 20.05.2020).

References

1. Annual Report of the ICAO Council: 2017: website. Retrieved from <https://www.icao.int/annual-report-2018/Pages/default.aspx> (Access mode: 20.05.2020).
2. Accident Statistics: website. Retrieved from <https://www.icao.int/safety/iStars/Pages/Accident-Statistics.aspx> (Access mode: 20.05.2020).
3. Statistical Summary of Commercial Jet Airplane Accidents. Worldwide Operations 1959-2018: website. Retrieved from http://www.boeing.com/resources/boeingdotcom/company/about_bca/pdf/statsum.pdf (Access mode: 20.05.2020).
4. Kashchyshyn, O. L., Vasiuta, K. S., Kivshar, O. A., & Dolyna, M. P. (2019). Suchasnyi stan ta perspektyvy rozvytku radiolokatsiinykh system posadky. *Nauka i tekhnika Povitrianykh syl Zbroinykh Syl Ukrainy*. 1(34), 39–45.
5. Instrument Landing System (ILS): веб-сайт. Retrieved from [https://www.skybrary.aero/index.php/Instrument_Landing_System_\(ILS\)](https://www.skybrary.aero/index.php/Instrument_Landing_System_(ILS)) (Access mode: 20.05.2020).
6. Transponder Landing System: веб-сайт. Retrieved from <http://www.anpc.com/transponder-landing-system/> (Access mode: 20.05.2020).
7. Principle of MLS Operation: website. Retrieved from <http://landingsystem.com/mls/principle-of-mls-operation/> (Access mode: 20.05.2020).
8. Gibert, V., Burlion, L., Chriette, A., Boada, J., & Plestan, F. A New Observer for Range Identification in Perspective Vision Systems. *Advances in Aerospace Guidance, Navigation and Control*. 2015. P. 401–412. DOI: 10.1007/978-3-319-17518-8_23
9. GBAS Landing System (GLS): website. Retrieved from [https://www.skybrary.aero/index.php/GBAS_Landing_System_\(GLS\)](https://www.skybrary.aero/index.php/GBAS_Landing_System_(GLS)) (Access mode: 20.05.2020).
10. Olihov I., Stolyarov G., Stepanov V. Lazernyye kursoglissadnyie sistemi posadki vozdushnyih sudov. *Elektronika.Nauka. Tehnologiya. Biznes*, 2013, №5, S. 124 – 132. Retrieved from http://www.electronics.ru/files/article_pdf/3/article_3784_855.pdf (Access mode: 20.05.2020).

Клочан Арсен Євгенійович – аспірант кафедри інформаційно-аналітичної діяльності та інформаційної безпеки Національного транспортного університету, e-mail: varsenchuk@gmail.com, ORCID: 0000-0002-4225-9382.