

**МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ УКРАЇНИ
НАЦІОНАЛЬНИЙ АВІАЦІЙНИЙ УНІВЕРСИТЕТ
ФАКУЛЬТЕТ АЕРОНАВІГАЦІЇ, ЕЛЕКТРОНІКИ ТА ТЕЛЕКОМУНІКАЦІЙ
Кафедра авіоніки**

ДОПУСТИТИ ДО ЗАХИСТУ

Завідувач кафедри

Грищенко Ю.В.

“ _____ ” _____ 2022 р.

**КВАЛІФІКАЦІЙНА РОБОТА
(ПОЯСНЮВАЛЬНА ЗАПИСКА)**

ВИПУСКНИКА ОСВІТНЬОГО СТУПЕНЯ МАГІСТРА

СПЕЦІАЛЬНІСТЬ 173 «Авіоніка ОПП. Комплекси пілотажно-навігаційного
обладнання»

Тема: **ЛАЗЕРНА КУРСОГЛІСАДНА СИСТЕМА ПОСАДКИ ЛІТАКА**

Виконав: _____ Олександр САМУСЬ

Керівник: _____ к.т.н., доцент Олександр СЛОБОДЯН

Консультанти з розділів:

Охорона праці _____ (_____)

Охорона навколишнього середовища (_____)

Нормоконтролер: _____ Василь ЛЕВКІВСЬКИЙ

Київ 2022

НАЦІОНАЛЬНИЙ АВІАЦІЙНИЙ УНІВЕРСИТЕТ

Факультет аеронавігації, електроніки та телекомунікацій
Кафедра авіоніки

Спеціальність 173 «Авіоніка ОПП. Комплекси пілотажно-навігаційного
обладнання»

ЗАТВЕРДЖУЮ

Завідувач кафедри

_____ (Грищенко Ю.В.)

«_____» _____ 2022 р.

ЗАВДАННЯ

на виконання кваліфікаційної роботи

САМУСЯ ОЛЕКСАНДРА ВОЛОДИМИРОВИЧА

(прізвище, ім'я, по батькові випускника в родовому відмінку)

1. Тема кваліфікаційної роботи «Лазерна курсоглісна система посадки літака»

затверджена наказом ректора від « » 2022р. № ____/ст.

2. Термін виконання роботи (проекту): з 05.09.22 по 30.11.22.

3. Вихідні дані до роботи: Лазерна курсоглісна система посадки літака на напівпровідниковому багатокольоровому лазері. Довжини робочих хвиль: 0,51; 0,56; 0,62 нм, потужність випромінювання лазера 1 Вт. Умови польоту: складі метеоумови, димка, туман, ніч.

4. Зміст пояснювальної записки (перелік питань, що їх належить розробити): Аналітичний огляд ефективності застосування лазерних систем в ЦА. Принципи побудови лазерних навігаційних систем та посадки літаків. Технічне рішення для ЛСП на скануючому напівпровідниковому лазері. Методика оцінки граничної дальності видимості маяків і просторових орієнтирів ЛСП. Охорона праці. Охорона навколишнього середовища.

5. Перелік обов'язкового графічного матеріалу (з точним визначенням обов'язкових рисунків, діаграм, таблиць тощо):

КАЛЕНДАРНИЙ ПЛАН

№ п/п	Етапи виконання кваліфікаційної роботи	Термін виконання етапів	Примітка
1.	Розділ 1. Аналітичний огляд ефективності застосування лазерних систем в ЦА.		
2.	Розділ 2. Принципи побудови лазерних навігаційних систем та посадки літаків.		
3.	Розділ 3. Технічне рішення для ЛСП на скануючому напівпровідниковому лазері.		
4.	Розділ 4. Методика оцінки граничної дальності видимості маяків і просторових орієнтирів ЛСП.		
5.	Розділ 5. Охорона праці.		
6.	Розділ 6. Охорона навколишнього середовища.		
7.	Підготовка графічного матеріалу презентації		

6. Консультанти з окремих розділів проекту (роботи):

Розділ	Консультант (посада, П.І.Б.)	Дата, підпис	
		Завдання видав	Завдання прийняв
Охорона праці			
Охорона навколишнього середовища			

7. Дата видачі завдання _____

Керівник (підпис)

Завдання прийняв до виконання _____
(підпис студента)

Дата _____

Реферат

Пояснювальна записка до кваліфікаційної роботи “Лазерна курсоглісадна система посадки літака” 137 сторінок, 38рис., 0таблиць, 20використаних джерел.

ЛІТАК, СИСТЕМА ПОСАДКА, ЛАЗЕР, РАДІОМАЯК, ГЛІСАДА;ЗЛІТНО-ПОСАДОЧНА СМУГА, СИСТЕМА ВІДОБРАЖЕННЯ

Об’єкт дослідження – лазерні засоби курсоглісадної системи посадки, предмет дослідження – оцінкаобмежувальної дальності видимості маяків і просторових орієнтирів лазерної системи посадки.

Мета дипломної роботи – дослідження комплексного застосування лазерних та оптоелектронних систем літаків цивільної авіації, які здійснюють польоти в зонах підвищеного ризику.

Методи дослідження – математичні методи аналізу та статистичні методи визначення електромагнітного сигналу.

Установлено, що лазерна курсоглісаднасистема посадки відповідає вимогам забезпечення посадки по II і III категоріям ІСАО. Завдяки вузькій діаграмі спрямованості зростає точність формування глісад, створів і секторів. Істотно вище у них і ККД, оскільки ЛЗНО не потребує колірних вузькосмугових фільтрів та застосовує напівпровідниковий лазер, що значно зменшує потужність споживання електричної енергії.

Матеріали роботи рекомендується використовувати у навчальному процесі та в практичній діяльності фахівців в області оптоелектроніки та аеронавігації.

Прогнозні припущення щодо розвитку об’єкта дослідження – синтез оптимальної структури побудови формування інформаційного поля лазерної системипосадки на дисплеях літака.

Прогнозні припущення щодо розвитку об'єкта дослідження – синтез оптимальної структури електричної схеми обробки сигналів з датчика відповідно до вимог сучасного обладнання літака.

Список умовних скорочень

БПРМ – ближній приводний радіомаяк

ЗПС – злітно-посадочна смуга

ПС – повітряне судно

ЦА – цивільна авіація

ДПРМ – дальній приводний радіомаяк

ККД – коефіцієнт корисної дії

ДПЛА – дистанційно пілотований літальний апарат

ЛМ – лазерний маяк

ГКП – група керівників польотами

РТЗ – радіотехнічне забезпечення

ЛЗНО – лазерні засоби навігаційного обладнання

ВВІ – вогні високої інтенсивності

ОКГ – оптичний квантовий генератор

ВМІ – огни малої інтенсивності

ОСП – оптична система посадки

МДВ – метеорологічна дальність видимості

ССМ – скануючий світловий маяк

ССО – світлосигнальне обладнання

ВЛСП – візуальні лазерні системи посадки

ЛДВШ – лазерний доплерівський вимірювач швидкості

ПЛЭН – напівпровідниковий лазер з електронною накачкою

ЛКГСП – лазерна курсоглісадна система посадки

ВПР – висота прийняття рішення

СНЛЕН – скануючий напівпровідниковий лазер з електронно-променевою накачкою.

ЗМІСТ

ВСТУП	
Розділ 1. АНАЛІТИЧНИЙ ОГЛЯД ЕФЕКТИВНОСТІ ЗАСТОСУВАННЯ ЛАЗЕРНИХ СИСТЕМ В ЦИВІЛЬНОЇ АВІАЦІЇ	
1.1 Лазерна локація	
1.2. Лазерні далекоміри	
1.3. Лазерні доплерівські вимірювачі швидкості літальних апаратів	
1.4. Лазерні висотоміри	
1.5. Лазерні курсо-глісадні системи	
Розділ 2. ПРИНЦИПИ ПОБУДОВИ ЛАЗЕРНИХ СИСТЕМ НАВІГАЦІЇ ТА ПОСАДКИ ЛІТАКІВ	
2.1. Аналітичний огляд лазерних систем навігації та посадки	
2.2. Оцінка ефективності лазерних курсоглісадних систем посадки	
2.3. Оцінка медико-біологічної безпеки льотного складу при використанні лазерних курсоглісадних систем посадки	
2.4. Аналіз поглинання та розсіювання лазерного випромінювання в атмосфері	
2.5. Розрахунок потужності лазерних випромінювачів системи посадки під час роботи в реальних умовах аеродромів	
2.6 Методика інженерного розрахунку потужності лазерного випромінювача	
Розділ 3. ТЕХНІЧНІ РІШЕННЯ ДЛЯ ЛАЗЕРНОЇ СИСТЕМИ ПОСАДКИ НА СКАНУЮЧОМУ НАПІВПРОВІДНИКОВОМУ ЛАЗЕРІ	

3.1. Візуальні лазерні курсоглісадні системи посадки повітряних суден	
3.1.1. Лазерні курсоглісадні системи посадки на ефекті розсіювання	
3.1.2. Лазерні курсоглісадні системи посадки прямої видимості	
3.2. Блок схема лазерної системи посадки	
3.3. Система відображення польотної інформації	
Розділ 4. МЕТОДИКА ОЦІНКА ГРАНИЧНОЇ ДАЛЬНОСТІ ВИДИМОСТІ МАЯКІВ І ПРОСТОРОВИХ ОРІЄНТИРІВ ЛСП	
4.1. Особливості розрахунку дальності видимості лазерних маяків та просторових орієнтирів	
4.2. Порядок розрахунку дальності видимості лазерних маяків та просторових орієнтирів	
4.3. Розрахунок яскравості розсіяного вперед випромінювання маяків курсоглісадної системи	
Розділ 5. ОХОРОНА ПРАЦІ	
5.1. Перелік небезпечних і шкідливих виробничих факторів	
5.2. Організаційні і технічні заходи щодо виключення або зменшення рівня небезпечних та шкідливих виробничих факторів	
5.3. Заходи пожежної і вибухової безпеки	
Розділ 6. ОХОРОНА НАВКОЛИШНЬОГО СЕРЕДОВИЩА	
6.1. Екологічна експертиза	
6.2. Технічно-організаційні заходи щодо зниження забруднення навколишнього середовища	
ВИСНОВОК	
Список використаних джерел	

ВСТУП

Навігаційні польоти сучасних літальних апаратів забезпечуються радіотехнічними та космічними засобами. Проте, їхня безпека пов'язана саме зі світлосигнальним обладнанням, що і визначає його інтенсивний розвиток та вдосконалення за рахунок використання сучасних електронних приладів. Поряд із широким вибором сучасних систем в авіабудуванні в останні роки використовуються лазерні та телевізійні системи, що дозволяють бачити пілоту злітно-посадочну смугу (ЗПС) в умовах обмеженої видимості, а також пристрої, що виводять інформацію з приладів на лобове скло кабіни, на якому відображається, незважаючи на погану видимість, світлосигнальна картина аеродрому, тощо. Голографічний індикатор посадки створює перед льотчиком у кабіні тривимірне зображення аеродрому з ЗПС відповідно до фактичного положення літального апарату щодо ЗПС в даний момент часу.

Для нормальної роботи пілотів необхідно, щоб світлосигнальні пристрої створювали достатньо інформативні та сприятливі зовнішні умови (без дискомфорту, з достатнім рівнем освітленості), потрібну кольоровість та переривчастість світлового сигналу.

Грунтуючись на вже розроблених положеннях теорії радіолокації, лазерна локація, у свою чергу, стимулювала розвиток нових важливих наукових напрямів, які зробили суттєвий внесок у загальну проблему лідарних систем. У перших роботах, присвячених прийому лазерних сигналів, було показано, що з обробки останніх необхідно синтезувати нові методи та алгоритми. Цей висновок став наслідком кількох причин.

Перша, якій одразу було приділено особливу увагу, полягає у значно меншій довжині хвилі зондувального сигналу порівняно з радіолокаційним. Наслідком цього є те, що в процесі прийому значною мірою починають проявлятися ефекти, зумовлені квантовою природою електромагнітних хвиль. Для дослідження та кількісного опису цих ефектів були використані загальні принципи квантової електроніки. З цих позицій було розроблено моделі лазерних локаційних сигналів та проаналізовано вплив квантових ефектів на процес їх реєстрації.

Друга причина полягає у підвищеній інформативності оптичного сигналу в порівнянні з радіолокаційним. Це проявляється як у різкому підвищенні точності вимірювання ряду традиційних для радіолокації параметрів (кутових координат, дальності, доплерівської швидкості і т.д.), так і в тому, що в даному випадку вдається отримати важливу додаткову інформацію (наприклад, про геометричні розміри, про форму мети, про тип її поверхні). В результаті виникає необхідність як у синтезі принципово нових алгоритмів (наприклад, при оптимальній обробці просторової структури сигналу, що приймається), так і в удосконаленні традиційних (наприклад, алгоритмів побудови траєкторій при надходженні високоточних одиничних вимірів).

Третя причина пов'язана зі специфічними особливостями лазерного сигналу порівняно із звичайним оптичним випромінюванням. Висока часова когерентність лазерного сигналу призводить до різких флуктуацій інтенсивності оптичного зображення. Подібні флуктуації негативно позначаються на ефективності розпізнавання, щоб уникнути цього, необхідно розробляти спеціальні методи покращення якості лазерних зображень та синтезувати оптимальні алгоритми їх розпізнавання. Зазначений негативний ефект з лишком окупається тими новими можливостями, які відкриваються завдяки високій когерентності лазерного сигналу. Це, перш за все, топографічні та інтерферометричні методи, застосування яких дозволяє здійснити оптимальну обробку локаційного сигналу, що приймається, а також адаптивні методи.

Для створення лазерів були потрібні нові матеріали, системи охолодження та електроживлення, що раніше не застосовувалися, принципово нові оптичні пристрої для вимірювання параметрів випромінювання. Лазерна техніка стимулювала розробку нових радіоелектронних пристроїв та методів вимірювання імпульсних сигналів наносекундної тривалості. Виникла потреба у високочутливих швидкодіючих фотодетекторів як у видимому, і в інфрачервоному діапазонах довжин хвиль.

Світлосигнальні системи аеродромів повинні забезпечувати регулярність та безпеку польотів в умовах поганої видимості. Технічні складності вирішення такої задачі, а також постійне оновлення моделей повітряних суден вимагають безперервного вдосконалення світлосигнальних засобів.

Сучасні радіоелектронні засоби посадки можуть забезпечити автоматичну посадку ПС. Однак процес посадки значно здешевлюється і полегшується, якщо на останніх етапах посадки пілот вступає в зоровий контакт зі світлотехнічними засобами. Світлотехнічні засоби використовуються при закінченні зниження, вирівнюванні, приземленні, пробігу та рулюванні.

Удосконалення наземних та бортових авіаційних комплексів забезпечення польотів повітряних суден супроводжується підвищенням вимог до їх точності та експлуатаційних характеристик.

Забезпечити відповідність авіаційних систем посадки високим вимогам можливо лише за умови застосування їх у складі сучасних електронних приладів та пристроїв, що використовують нову елементну базу та нові наукові методи побудови.

Метою роботи є дослідження комплексного застосування лазерних та оптоелектронних систем для літаків цивільної авіації, що здійснюють польоти в зонах підвищеної небезпеки.

У дипломній роботі застосовуються математичні методи аналізу та методи статистичного виявлення електромагнітного сигналу випромінювання.

Розглянуто та запропоновано новітні рішення комплексного використання лазерних систем, альтернативних (доповнюють) існуючим на даний момент

радіотехнічних, як більш точних та ефективних для забезпечення безпеки польотів, а також технічні рішення щодо інформаційно-вимірювальних систем візуалізації польоту.

Безпека та регулярність польотів у цивільній авіації (ЦА) багато в чому визначаються надійністю та точністю роботи всіх систем літака. Таким чином, питання підвищення ефективності та зниження метеорологічного мінімуму є дуже актуальними.

Розділ 1

АНАЛІТИЧНИЙ ОГЛЯД ЕФЕКТИВНОСТІ ЗАСТОСУВАННЯ ЛАЗЕРНИХ СИСТЕМ В ЦИВІЛЬНОЇ АВІАЦІЇ

Вступ до розділу

Поява лазерів відразу вплинула і продовжує впливати на різні галузі науки і техніки, де стало можливим їх застосування для вирішення конкретних наукових та технічних завдань. Проведені дослідження підтвердили можливість значного поліпшення багатьох оптичних приладів та систем при використанні як джерело світла лазерів та призвели до створення принципово нових пристроїв (підсилювачі яскравості, квантові гірометри, швидкодіючі оптичні схеми та ін.). На очах одного покоління відбулося формування нових наукових та технічних напрямків – голографії, нелінійної та інтегральної оптики, лазерних технологій, лазерної хімії, використання лазерів для керованого термоядерного синтезу та інших завдань енергетики.

Унікальні властивості лазерного випромінювання забезпечили значний прогрес або призвели до нових наукових і технічних рішень. Висока монохроматичність та когерентність лазерного випромінювання забезпечують успішне застосування лазерів у спектроскопії, ініціювання хімічних реакцій, у розділенні ізотопів, у системах вимірювання лінійних та кутових швидкостей, у

всіх додатках, заснованих на використанні інтерференції, у системах зв'язку та світлолокації.

Більшість областей застосування лазерів є самостійними і широкими розділами науки або техніки і вимагає, природно, самостійного розгляду.

На цей час склалися основні напрями, якими йде використання лазерної техніки в авіації та космонавтиці.

Цими напрямками є:

1. Лазерна локація (наземна, бортова, підводна)
2. Лазерний зв'язок
3. Лазерні навігаційні прилади та системи
4. Системи відображення інформації
5. Лазерні системи посадки.

Розглянемо існуючі лазерні інформаційно-вимірювальні системи, які використовуються в цивільній авіації для підвищення надійності, ефективності та безпеки польотів літаків.

1.1.Лазерна локація

Лазерною локацією називають область оптикоелектроніки, що займається виявленням та визначенням розташування різних об'єктів за допомогою електромагнітних хвиль оптичного діапазону, що випромінюється лазерами. Об'єктами лазерної локації може бути наземні об'єкти, кораблі, ракети, супутники, промислові споруди. Принципово лазерна локація здійснюється активним методом.

Відомо, що лазерне випромінювання відрізняється від температурного тим, що воно є вузькопрямованим, монохроматичним, має велику імпульсну потужність і високу спектральну яскравість. Все це робить оптичну локацію конкурентоспроможною порівняно з радіолокацією, особливо при її використанні в космосі (де немає поглинаючої дії атмосфери) і під водою (де шари ряду хвиль оптичного діапазону існують вікна прозорості).

В основі лазерної локації, так само як і радіолокації, лежать три основні властивості електромагнітних хвиль:

1. Здатність відбиватися від об'єктів. Мета і фон, на якому вона розташована, по-різному відображають випромінювання, що впало на них. Лазерне

випромінювання відбивається від усіх предметів: металевих та неметалічних, від лісу, ріллі, води. Більше того, воно відбивається від будь-яких об'єктів, розміри яких менші за довжину хвилі, краще, ніж радіохвилі.

Це добре відомо з основної закономірності відображення, за якою слідує, що чим коротша довжина хвилі, тим краще вона відбивається. Потужність відображеного в цьому випадку випромінювання обернено пропорційна довжині хвилі в четвертому ступені. Лазерному локатору принципово властива і більша наявна здатність, ніж радіолокатору – чим коротша хвиля, тим вона вища. Тому виявлялася по мірі розвитку радіолокації тенденція переходу від довгих хвиль до коротших. Однак виготовлення генераторів радіодіапазону, що випромінюють понад короткі радіохвилі, ставало все більш складною справою, а потім і зайшло в глухий кут. Таким чином, створення лазерів відкрило нові перспективи в техніці локації.

2. Здатність поширюватися прямолінійно. Використання вузькоспрямованого лазерного променя, яким здійснюється перегляд простору, дозволяє визначити напрямок на об'єкт (пеленг мети) Цей напрямок знаходять розташування осі оптичної системи, що формує лазерне випромінювання (в радіолокації – за напрямом антени). Чим уже промінь, тим більшою точністю може бути визначений пеленг. Прості розрахунки показують – щоб отримати коефіцієнт спрямованості близько 1,5 при користуванні радіохвиль сантиметрового діапазону, потрібно мати антену діаметром близько 10 м. Таку антену важко поставити на літальний апарат. Вона громіздка та нетранспортабельна. Потрібно використовувати короткі хвилі.

Кутовий розчин променя лазера, виготовленого з використанням твердотіЛЬНОї активної речовини, як відомо, становить лише 1,0 – 1,5 градуса і при цьому без додаткових оптичних систем фокусування (антен). Отже, габарити лазерного локатора можуть бути значно меншими, ніж аналогічного радіолокатора. Використання незначних за габаритами оптичних систем дозволить звузити промінь лазера до кількох кутових хвилин, якщо в цьому виникне необхідність

3. Здатність лазерного випромінювання поширюватися з постійною швидкістю дозволяє визначати дальність до об'єкта. Так при імпульсному методі далекометрування потенційна точність виміру дальності визначається точністю виміру часу проходження імпульсу енергії до об'єкта і назад. Цілком зрозуміло, що чим коротший імпульс, тим краще (за наявності хорошої смуги пропускання). Але вже відомо, що самої фізикою лазерного випромінювання закладено можливість отримання імпульсів з тривалістю 10^{-7} - 10^{-8} з. А це забезпечує хороші дані лазерному локатору.

Наступним параметром локатора є координати, що визначаються, які залежать від призначення локатора. Якщо він призначений для визначення місцезнаходження наземних і надводних об'єктів, достатньо вимірювати дві координати: дальність і азимут. При спостереженні повітряними об'єктами потрібні три координати. Ці координати слід визначати із заданою точністю, яка залежить від систематичних та випадкових помилок.

При спостереженні повітряними об'єктами потрібні три координати. Ці координати слід визначати із заданою точністю, яка залежить від систематичних та випадкових помилок.

Під роздільною здатністю розуміється можливість роздільного визначення координат близько розташованих цілей. Кожній координаті відповідає своя роздільна здатність. Крім того, використовується така характеристика, як схибленість.

Підроздільною здатністю розуміється можливість роздільного визначення координат близько розташованих цілей. Кожній координаті відповідає своя роздільна здатність. Крім того, використовується така характеристика, як схибленість.

Це здатність лазерного локатора працювати в умовах природних (Сонце, Місяць) та штучних перешкод. І дуже важливою характеристикою локатора є надійність. Ця властивість локатора зберігатиме свої характеристики та встановлених межах у заданих умовах експлуатації.

Залежно від того, для якої мети служить локатор, розрізняють: далекоміри, вимірювачі швидкості (доплерівські локатори), власне локатори (дальність, азимут, швидкість і кут місця).

Локатор складається з передавального, приймального, індикаторного блоків та блоку живлення.

Основне призначення передавального блоку – генерування випромінювання, формування їх у просторі, у часі та напрямі у район мети. Передавальний блок складається з оптичного квантового генератора з джерелом збудження, Q-модулятора, пристрою сканування і передавальної оптичної системи.

Оптичний квантовий генератор отримує енергію від джерела збудження імпульсно чи безперервно генерує електромагнітну енергію оптичного діапазону. Q-модулятор призначений для керування тривалістю імпульсу, якщо генератор працює в імпульсному режимі.

Оптична система, що передає, формує кутовий розподіл випромінювання в необхідну діаграму спрямованості.

Призначенням скануючого пристрою є розподіл випромінювання оптичного генератора заданому секторі для опромінення в ньому об'єкта.

Основне призначення приймального блоку – прийом випромінювання, відбитого метою, трансформування їх у електричний сигнал та обробку сигналу виділення інформації про об'єкт.

У загальному вигляді ця інформація про об'єкт говорить про кутові координати, дальність та швидкість її. Для визначення кожного параметра об'єкта сигнал із приймача випромінювання надходить на відповідні блоки (цільове призначення ряду оптичних локаторів – вимір одного з цих параметрів. Тоді він носить ще одну назву або далекоміра, або вимірювача швидкості, зберігаючи загальну назву локатора). Сигнали з блоків дальності швидкості та кутових координат надходять на індикаторний блок, який видає ці дані на електронно-променеу трубку або у вигляді цифрової форми.

Якщо оптичний локатор працює в системі стеження, то дані про мету надходять в систему управління носієм, який стежить за метою.

Блок живлення забезпечує електроенергією всі три блоки. На схемі він показаний у вигляді одного блоку, проте конструктивне розташування частин локатора може бути таким, що об'єднання джерел живлення в одному блоці є недоцільним.

Виявлення об'єкта є одним з найважливіших завдань оптичної локації, яка передує виконанню інших завдань, таких як далекометрування, вимірювання відносної швидкості.

1.2. Лазерні далекоміри

Лазерна далекометрія є однією з перших областей практичного застосування лазерів в авіації (далекоміри, висотоміри, цілепоказчики) у зарубіжній техніці. Завдання визначення відстані між далекоміром та метою зводиться до вимірювання відповідного інтервалу часу між зондуючим сигналом та сигналом, відображення від мети. Розрізняють три методи виміру дальності в залежності від того, який характер модуляції лазерного випромінювання використовується в далекомірі: імпульсний, фазовий або фазово-імпульсний

Сутність імпульсного методу далекометрування полягає в тому, що до об'єкта посилається зондуючий імпульс, він запускає тимчасовий лічильник в далекомірі. Коли відбитий об'єктом імпульс дійшов далекоміру, він зупиняє роботу лічильника. По часовому інтервалу автоматично висвічується перед оператором відстань до об'єкта. Точність такого методу далекометрування, якщо відомо, що точність виміру інтервалу часу між зондуючим і відбитим сигналами відповідає 10^{-9} с, а швидкість світла дорівнює $3 \cdot 10^{10}$ см / с, то отримаємо похибку у зміні відстані близько 30 см.

При фазовому методі дальнометрування лазерне випромінювання модулюється за синусоїдальним законом. При цьому інтенсивність випромінювання змінюється у значних межах. Залежно від дальності до об'єкта змінюється фаза сигналу, що упав об'єкт. Відбитий від об'єкта сигнал прийде на

приймальний пристрій також із певною фазою, яка залежить від відстані. Це добре показано в розділі геодезичних далекомірів. Якщо ж частота модуляції лазерного випромінювання становить 10 МГц, тоді похибка вимірювання відстані становитиме близько 5см. Перший лазерний далекомір був на рубіні з вихідною потужністю 2.5 Вт і тривалістю імпульсу 30 нс.

У конструкціях далекомірів широко використовуються інтегральні схеми. Випромінювач, приймач та оптичні елементи змонтовані в моноблоці, який має шкали точного звіту азимуту та кута місця мети.

Цифрові індикатори дальності працюють таким чином, що коли один з індикаторів видає останню виміряну дальність, і в пам'яті іншого зберігаються чотири попередні виміри дистанції.

Дуже вдалим лазерним далекоміром є LP-4. Він має як модулятор добротності оптико-механічний затвор. Приймальна частина далекоміра є водночас візором оператора. Діаметр вхідної оптичної системи складає 70 мм. Приймачем служить портативний фотодіод, чутливість якого має максимальне значення хвилі 1,06 мкм.

Лічильник забезпечений схемою стробування по дальності, що діє встановлення оператора від 200 до 3000 м. У схемі оптичного візира перед окуляром поміщений захисний фільтр для запобігання ока оператора від впливу свого лазера при прийомі відбитого імпульсу. Випромінювач у приймач змонтовані в одному корпусі. Кут місця мети визначається не більше +25 градусів.

Електронні блоки далекоміра виконані на інтегральних та гібридних схемах, що дозволило зменшити габарити та масу.

Відома автоматична система супроводу повітряних цілей та вимірювання дальності до них. Система дозволяє проводити точне вимірювання азимуту, кута місця та дальності. Дані можуть бути записані на магнітну стрічку та оброблені на ЕОМ. В систему входить лазер, що працює в інфрачервоному діапазоні. Приймальний пристрій з інфрачервоною телевізійною камерою,

телевізійний контрольний пристрій, дзеркало, що стежить, із сервопроводом, цифровий індикатор і записуючий пристрій.

Лазерний пристрій на неодимовому склі працює в режимі модульованої добротності та випромінює енергію на хвилі 1,06 мкм. Потужність випромінювання становить 1 мВт в імпульсі при тривалості 25 нс та частоті проходження імпульсів 100 Гц. Розбіжність лазерного променя 10 мрад. У каналах супроводу використовують різні типи фотодетекторів. У приймальному пристрої використовується кремнієвий світлодіод.

У каналі супроводу - решітка, що складається з чотирьох фотодіодів, за допомогою яких виробляється сигнал неузгодженості при зміщенні мети убік від осі візування азимутом і кутом місця. Сигнал з кожного приймача надходить на відеопідсилювач з логарифмічною характеристикою та динамічним діапазоном 60 дБ.

Мінімальний пороговий сигнал, при якому система стежить за метою становить $5 \cdot 10^{-8}$ Вт. Дзеркало стеження за метою наводиться в рух по азимуту та куту місця сервомоторами. Система стеження дозволяє визначати місце розташування повітряних цілей на відстані до 19 км при цьому точність супроводу цілей, що визначається експериментально становить 0,1 мрад. по азимуту та 0,2 мрад по кутку місця мети. Точність виміру дальності + 15 см.

Лазерні далекоміри на рубіні і неодимовому склі забезпечують вимірювання відстані до нерухомої або повільно переміщуються об'єктів, оскільки частота проходження імпульсів невелика. Не більше одного герця.

Якщо потрібно вимірювати невеликі відстані, але з більшою частотою циклів вимірювань, то використовують фазові далекоміри з випромінювачем на напівпровідникових лазерах. Вони як джерело застосовується, зазвичай, арсенід галію.

Ось характеристика одного з далекомірів: вихідна потужність 6,5 Вт в імпульсі, тривалість якого дорівнює 0,2 мкс, а частота проходження імпульсів 20 кГц. Розбіжність променя лазера становить 350×160 мрад тобто. нагадує пелюстка. При необхідності кутова розбіжність променя може бути зменшена

до 2 мрад. Приймальний пристрій складається з оптичної системи, а фокальної площини якої розташована діафрагма, що обмежує поле зору приймача у потрібному розмірі. Колімація виконується короткофокусною лінзою, розташованою за діафрагмою. Робоча довжина хвилі становить 0,902 мкм, а дальність дії від 0 до 400 м. У літературі повідомляється, що ці показники значно поліпшені у пізніших технологіях. Так, наприклад, вже розроблений лазерний далекомір з дальністю дії 1500 м і точністю вимірювання відстані + 30 м. Цей далекомір має частоту проходження 12,5 кГц при тривалості імпульсів 1 мкс. Інший далекомір, розроблений в США має діапазон виміру дальності від 30 до 6400 м. Потужність в імпульсі 100 Вт, а частота проходження імпульсів становить 1000 Гц.

Оскільки застосовується кілька типів далекомірів, намітилася тенденція уніфікації лазерних систем у вигляді окремих модулів. Це спрощує їх складання, а також заміну окремих модулів у процесі експлуатації. За оцінками фахівців, модульна конструкція лазерного далекоміра забезпечує максимум надійності та ремонтпридатності.

Модуль випромінювача складається із стрижня, лампи-накачування, освітлювача, високовольтного трансформатора, дзеркал резонатора, модулятора добротності. Як джерело випромінювання використовується зазвичай неодимове скло або алюмінієво-натрієвий гранат, що забезпечує роботу далекоміра без системи охолодження. Всі ці елементи головки розміщені у жорсткому циліндричному корпусі. Точна механічна обробка посадкових місць на обох кінцях циліндричного корпусу головки дозволяє проводити їх швидку заміну та встановлення без додаткового регулювання, а це забезпечує простоту технічного обслуговування та ремонту.

Для початкового юстирування оптичної системи використовується опорне дзеркало, укріплене на ретельно обробленій поверхні головки, перпендикулярно до осі циліндричного корпусу. Освітлювач дифузійного типу являє собою два циліндри, що входять один в інший, між стінками яких знаходиться шар окису магнію. Модулятор добротності розрахований на

безперервну стійку роботу або імпульсну зі швидким запусками. Основні дані уніфікованої головки такі: довжина хвилі – 1,06 мкм, енергія накачування – 25 Дж, енергія вихідного імпульсу – 0,2 Дж, тривалість імпульсу – 25нс, частота проходження імпульсів – 0,33 Гц протягом 12с допускається робота з частотою 1 Гц), кут розбіжності 2 мрад. Внаслідок високої чутливості до внутрішніх шумів фотодіод, підсилювач і джерело живлення розміщуються в одному корпусі з більш щільною компоновкою, а в деяких моделях все це виконано у вигляді єдиного компактного вузла. Це забезпечує чутливість $5 \cdot 10^{-8}$ Вт.

У підсилювачі є порогова схема, що збуджується в той момент, коли імпульс досягає половини максимальної амплітуди, що сприяє підвищенню точності далекоміра, бо зменшує вплив коливань амплітуди імпульсу, що приходить. Сигнали запуску та зупинки генеруються цим же фотоприймачем і йдуть по тому ж тракту, що унеможлиблює систематичні помилки визначення дальності. Оптична система складається з афокального телескопа зменшення розбіжності лазерного променя і фокусує його об'єктивом для фотоприймача. Фотодіоди мають діаметр активного майданчика 50, 100 і 200 мкм. Значному зменшенню габаритів сприяє те, що приймальна та передавальна оптичні системи суміщені, причому центральна частина використовується для формування випромінювання передавача, а периферійна частина – для прийому відбитого від мети сигналу.

1.3. Лазерні доплерівські вимірювачі швидкості літальних апаратів

Вимірювання швидкості літального апарату є однією з найважливіших проблем під час вирішення задачі навігації. Успішне вирішення цього завдання багато в чому визначається тими можливостями, які мають бортові вимірювачі швидкості. В даний час на борту літального апарату, як правило, встановлюються датчики повітряної та колійної швидкостей. Для вимірювачів колійної швидкості характерним є використання радіочастотного діапазону електромагнітного випромінювання, а датчиків повітряної швидкості зазвичай

використовуються вимірювачі тиску. У принципі ці завдання можуть бути вирішені за допомогою лазерних датчиків.

Повідомлення про роботи у галузі лазерних доплерівських вимірювачів швидкості (ЛДВШ) почали з'являтися буквально разом із народженням перших лазерів. Інтерес до ЛДВШ був обумовлений можливостями збільшення точності доплерівських вимірювачів, насамперед за рахунок звуження діаграми спрямованості, а, отже, і звуження спектра сигналу, що відбиває. Особливу увагу ЛДВШ звертають на себе як пристрої, що дозволяють з високою точністю вимірювати мале значення швидкостей і здатні працювати над спокійними водними та іншими, що добре відображають електромагнітні коливання НВЧ діапазону поверхнями. Ця перевага визначається високою частотою випромінювання лазерів.

Принцип роботи ЛДВШ, по суті, нічим не відрізняється від принципу роботи ДВШ радіодіапазону, тобто в ЛДВШ також використовується метод когерентної обробки відбитого від підстилаючої поверхні сигналу (використовується метод оптичного гетеродинування).

Метод оптичного гетеродинування визначає вигляд ЛДВШ. Як і б особливості конструкції не використовувалися (однопроменевої, багатопроменевої, з окремим гетеродином і з частковим відбором потужності від передавача і т. д.), в основі лежить схема, принцип дії якої визначається в наступному.

Пучок випромінювання лазера через розщеплювач потрапляє на вихідну формуючу оптику і прямує на поверхню, що підстилає. Відбита енергія, що збирається цією ж оптикою, за допомогою розщеплювача прямує на фотодетектор, туди ж прямує частина енергії випромінювання лазерного передавача, яка використовується як гетеродина.

Якщо частота відбитих від поверхні, що підстилає, коливань не дорівнює частоті коливань гетеродина, на вході фотодетектора виникають биття, які потім з його допомогою перетворюються в електричний сигнал. Цей сигнал посилюється і надходить на аналізатор, в якості якого, як правило,

використовують фільтри, що стежать за частотою (а значить, і за швидкістю) фільтри.

Схема оптичного локатора попередження льотчика про можливість зіткнення повітря з іншими літальними апаратами наведено на рис. 1.1. Крім того, як уже говорилося, в систему входить відбивач, встановлений іншим літаком.

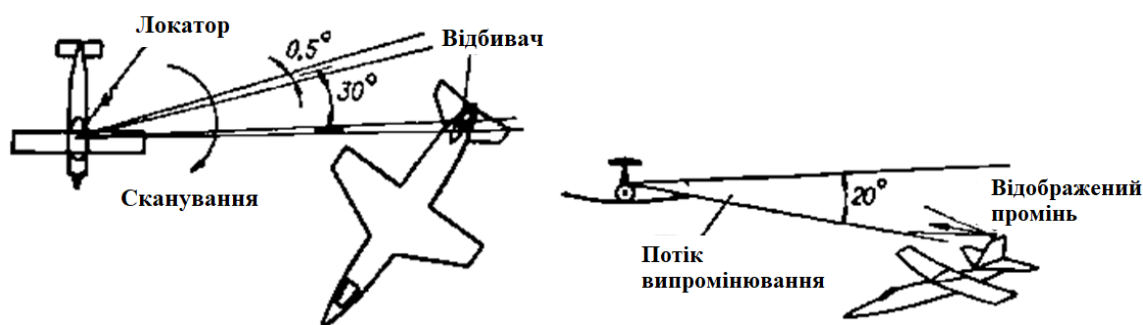


Рис. 1.1. Схема лазерного локатора попередження зіткнення

Оптичний локатор має круговий огляд у горизонтальній площині з періодом огляду 3 і діаграмою спрямованості у вигляді двох пучків випромінювання. Ширина кожного пучка в горизонтальній площині $0,5^\circ$, а вертикальній - 20° . Кут між пучками становить 30° (рис. 1.1).

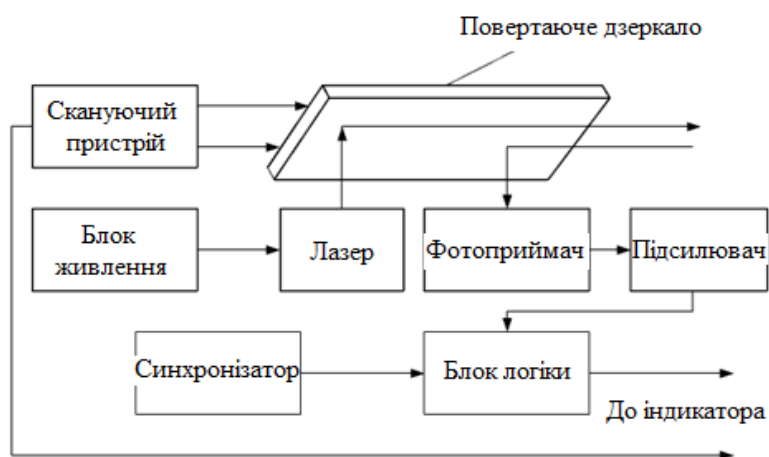


Рис. 1.2. Пояснення принципу дії лазерної систем попередження зіткнення

Частота повторення лазерних імпульсів ≈ 1 кГц. При скануванні загрозовий літак висвітлюється спочатку першим пучком випромінювання, а через $0,25$ - другим. Приймач локатора приймає сигнали, відбиті від загрозового літака. По тимчасовому запізнюванню сигналів, що приймаються по другому каналу

(щодо першого), можна судити про швидкість зближення літаків. У блоці фотоприймача передбачено таке розміщення каналів, що залежно від того, на який з них потрапляє відбитий сигнал, визначається кутове положення іншого літака, що летить за принципом (вище- нижче), яке відображається на індикаторі пілота.

1.4. Лазерні висотоміри

Лазерний висотомір або профілометр передбачається встановлювати на літаку. Як приклад розглянемо висотомір на гелій-неоновому лазері безперервного випромінювання. Довжина оптичного резонатора лазера дорівнює 150 см. Лазер випромінює хвилі 6328 \AA , середня потужність випромінювання 50 мВт. Вага передавальної частини висотоміру 34 – 35 кг, вага висотоміру загалом 80 кг, причому більшість ваги посідає різні кріплення, які забезпечують стабільне становище висотоміру літаком.

Випромінений лазером промінь модулюється за допомогою кристалів КДР радіочастотними коливаннями. Модуляція в залежності від вибраного діапазону висот здійснюється трьома різними частотами (25,5 та 1 МГц). Режим модуляції (діапазон висот) вибирається за допомогою перемикача. Промінь лазера переглядає земну поверхню під літаком. Відбите від землі лазерне випромінювання потрапляє на дзеркало 152 см рефракційного телескопа, розташоване коаксіально з оптикою передавача, потім проходить інтерференційний фільтр зі смугою $1,5 \text{ \AA}$, селектор поля зору і потрапляє на світлочутливу поверхню фотопомножувача.

Приймальна частина висотоміра має три канали, кожен з яких направляються сигнали відповідно до частоти модуляції. Для розділення сигналів по частоті в кожному каналі є розділовий кварцовий фільтр. За допомогою гетеродина частота продетектованих сигналів перетворюється на нижчу, після чого дані сигнали посилюються підсилювачем проміжної частоти. Фаза посиленних ехо-сигналів порівнюється з фазою сигналів, що модулюють лазерне

випромінювання, і таким чином вимірюється відстань до земної поверхні. Дані про висоту видаються в аналоговій формі і можуть бути записані або перетворені в цифрову форму для чисельної індикації висоти.

Залежно від умов польоту за бажанням льотчика, поле зору приймача може змінюватися. Приймач може приймати сигнали, відбиті від Землі, або дуже малому секторі, коли необхідно усунути вплив фонових шумів, чи ширшому, переглядаючи всю поверхню огляду. Тимчасові характеристики контурів стеження фазою також можуть змінюватися в залежності від обраного діапазону висот. Блок-схема висотоміру наведено на рис. 1.3.

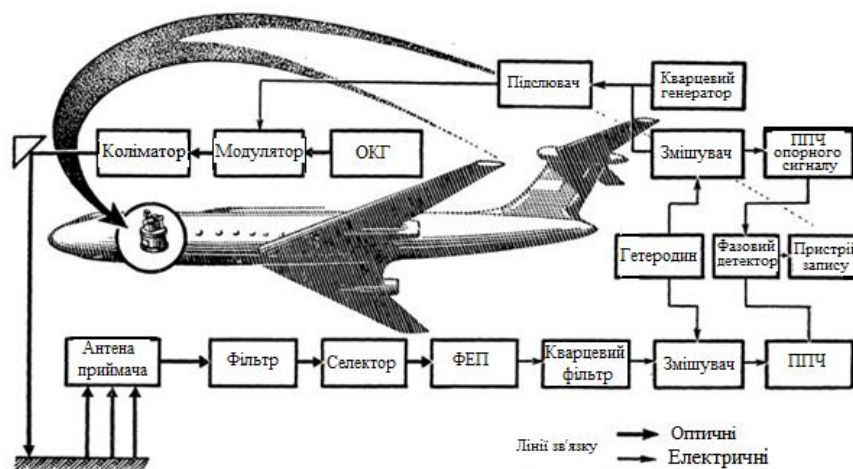


Рис. 1.3. Блок-схема висотоміра (один канал)

Встановлений на літак висотомір працював на висотах від 300 до 4000 м. Точність вимірів на висоті 300 м знаходилася в межах 30 см, на висоті 4000 м – в межах 1,2 – 1,5 м. Під час льотних випробувань висотоміру за його допомогою можна було розрізнити окреме каміння біля дороги, шосе, дерева і канави по краях злітної смуги. Під час прольоту над стадіоном з висоти 300 м був отриманий повний профіль стадіону, на якому чітко було видно кожен низку місць, бігові доріжки, що обрамляють футбольне поле.

Крім використання висотоміра безпосередньо для вимірювання висот, він може служити також і для калібрування радіовисотомірів, для вимірювання висоти та швидкості зниження (підйому) при польотах за спеціальною програмою.

Лазерний висотомір безперервного випромінювання може бути використаний, на думку іноземних фахівців, для оцінки покритих снігом поверхонь з точки зору придатності їх для посадки в арктичних умовах, в оперативній військовій розвідці над незнайомими територіями при вимірюваннях з апаратів, що низько летять, при визначенні стану морської поверхні і т.д. буд., і навіть вивчення профілю території. Він може входити в систему, що складається з профілометра, барометричного датчика тиску та фотозйомки камери місцевості. У таких системах висотомір безперервно визначає висоту до поверхні і одночасно служить для калібрування барометричного датчика. Фотокамера монтується разом із оптичною системою висотоміра та безперервно фіксує лінію профілю місцевості.

1.5. Лазерні курсоглісадні системи

Однією з найважливіших завдань забезпечення безпеки польотів є завдання, пов'язане зі збільшенням точності систем посадки, зниженням обмежень за метеоумовами, забезпеченням великих зручностей роботи екіпажу під час виконання такої відповідальної ділянки польоту, як посадка. Тому вже перші повідомлення про успішні випробування лазерної системи посадки привернули увагу фахівців.

В основу лазерної системи посадки «Глісада» покладено принцип навігації по лінійних орієнтирах. Такими орієнтирами є промені лазерів, встановлених поблизу ЗПС і створюють у просторі певну геометричну картину. За становищем картини, утвореної лазерними променями в просторі, екіпаж може судити про правильність витримування траєкторії по курсу, зниження по глісаді, про відстань до ЗПС, висоту польоту над дальнім і ближнім приводами, крені літака і т. д. При цьому на борту літака не потрібно ніякої додаткової апаратури.

Наземне обладнання складається з різного числа лазерів залежно від завдань, які вирішуються на конкретному аеродромі, і включає:

- Курсовий лазер;
- Глісадні лазери;
- Маркерні лазери;
- Лазери, що відзначають бічні межі ЗПС.

На рис. 1.4 наведено схему розміщення лазерів системи «Глісада» при заході на посадку з одного напрямку.

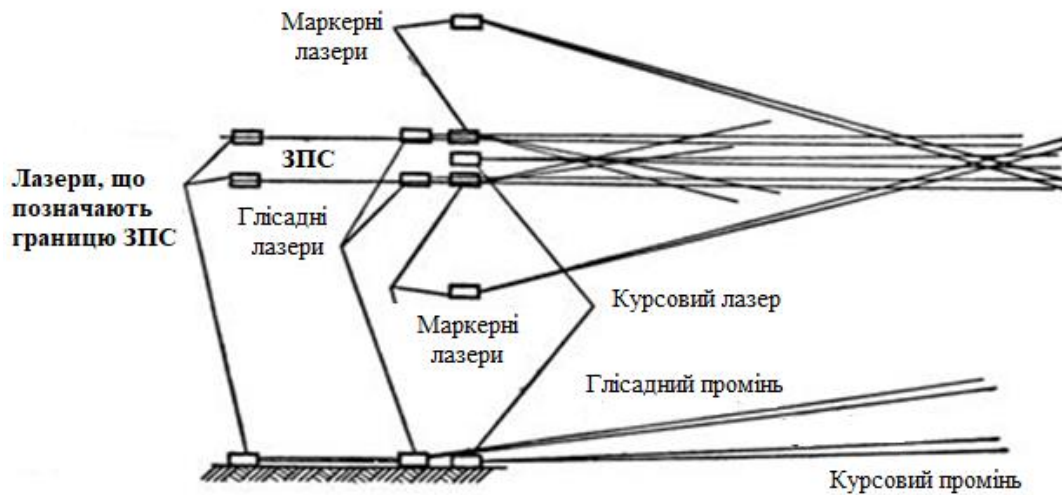


Рис. 1.4. Схема розміщення лазерів системи «Глісада» на аеродромі

На рис. 1.5 наведено зображення лазерних променів, видимих льотчиком залежно від просторового положення літака щодо глісади зниження, курсу та центральної лінії ЗПС. Наведені рисунки ілюструють наочність і простоту сприйняття системи лінійних орієнтирів, що позначають просторове положення літака, що знижується.

Індикація положення літака

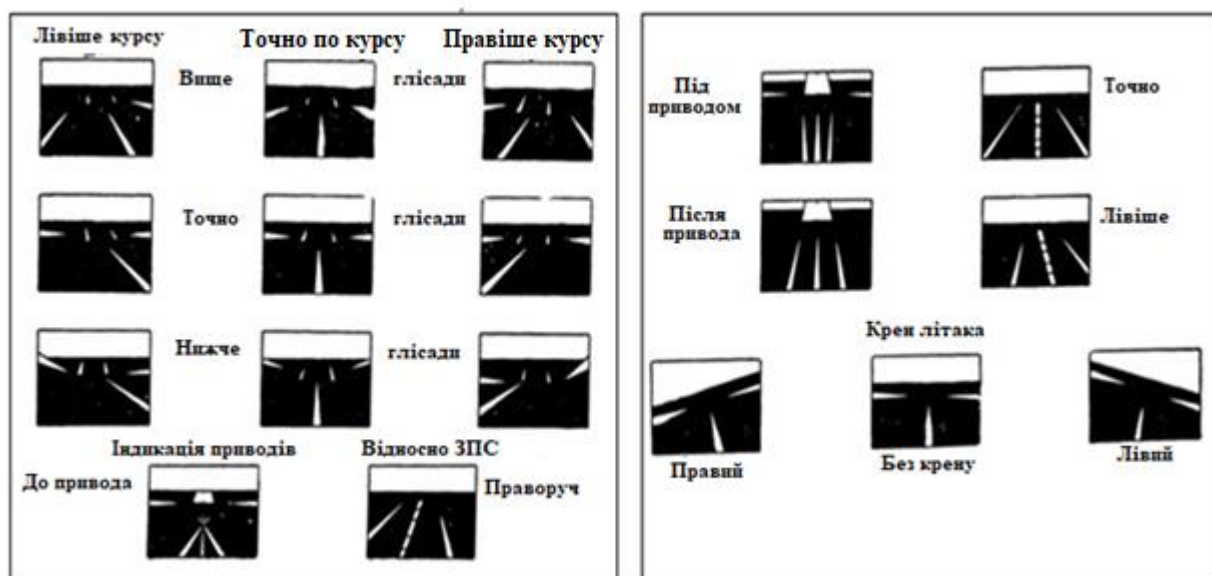


Рис.1.5.Зображення лазерних променів системи «Глісада»,
видимих екіпажем з борту літака

Очевидно, що в лазерній системі посадки повинні використовуватися лазери з випромінюванням, що лежить у видимій області спектра. Однак принцип роботи системи дозволяє уникнути небажаної дії лазерного випромінювання на органи зору екіпажу, так як під час пілотування лазерні промені розташовуються нижче та осторонь літака, льотчик не веде літак у лазерному промені, що є безперечною гідністю системи.

Разом з тим потрібно, щоб лазерні промені, що використовуються в якості спрямованих протяжних орієнтирів, впевнено спостерігалися льотчиком, як в умовах чистої атмосфери, так і в умовах серпанку, туману і т.д.

Лазерна система посадки «Глісада» є дуже простою, легко розгортається на непідготовлених аеродромах, досить дешевою і просто комплектуються з будь-якими системами, що вже стоять на аеродромі.

Відзначимо лише основні якості цієї системи:

- лазерна система є системою високої точності, забезпечує пілотування літака, а також його приземлення з точністю, що перевершує точність існуючих інструментальних систем посадки;

- просторові орієнтири, утворені лазерними променями системи, за рахунок ефекту розсіювання виявляються візуально вночі і в сутінках з видалень, що перевищують дальність метеобачності в 2,5 - 3 рази;

- система просторових орієнтирів дозволяє встановлювати впевнений контакт із Землею істотно раніше, ніж льотчик почне розрізняти орієнтири на поверхні аеродрому, і раніше, ніж льотчик встановить контакт з вогнями малої інтенсивності; крім того, слід зазначити, що застосування лазерної системи в комплексі зі штатними системами посадки дозволяє знизити аеродром погодний мінімум.

Розділ 2

ПРИНЦИПИ ПОБУДОВИ ЛАЗЕРНИХ СИСТЕМ НАВІГАЦІЇ ТА ПОСАДКИ ЛІТАКІВ

Посадка повітряних суден (ПС) різного призначення вдень і вночі у простих та складних метеоумовах неможлива без якісного функціонування системи радіотехнічного забезпечення (РТЗ) польотів авіації, основу якої складають радіоелектронні та світлотехнічні засоби та комплекси. Системи РТЗ польотів авіації для екіпажів ЗС – це важливе джерело об'єктивної інформації про місцезнаходження керованих ними ЗС на землі та в повітрі, а для груп керівництва польотами (ГКП) – основне джерело інформації про повітряну обстановку в зоні відповідальності.

Захід на посадку ПС – найбільш відповідальний етап польоту, який здійснюється, як правило, з використанням наявних на аеродромі засобів РТЗ за правилами польоту приладів (інструментальний захід на посадку). Однак

кінцевий етап заходу на посадку (посадка) ПС виконується візуально. При цьому чим раніше настає візуальний контакт із злітно-посадковою смугою (ПС), тим більшим часом має льотчик для усунення похибок заходу на посадку. Це особливо важливо для швидкісних та важких повітряних суден, що відрізняються високими швидкостями підходу до ЗПС та високою інертністю.

Захід на посадку супроводжується найвищим емоційно-психологічним навантаженням на льотчика. Невипадково найбільша кількість льотних пригод посідає саме цей етап польоту. Тому підвищення безпеки виконання посадки, як і раніше, актуальне, особливо в умовах експлуатації ПС на недостатньо обладнаних у навігаційному відношенні аеродромах та вертолітних майданчиках.

2.1. Аналітичний огляд лазерних систем навігації та посадки

Останнім часом знаходять широке застосування лазерні системи для орієнтації та наведення транспортних засобів. Вони призначені для визначення місця розташування та напрямку руху в секторі або зоні орієнтування, для огороження зон, заборонених або небезпечних для переміщення, а також для вказівки рекомендованих траєкторій, курсів та позначення областей простору зі спеціальним режимом переміщення.

Контраст між яскравістю прямого лазерного випромінювання, спрямованого на спостерігача, і тлом розсіяного випромінювання для лазерних пучків зберігається дуже віддалених відстанях, значно перевершують дальності у разі відомих точкових джерел світла чи вогнів з спрямованим випромінюванням. Лазерне світло характеризується відносно малою залежністю траєкторії його поширення від особливостей рельєфу місцевості.

У той самий час лазерні джерела недоцільно використовувати із-за малого ККД сигналізації в напівсфері. Крім того, за поганих погодних умов в аерозольній атмосфері фіксована довжина хвилі лазера через можливість сильного поглинання середовищем менш краща в порівнянні зі спектрально широкосмуговим джерелом світла. У широкосмугового джерела світла завжди є спектральні смуги випромінювання, що не поглинаються за цих умов забрудненою атмосферою.

Зазвичай, лазерна система оптичної посадки ЛА на аеродром може містити один, два або кілька лазерів. Спрямоване випромінювання лазера може або точно вказувати оптимальну траєкторію зниження ЛА (при цьому пілот на власні очі бачить спрямоване в нього випромінювання лазера) або розташовуватися поруч із нею з паралельним глісаді напрямком променюрис.

2.1.

Промені декількох лазерів можуть позначати площину, в якій необхідно перебувати ЛА при правильному зниженні, причому промені можуть бути паралельними один одному або перетинатися. Пропонуються також ОСП, у

яких лазерні промені створюють ламану траєкторію зниження: крутішу для ЛА, що знаходиться вдалині і більш пологою для ЛА, що знаходиться поряд з авіаносцем. Лазери у своїй можуть розташовуватися біля корми, у середині чи носі палуби корабля, що відповідає ЗПС.

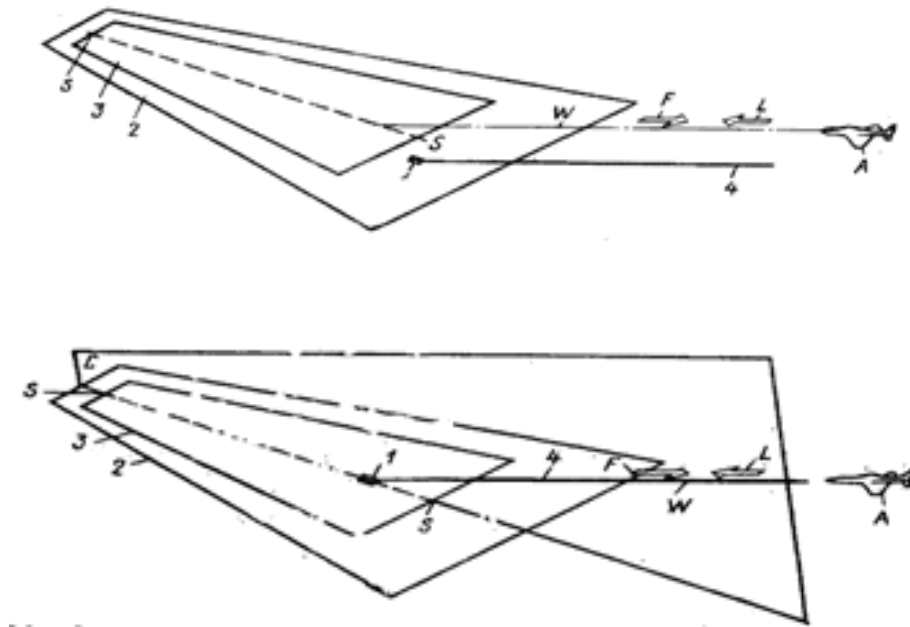


Рис. 2.1. Схеми лазерної посадки:

а) промінь паралельний глісаді; б) збігається з глісадою.

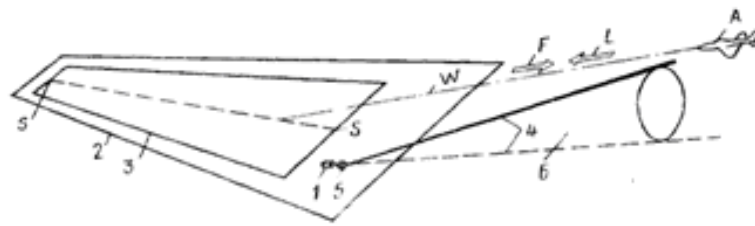
де 1 – лазер; 2 – поверхня землі; 3 – ЗПС; 4 – лазерний промінь;

5 – осьова лінія ЗПС; S-S – траєкторія руху ЛА; F і L - стрілки, що вказують напрямком руху; С – вертикальна площина, де знаходиться глісаду.

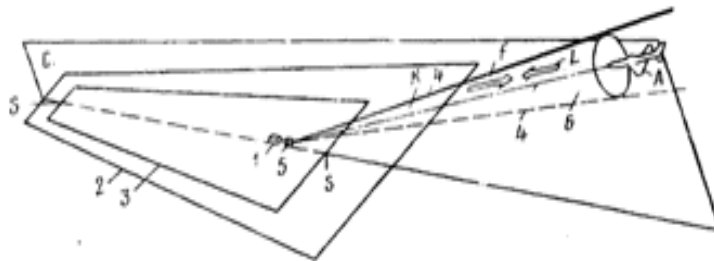
При використанні пристрою, що обертає лазерний промінь, ОСП набуває нових якостей. ЛА знаходиться в конусі, створеному променем, що обертається. У таких ОСП лазерів може бути один, два або більше. Можливі комбінації такі ж, як для систем без обертання лазерного променя рис. 2.2.

Розбіжність променя може змінюватися від 5' до 50. Лазер розташовують на гіростабілізованій платформі. Промінь може перериватися з певною частотою або модулюватися за амплітудою. Зі зменшенням розбіжності променя від 5° до 5' зростає щільність потужності випромінювання, але зменшується тілесний

кут. Отже, знижується можливість виявлення пілотом і збільшується ймовірність виходу ЛА з конуса.



а)



б)

Рис. 2.2. Схеми лазерної системи посадки ЛА з обертанням лазерного променя утворений ним конус своєю віссю паралельний (а), збігається з гліссадою (б):

- де 1 – лазер; 2 – поверхня землі; 3 – ЗПС; 4 – лазерний промінь;
5 - пристрій обертання променя; 6 – променевий конус.

У глісадних системах переважно використовується гелій-неоновий лазер з довжиною хвилі випромінювання 632,8 нм. У принципі можуть використовуватися інші типи лазерів: рентгенівські, ультрафіолетові або інфрачервоні, випромінювання яких не поглинається атмосферою. Для сприйняття їх сигналів на борту ЛА повинні знаходитись відповідні приймачі.

Лазерна аеродромна система посадки літаків "Глісада" ґрунтується на наступних фізичних явищах. Лазерний промінь, поширюючись в атмосфері, втрачає частину енергії при розсіянні на молекулах газів, аерозольних частинках, а також на неоднорідностях, спричинених турбулентним рухом повітря. Тому його видно в атмосфері.

На Рис. 2.3 два лазери, розміщених наприкінці ЗПС, вказують своїми променями бічні сторони ЗПС. П'ять лазерів у лінію своїми променями, що

перетинаються, вказують пілоту площину, нижче якої повітряне судно не повинно знижуватися.

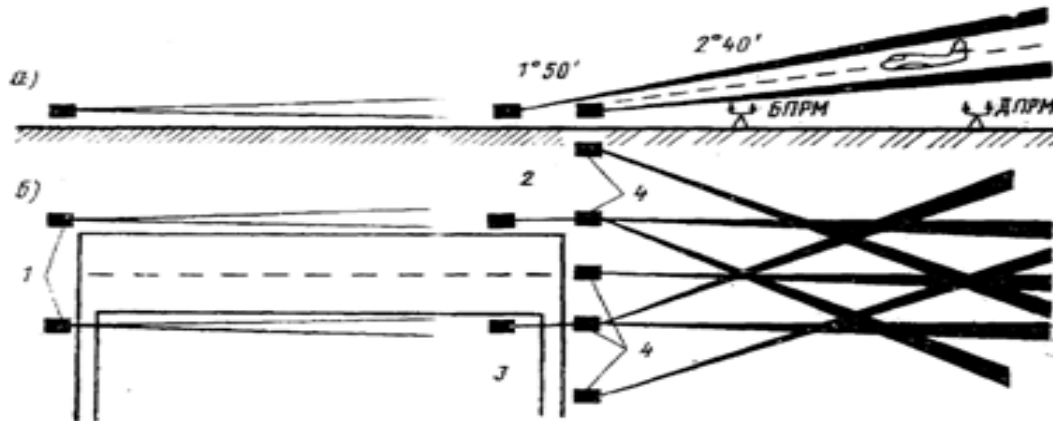


Рис 2.3. Схема курсоглісадної лазерної системи посадки ЛА:

а) вид із боку; б) вид згори

Два інших лазера за порогом ЗПС збоку від неї створюють два промені, що світяться, лежать у площині, що обмежує зверху потрібний коридор, в якому знаходиться глісада.

Лазерна аеродромна система посадки літаків "Глісада" ґрунтується на наступних фізичних явищах. Лазерний промінь, поширюючись в атмосфері, втрачає частину енергії при розсіянні на молекулах газів, аерозольних частинках, а також на неоднорідностях, спричинених турбулентним рухом повітря.

Тому його видно в атмосфері. На рис. 2.4 два лазери, розміщених наприкінці ЗПС, вказують своїми променями бічні сторони ЗПС.

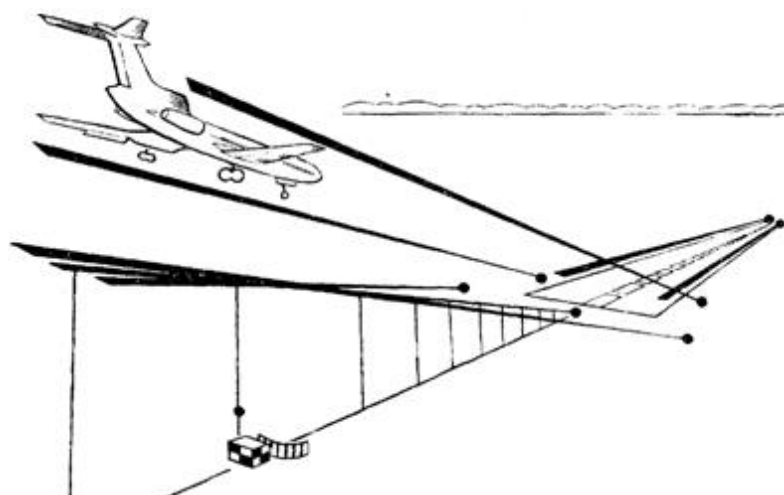


Рис. 2.4. Лазерна аеродромна система посадки літаків "Глісада"

П'ять лазерів у лінію своїми променями, що перетинаються, вказують пілоту площину, нижче якої повітряне судно не повинно знижуватися. Два інших лазера за порогом ЗПС збоку від неї створюють два промені, що світяться, лежать у площині, що обмежує зверху потрібний коридор, в якому знаходиться глісада.

Розглянемо можливі комбінації променів, які бачить пілот під час підльоту до ЗПС. Промені, що позначають бічні сторони ЗПС, змінюються мало. Основну інформацію несуть промені двох лазерів, розташованих за порогом ЗПС (збоку від неї), та середній лазер, що знаходиться на лінії, що є продовженням осі ЗПС. Якщо повітряне судно летить вище глісади, пілотом сприймається, що промені бічних лазерів складають кут з горизонтальною площиною і спрямовані до літака, що наближається. Якщо ЛА виявляється нижчою за глісаду, то вони спрямовані в протилежний бік. На глісаді пілот бачить їх паралельними обр'яями.

У разі догляду ЛА ліворуч або праворуч по азимуту з площини точного зниження як би змінюється напрямок променя середнього лазера. Положення горизонту визначається саме напрямком променя середнього лазера. Точка перетину лазерних променів відстане від ЗПС на певній відстані. Це інформація для пілота. Після того як з виду зникають промені бічних лазерів, положення ЛА щодо ЗПС визначається за допомогою променів лазерів, що позначають бічні межі ЗПС.

Таким чином, при використанні принципів проєктивної геометрії за рахунок ефекту розсіювання лазерного випромінювання в атмосфері система "Глісада" може задавати пілоту курс посадки (курсову площину), глісаду зниження (глісадну площину), положення горизонту, бічні межі ЗПС, положення фіксованих точок на посадковій траєкторії.

Лазерна курсоглісадна система світлових скануючих маяків (ССМ) (рис. 2.5) відрізняється від розглянутих вище систем тим, що зони орієнтування створюються скануючими лазерними променями. Ці зони витягнуті по

горизонталі і мають невеликі кути розбіжності у вертикальній площині. Основними елементами ССМ є три лазери. Глісадні лазери розташовані з боків ЗПС на відстані 300 м від її порога та в 10 м від її краю. Курсовий лазер встановлюється біля торця ЗПС на продовженні її осьової лінії.

Глісадні лазери випромінюють зазвичай на довжині хвилі 0,63 або 0,48 ... 0,51 мкм, курсовий - у червоній області спектра. Для сканування променів використовують дефлектори, а послаблення застосовують нейтральні світлофільтри. Верхня зона I задається зеленими, а нижня II – червоними променями

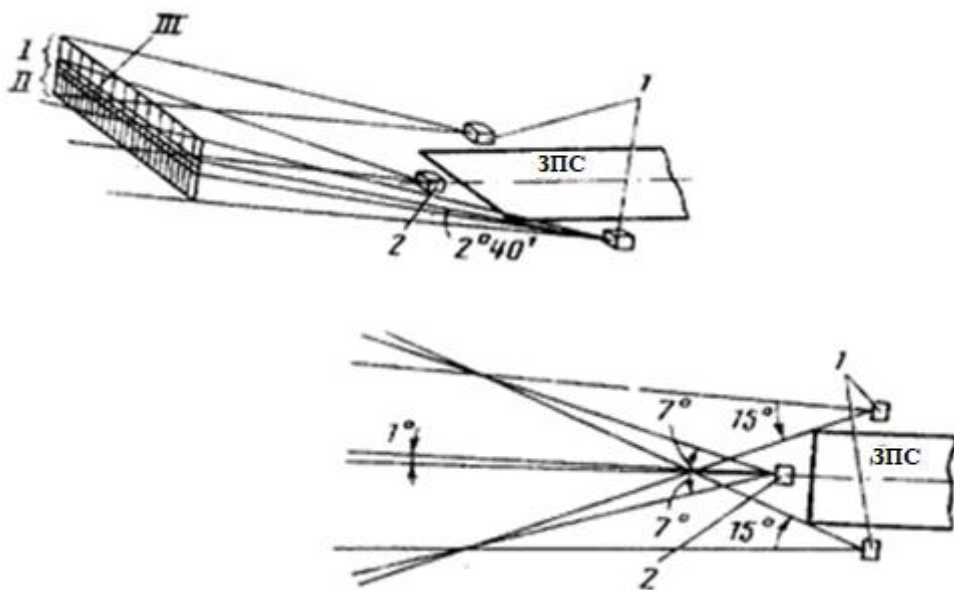


Рис. 2.5. Схема розміщення маяків лазерної системи ССМ при ЗПС
(а) та принцип формування зон орієнтування (б)

Область перекриття двох зон має 15' розміри. Вона і є глісадною зоною III. низькочастотне сканування променів маяків у горизонтальній площині, тобто. при цьому вертикальний відрізок, що світиться, відносно повільно рухається в горизонтальній площині. Орієнтування здійснюється шляхом спостереження за імпульсними (за рахунок сканування у просторі) вогнями маяків певного кольору у потрібній послідовності. Курсовий маяк показує азимут переміщення ЛА.

Для збільшення зон інформації кількість глісадних лазерних маяків збоку від ЗПС може бути збільшено.

В даний час лазерні маяки використовуються досить широко. Для посадки літаків (вертольотів) поєднуються лазерні промені, що різняться за кольором або частотою модуляції для розмітки секторів наведення. При русі в зону посадки вертоліт утримується системою керування в центрі створа, межі якого задаються паралельними лазерними променями. Оптичні сигнали лазерів, що приймаються приймачем ЛА, демодуються, передаються в бортовий комп'ютер і звідти за допомогою периферійних пристроїв на виконавчі механізми.

Для забезпечення посадки всіх типів транспортних багаторазових дій ефективно використовується лазерна навігаційна система стежки. ЛА має пристрій орієнтації та наведення у тривимірному просторі. Промінь лазера землі безперервно сканує в такий спосіб, що означає сектор, у якому здійснюється наведення ЛА. Сканування проводиться за допомогою механічного приладу з обертовим полігонічним дзеркалом. Поперечне переміщення світлових смуг відбувається за рахунок хитного плоского дзеркала. На початку кожного циклу сканування випромінюються опорні імпульси лазером вищої потужності, що засвічують весь сектор орієнтації.

Місцезнаходження ЛА визначається зміною інтервалу між моментом випромінювання опорного імпульсу і потраплянням його в приймач.

Одним із найбільш ефективних шляхів підвищення безпеки заключного етапу будь-якого польоту, незалежно від класу та приналежності ПС, є застосування візуальних лазерних курсоглісадних систем посадки, розроблених на основі сучасних технологій з використанням новітньої елементної бази.

Переваги лазерного випромінювання, що визначають перевагу його використання у засобах візуальної навігації в порівнянні з традиційними джерелами світла на електричних лампах, добре відомі:

- високий ступінь монохроматичності випромінювання забезпечує його виділення (помітність) на тлі інших вогнів та яскраво освітленої поверхні землі,

особливо за сонячної погоди, завдяки вищій контрастності (середня півширина спектру газових лазерів становить 10^{-3} – 10^{-4} нм, твердотільних – 0,1-0,01 нм, напівпровідникових -5-10 нм);

- висока спектральна яскравість забезпечує велику дальність видимості вдень, у сутінках та за несприятливих умов;
- мала кутова розбіжність пучка випромінювання забезпечує необхідну точність зорової орієнтації.

Пряме лазерне випромінювання має підвищену проникність через поглинаючі та розсіювальні середовища (туман, дощ, снігопад, щільна серпанок) у порівнянні зі звичайними джерелами світла. Дальність виявлення такого випромінювання перевищує метеорологічну дальність видимості (МДВ) більш ніж у 3–4 рази, а дальність виявлення вогнів високої інтенсивності систем посадки, що застосовуються в сучасних аеропортах, не менш як у два рази. Більше того, оскільки візуальні лазерні системи посадки (ВЛСП) не потребують кольорових вузькосмугових фільтрів, у них вище і ККД у порівнянні з традиційними джерелами світла на електричних лампах.

\

2.2. Оцінка ефективності лазерних курсоглісадних систем посадки

Система посадки, яка забезпечує більш ранній, максимально інформативний перехід від пілотування ПС по приладах до візуального пілотування, збільшує ймовірність успішного завершення посадки та знижує нервово-психологічну напругу та фізичне навантаження льотного складу, що безпосередньо впливає на скорочення льотних подій, пов'язаних із заходом на посаду та посадкою.

При використанні лазерних систем посадки першого типу, в яких використаний ефект розсіювання вузькоспрямованого лазерного променя в атмосфері, завдання льотчика, що виконує захід на посадку, – утримати повітряне судно в межах глісадного коридору між бічними глісадними променями, суворо над курсовим променем.

При цьому знаходження ВС у межах глісадного коридору гарантує вихід повітряного судна на ЗПС за відсутності видимості самої ЗПС.

Така система спрощує захід на посадку у простих та складних метеоумовах уночі та скорочує час оцінки просторового становища літака.

До недоліків лазерної системи першого типу відноситься неможливість її використання при заході на посадку вдень, особливо за сонячної погоди на тлі яскраво освітленої поверхні землі (через втрату контрастності). Іншим істотним недоліком лазерних систем посадки такого типу є сама концепція побудови цієї системи, що базується на триточковій, рознесеній схемі розміщення джерел лазерного випромінювання.

Імовірність короткочасного засліплення льотчика при виході під хмари та випадковому попаданні в лазерний промінь в умовах мінімуму погоди зростає, оскільки лазерний коридор у такій системі у міру наближення до порога ЗПС звужується, а інтенсивність лазерного випромінювання зростає.

В екстремальних умовах мінімуму погоди поблизу землі це неприпустимо за умов забезпечення безпеки польоту. За принципом дії ЛКГСП такого типу забезпечують захід на посадку лише вночі (починаючи з другої половини сутінків) у простих та складних метеоумовах до метеомінімуму 300...3000 м. У денний час використання системи у цьому виконанні неможливо.

Лазерна система першого типу є суто інформаційною і забезпечує сполучення з бортової системою управління повітряного судна. Автоматизація заходу на посадку, а також контроль із землі за повітряним судном, що заходить на посадку, за допомогою такої системи неможливі.

Крім підвищеної дальності видимості особливостями лазерної системи прямого бачення на основі СПЛ є:

- можливість цілодобового застосування системи для посадки у складних метеоумовах за мінімумом II та III категорій ІКАО;
- висока контрастність, що забезпечує виконання посадки при засліпленні яскравим сонячним засвіченням на тлі снігової поверхні, що підстилає, коли

вогні високої інтенсивності марні ("тонуть у морі світла"), особливо при польотах в умовах заполяр'я;

- можливість контролю за ПС з візуалізацією на екрані керівника польотів та отриманням інформації про дальність, швидкість та відхилення від глісади на основі лазерної локації;

- можливість передачі інформації про відхилення від глісади ПС на борт повітряного судна лазерним оптичним каналом, виключаючи природні та навмисні перешкоди;

- забезпечення скритності заходу на посадку, не демаскуючи розташування аеродрому (майданчика).

Оцінюючи стан та перспективи розвитку курсоглісадних систем посадки із застосуванням різних лазерних джерел світла, можна зробити наступний висновок. ЛКГСП першого типу на основі використання властивостей розсіювання лазерного випромінювання на неоднорідностях атмосфери можуть застосовуватися як візуальна система посадки вночі (в сутінках) в ПМУ та СМУ, під хмарами тільки в комплексі з РСП.

За фізичними властивостями (через втрату контрастності лазерного променя) системи не забезпечують:

- виконання посадок вночі у складних метеоумовах при низькій хмарності, а також за метеомінімумом категорій ІСАО;

- отримання керівником польотів інструментальної інформації про величину відхилення ПС за курсом та глісадою щодо заданої траєкторії зниження;

- безпека попадання прямого лазерного випромінювання на сітківку очей пілотів при ненавмисному перетині НД лазерних променів.

ЛКГСП другого типу на основі прямого лазерного випромінювання напівпровідникових лазерів з електронним накачуванням забезпечують:

За фізичними властивостями (через втрату контрастності лазерного лучу) системи не забезпечують:

- виконання посадок уночі у складних метеоумовах при низькій хмарності, а також за метеомінімумом категорій ІСАО;

- отримання керівником польотів інструментальної інформації про величину відхилення НД за курсом та глісадою щодо заданої траєкторії зниження;
- безпека попадання прямого лазерного випромінювання на сітківку очей пілотів при ненавмисному перетині НД лазерних променів.

ЛКГСП іншого типу на основі прямого лазерного випромінювання напівпровідникових лазерів з електронним накачуванням забезпечують:

ЛКГСП другого типу завдяки автономному живленню, малим габаритам, масі та відсутності необхідності виконання обльоту перед застосуванням (на відміну від радіолокаційних систем посадки) можуть застосовуватися:

- у важкодоступних районах, у тайзі, на заполярних трасах та там, де немає електропостачання;
- на прибережних аеродромах, там, де неможливе розміщення вогнів підходу та наближення (з боку моря);
- для забезпечення польотів ПС в умовах корабельного базування;
- на вертолітних майданчиках, розташованих на дахах будівель;
- як мобільні посадкові засоби приватними власниками ПС.

2.3. Оцінка медико-біологічної безпеки льотного складу при використанні лазерних курсоглісадних систем посадки

При експлуатації будь-якої ЛКГСП має бути забезпечений медико-біологічний захист льотного складу та інженерного складу аеродромної служби від лазерного випромінювання (ЛВ). Чи небезпека і характер його можливої біологічної дії на органи зору льотного екіпажу ВС визначається спектрально-енергетичними, просторово-часовими параметрами, тривалістю його впливу на органи зору, метеорологічною дальністю видимості (поглинанням лазерного випромінювання в атмосфері).

При виконанні посадки за допомогою ЛКГСП на ефект розсіювання в допустимих зонах посадкової глісади, сформованої за допомогою ЛКГСП, екіпаж не піддається впливу прямого лазерного випромінювання ЛКГСП.

Небезпека опромінення виникає при позаштатному заході на посадку і при випадковому попаданні ПС у "створ" лазерного променя (курсowego чи глісадного). У реальних умовах виконання посадки випадкове попадання ПС у лазерний промінь ЛКГСП буде безпечним для органів зору членів екіпажу при перетині лазерного променя курсowego маяка на віддаленні від торця ЗПС 276 м (при МДВ = 0,8 км) та 467 м (при МДВ = 5 км).

Відмінною особливістю системи прямого бачення на СНЛЕН є безпосереднє знаходження льотного екіпажу ЛА в полі лазерного випромінювання ЛКГСП з 18 км від ВПС аеродрому до максимального наближення до торця ЗПС.

У цьому тривалість опромінення льотного екіпажу (органів зору) лазерним випромінюванням ЛКГСП становить від 2 до 5 хв.

Для льотного екіпажу, що виконує посадку з використанням ЛКГСП на СНЛЕН, при метеорологічній дальності видимості 0,2-10 км і потужності випромінювання до 2 Вт вплив прямого коліматора при кутової розбіжності в $2,5^\circ$ буде безпечним у всьому діапазоні дальності.

2.4. Аналіз поглинання та розсіювання лазерного випромінювання в атмосфері

Атмосфера Землі складається в основному з азоту, кисню, водяної пари, вуглекислого газу (двоокису вуглецю), метану, закису азоту, окису вуглецю та озону. У механічній суміші цих газів знаходяться тверді та рідкі включення – найдрібніші частинки у зваженому стані. Частки розподілені випадково і мають різний хімічний склад, а розміри їх коливаються від 10^{-7} до 10^{-1} см. Ці включення в атмосфері являють собою частинки диму, водяні краплі, пил землі, частинки вуглецю, кристалики льоду, частинки солей, а також бактерії, пилок рослин і т. д. Сукупність водяних крапель та твердих частинок викликає значне послаблення випромінювання.

Відсотковий склад основних газів атмосфери залишається майже незмінним до висот 25 – 30 км. Однак в атмосфері, що містить водяну пару, відсотковий

вміст газів змінюється в залежності від його кількості. У діапазоні висот до 12 км основну роль поглинання випромінювання грають молекули вуглекислого газу та водяної пари. Концентрація водяної пари залежно від температури та вологості повітря в атмосфері коливається в межах 10^{-3} – 4% (за обсягом), концентрація водяної пари залежить також від географічного розташування, висоти, пори року та місцевих метеорологічних умов.

Зі збільшенням висоти відсотковий вміст водяної пари різко зменшується через вплив низьких температур і процесів конденсації, а також внаслідок видалення поверхні, до якої відбувається випаровування.

Концентрація вуглекислого газу змінюється від $0,03$ до $0,05\%$. Причому менша межа відповідає незабрудненому сільському повітрі, а верхня – атмосфері над містами. Цей газ є продуктом життєдіяльності органічної природи, має більш високу концентрацію над масивами, покритими рослинністю, ніж, наприклад, над океаном. На високих висотах (до 25-30 км) концентрація більш рівномірна внаслідок більш повного вертикального перемішування атмосфери.

Концентрація метану в атмосфері коливається від 10^{-6} до $2 \cdot 10^{-4}\%$ і поступово змінюється зі зміною висоти. Закис азоту (N_2O) має концентрацію $3 \cdot 10^{-5}$ - $4 \cdot 10^{-5}\%$, окис вуглецю - $2 \cdot 10^{-5}\%$. Ці дві складові атмосфери впливають на поглинання отримання великих відстані. Концентрація озону (O_3) на висоті близько 30 км понад $10^{-3} \%$, у нижніх шарах атмосфери – від 10^{-3} до $10^{-3} \%$, але в висоті 65-70 км озон майже відсутня.

Тверді та рідкі включення замутияють атмосферу і беруть участь в утворенні хмар та туману, будучи ядрами конденсації водяної пари. На великих висотах головною причиною помутніння атмосфери є наземний пил, дим, бактерії солі та гідрометеори. У відносно прозорому сільському повітрі міститься до $0,00025$ г пилу 1 див. У суху ясну погоду в 1 см повітря міститься до 130 000 порошинок, після дощу їх кількість зменшується до 32 000-30 000, а над водною поверхнею ще більше, досягаючи 1200 - 800 на відстанях 19 - 20 км від берега. У містах пил та дим промислових підприємств сильніше замутияють

атмосферу, проте ці включення, як правило, розташовуються на висотах не вище 700 – 500 м.

Присутність пилових частинок в атмосфері, гідрометеорів та водяної пари значно послаблюють інтенсивність випромінювання у приземному шарі. Причиною утворення гідрометеорів є наявність повітря гігроскопічних домішок – ядер конденсації. Ядра конденсації складаються із скупчень солей та оксидів, а також частково із твердих включень. Скупчення солей або оксидів дуже гігроскопічні та інтенсивно сприяють початковій освіті крапель. Подальше зростання крапель залежить від цілого ряду факторів, наприклад: швидкості висхідних потоків повітря, його температури та швидкості зміни температури з висотою, коефіцієнта перетворення тепла на поверхні краплі, швидкості дифузії молекул розчиненої речовини при безперервній конденсації тощо. буд. Відомо, що у водяних туманах зустрічаються краплі розміром від 0,1 до 50 – 60 мкм. Більшість крапель мають розмір 7 – 15 нм за позитивних температур і 2 – 5 мкм за негативних. Число крапель в 1 см повітря дорівнює приблизно 50 - 100 для слабкого туману і 50 - 600 для сильного. Краплі у хмарах мають розміри 2 – 30 мкм, а концентрація їх може змінюватися від 50 до 1500 на 1 см . У серпанку (дуже слабкому тумані) розмір крапель менше 1 мкм, які число досягає 10 – 40 на 1 см . Пропускання туману подібно до пропускання хмар, зокрема, від туманів і хмар добре відбивається сонячний реве. Туман і хмари мають вибіркоче поглинання.

Випромінювання може послаблюватися в атмосфері як за рахунок поглинання енергії променя на шляху розповсюдження, так і за рахунок розсіювання променя завислими частинками, що знаходяться в атмосфері. Крім того, гази і зважені частинки, що знаходяться на шляху розповсюдження, можуть випромінювати електромагнітні коливання. Весь цей комплекс причин призводить до ослаблення потужності коливань і зниження яскравого контрасту об'єкта щодо навколишнього фону.

Ослаблення випромінювання у атмосфері можна описати з допомогою експоненціального закону (закону Бугера— Ламберта). Коефіцієнт прозорості (пропускання) атмосфери визначається формулою

$$\tau_a = \exp\{-\alpha_a \cdot L\}$$

де L – довжина середовища, в якому поширюється випромінювання, α_a – показник ослаблення середовища, що дорівнює сумі коефіцієнтів поглинання α_n та розсіювання α_r .

Отже, коефіцієнт прозорості атмосфери можна подати у вигляді добутку чисел

$$\tau_a = \tau_n \cdot \tau_r$$

де τ_n – коефіцієнт пропускання атмосфери, що враховує лише поглинання,

τ_r – коефіцієнт пропускання атмосфери, що враховує лише розсіювання.

Слід зазначити, що в даний час в літературі обговорюється питання про межі застосування закону Бугера - Ламберта при оцінці ослаблення лазерного випромінювання в поглинаючих та розсіювальних середовищах. Попередньо результати теоретичних та експериментальних досліджень зводяться до того, що експоненціальний закон ослаблення випромінювання, що враховує одноразове розсіювання, недостатньо повно описує реальну картину в заму́тненій атмосфері.

Рівень фону багаторазового розсіювання залежно від метеорологічних умов та оптичної товщини шару вздовж шляху лазерного пучка змінюється у дуже широких межах і в деяких випадках може суттєво знизити достовірність передачі в оптичних каналах зв'язку. Так, індикатриса розсіювання туману має значно більш витягнуту вперед форму, ніж індикатриса серпанку, що у свою чергу, підвищує фон дифузно розсіяного випромінювання, і загальний рівень енергії розсіяного оптичного пучка за певних умов може перевищити енергію нерозсіяного випромінювання.

Наближені оцінки поглинання в атмосфері можна отримати шляхом розрахунку. Оскільки у видимій та ближній ІЧ областях спектру водяні пари мають основний вплив на поглинання випромінювання, то показник

поглинання при інженерних розрахунках можна обчислювати за емпіричною формулою

$$\alpha_H = k(\lambda) \cdot v(h)$$

де $k(\lambda)$ – коефіцієнт, який визначається з графіків спектра поглинання в атмосфері.

$v(h)$ – кількість обложеної водяної пари у функції висоти.

Розподіл вологості залежно від висоти у стандартній атмосфері підпорядковується показовому закону. Крім того, зі збільшенням висоти змінюється і здатність поглинання водяної пари. З урахуванням останнього кількість осадженої водяної пари на висоті H для стандартної атмосфери визначається виразом:

$$v_H = v_0 \cdot e^{0,5154H}$$

Значення v_H на похилих трасах поширення випромінювання (без урахування кривизни Землі) розраховується за виразом:

$$v_H = v_0 \cdot \frac{e^{-0,5154H_1} - e^{-0,5154H_2}}{0,5154 \cos \gamma}$$

де v_0 - зенітний кут;

H_1 і H_2 - висоти початку та кінця траси над поверхнею Землі.

2.5. Розрахунок потужності лазерних випромінювачів системи посадки під час роботи в реальних умовах аеродромів

Максимальна дальність дії лазерного випромінювача при вимірюванні параметрів траєкторії у реальних метеорологічних умовах визначається виразом:

$$L = \sqrt{\frac{P_0 \cdot \eta}{E_{\text{пор}} \cdot \omega_{\text{вип}}}} \exp(-\tau_L)$$

де P_0 – потужність лазерного джерела випромінювання;

η – ККД передавальної оптичної системи;

$\omega_{\text{вип}}$ – тілесний кут відбитого випромінювання;

$E_{\text{пор}}$ – порогова освітленість ока пілота;

τ_L – оптична густина атмосфери на траєкторії L.

При роботі в реальних умовах аеродромів поширення лазерного випромінювання в атмосфері супроводжується його поглинанням та розсіюванням, причому для однорідного середовища при потужностях випромінювання, що не перевищують допустимих значень, застосуємо закон Бугера:

$$I(f) = I_0(f) \exp[-\gamma(f)L]$$

де $I_0(f)$, $I(f)$ – інтенсивність оптичного випромінювання частоти f до і після проходження шару атмосфери завтовшки L;

$\gamma(f)$ – коефіцієнт ослаблення лазерного випромінювання, що визначається виразом:

$$\gamma(f) = k(f) + \sigma(f)$$

де $k(f)$ - коефіцієнт поглинання;

$\sigma(f)$ – коефіцієнт розсіювання випромінювання.

При цьому ослаблення лазерного випромінювання поділяється на молекулярне та аерозольне. Для обраного діапазону роботи лазерів (червоний колір) основний вплив на молекулярне поглинання випромінювання мають кисень і водяні пари. Величини молекулярного розсіювання σ_m та поглинання k_m наведені в табл. 2.1

Таблиця 2.1

Величини коефіцієнтів поглинання та розсіювання

Модель атмосфери	Висота, км	Коефіцієнт молекулярного поглинання, км^{-1}	Коефіцієнт молекулярного розсіювання, км^{-1}
Літо середньої	0 – 1	10^{-6}	$1,84 \cdot 10^{-3}$

смуги		
Зима середньої смуги	0 – 1	$1,98 \cdot 10^{-3}$

Оптичні параметри атмосфери великою мірою залежать від наявності аерозолів, до яких відноситься туман, серпанки, хмари, опади, різні види пилу та димів. Розсіювання та поглинання лазерного випромінювання аерозолями враховується за допомогою коефіцієнта аерозольного розсіювання σ_a та поглинання k_a . Аерозольне поглинання пов'язане з метеорологічною дальністю видимості (МДВ) і ця залежність виражається таким емпіричним співвідношенням:

$$\gamma_{A(0)} = \frac{3,91}{V} \cdot \left[\frac{\lambda}{0,55} \right]^{-0,585V^{\frac{1}{3}}}$$

де V - Метеорологічна дальність видимості.

Величина коефіцієнтів аерозольного ослаблення атмосфери на рівні моря для різних значень МДВ для випромінювання з довжиною хвилі = 0,6 мкм наведені в табл. 2.2

Таблиця 2.2

Розмір коефіцієнтів аерозольного ослаблення атмосфери лише на рівні моря щодо різноманітних значень МДВ

МДВ, км	$\gamma_{A(0)}, \text{км}^{-1}$
0,2	2,940
0,4	0,980
0,6	0,206
0,8	0,103
1,0	0,058

Аерозольна складова коефіцієнтів згасання експоненційно зменшується з висотою, при цьому:

$$\gamma_a(h) = \gamma_a(0) \cdot \frac{N_a(h)}{N_0(0)}$$

де $N(h)$ – концентрація аерозолів на висоті h ;

$N(0)$ – концентрація аерозолів лише на рівні моря.

Значення концентрації аерозолів лише на рівні моря $N(0) = 210$ сант. але в висоті 1 км $N(1) = 87$ сант.

Лазерний промінь поширюється похилою площиною. При цьому оптична щільність атмосфери, що визначає загасання лазерного випромінювання на шляху розповсюдження L може бути виразом:

$$\tau(L) = \frac{1}{\sin \Theta} \sum_0^h \gamma(h') \Delta h$$

де $\tau(L)$ – оптична густина атмосфери на похилій траєкторії L висоти h .

Θ – кут нахилу траєкторії L .

При працюючому лазері за умов розсіючої атмосфери має місце специфічна перешкода зворотного розсіювання. Потік енергії зворотного розсіювання, що потрапляє до приймальної оптичної системи лазера, може бути визначений виразом:

$$P_{\text{зв.розс}} = \sigma(L) \cdot P_0 \cdot \varphi_{180} \cdot \frac{S_{\text{вх}}}{L^2} \cdot c \cdot \tau_i \cdot \exp(-2\tau_L)$$

де P_0 - імпульсна потужність лазерного джерела випромінювання;

$\sigma(L)$ – коефіцієнт об'ємного розсіювання;

φ_{180} – значення індикатриси розсіювання при кутах, близьких до 180°

$S_{\text{вх}}$ - площа вхідної зіниці;

τ_i – тривалість імпульсу випромінювання;

τ_L – оптична густина атмосфери.

2.6 Методика інженерного розрахунку потужності лазерного випромінювача

Розраховуємо потужність ОКГ для використання його в умовах другої категорії посадкового метеомінімуму (вертикальна видимість $H = 30$ м) при посадці по глісаді $30^\circ 30'$

При цьому дальність дії лазерного маяка дорівнюватиме:

$$L_{\text{макс}} = L_{\text{накл}} + \Delta L = 517 \text{ м}$$

У цьому випадку на ЗПС пілот бачить зображення, яке створюється всіма лазерними маяками

Вихідна формула для розрахунку:

$$P = \frac{L^2 \cdot E_{\text{пор}} \cdot \omega_{\text{изл}}}{\eta} \cdot e^{-\tau_L}$$

де L – дальність;

$E_{\text{пор}}$ – чутливість ока;

$\omega_{\text{вип}}$ – тілесний кут випромінювання

η – ККД.

Визначаємо оптичну густину атмосфери τ_L . Для цього розраховуємо коефіцієнт ослаблення $\gamma(f)$

$$\gamma = \alpha_n + \alpha_p$$

де α_n – коефіцієнт поглинання, α_p – коефіцієнт розсіювання;

Для випромінювання з довжиною хвилі $\lambda = 0,6943$ мкм поглинання з водяною парою дуже мало і становить:

$$\alpha_n = K(\lambda) \cdot V(\lambda) = 0,8 \text{ дБ/км}$$

де $K(\lambda)$ – коефіцієнт визначається λ

$V(\lambda)$ – кількість обложеної водяної пари.

Коефіцієнт розсіювання α_p для МДВ за II категорією

$$\alpha_p = 8 \text{ дБ/км}$$

Коефіцієнт ослаблення

$$\gamma(f) = \alpha_n + \alpha_p = 0,8 + 8 = 8,8 \text{ дБ/км}$$

Оптична густина атмосфери

$$\tau_L = e^{8,8} \cdot 0,517 = e^{4,6} = 94,59$$

Вихідні дані для розрахунку:

Освітленість вночі:

$$E_0 = 10^{-7} \text{ лк} = 10^{-7} \frac{\text{лм}}{\text{м}^2} = \frac{10^{-7}}{683} \frac{\text{Вт}}{\text{м}^2}$$

Освітлення в день:

$$E_0 = 10^{-4} \text{ лк} = 10^{-4} \frac{\text{лм}}{\text{м}^2} = \frac{10^{-4}}{683} \frac{\text{Вт}}{\text{м}^2}$$

$$\omega_{\text{изл}} = 10^{-4} \text{ стер.}$$

$$L_{\text{макс}} = 517 \text{ м}$$

$$\eta \approx 1$$

$$L = \sqrt{\frac{P_0 \cdot \eta}{E_{\text{пор}} \cdot \omega_{\text{изл}}}} \cdot e^{-\gamma L}$$

$$L^2 = \frac{P_0 \cdot \eta}{E_{\text{пор}} \cdot \omega_{\text{изл}}} \cdot e^{-\gamma L}$$

$$P_0 = \frac{L^2 \cdot E_{\text{пор}} \cdot \omega_{\text{изл}}}{\eta} \cdot e^{-\gamma L}$$

Потужність випромінювання вдень:

$$P_0 = \frac{L^2 \cdot E_{\text{пор}} \cdot \omega_{\text{изл}}}{\eta} \cdot e^{-\gamma L} = \frac{(517)^2 \cdot 10^{-4} \cdot 10^{-4}}{1 \cdot 683} \cdot e^{4,6} = 3,9 \cdot 10^{-4} \text{ Вт}$$

За результатами розрахунків найбільш підходящий тип лазера ЛГ-209 з потужністю випромінювання $P = 10$ мВт і довжиною хвилі $\lambda = 0,63$ мкм

Потужність лазера перевищує найбільшу розрахункову потужність у 2,56 рази, що забезпечує відношення сигнал/шум $\mu = 15$ вдень. Вночі потужність обраного лазера перевищує розрахункову потужність $2,56 \cdot 10^3$, що забезпечує $\mu = 85$ і можливість правильного виявлення $D = 0,9$.

Для інженерного розрахунку енергетичних параметрів наземних ОКГ-випромінювачів системи візуалізації побудовано номограму (рис. 3.10). За основу для розрахунку та побудови прийнято наступні залежності; формула

зв'язку між метеорологічною дальністю видимості $S_{M.D.B}$ та дальністю видимості наЗПС S_D для різних погодних категорій:

$$E_{пор} = \frac{I_V}{S_D^2} e^{-3,5S_D/S_{M.D.B}} \quad (2.1)$$

Формула зв'язку між коефіцієнтом ослаблення атмосфери та метеорологічною дальністю видимості:

$$k_\lambda = \frac{1}{S_{M.D.B}} \ln \frac{1}{\epsilon_0} \quad (2.2)$$

Значення граничної дальності виявлення ЗПС методом візування при необхідному значенні порогової чутливості електронно-оптичного перетворювача (ЕОП):

$$D_{max} = \left[\frac{J(\omega)k(\lambda)\tau_a^D(\lambda)}{E_{пор.необх.}(\lambda)} \right]^{\frac{1}{2}} \quad (2.3)$$

У формулах (2.1) - (2.3) $E_{пор}$ - порогова освітленість ока при спостереженні світлосигнальних посадкових вогнів ЗПС (у нічний час $E_{пор} = 10^{-6}$ лк, вдень - 10^{-3} лк);

I_V - сила світла посадкових вогнів, кд; $J(\omega)$ - просторова щільність променистого потоку, Вт/ср; $\epsilon_0=0.02...0,03$ - поріг контрастної чутливості ока нормального спостерігача; $k(\lambda)$ - коефіцієнт використання фотоприймачем випромінювання; $E_{пор.необх.}(\lambda)$ - необхідне значення граничної чутливості ЕОП.

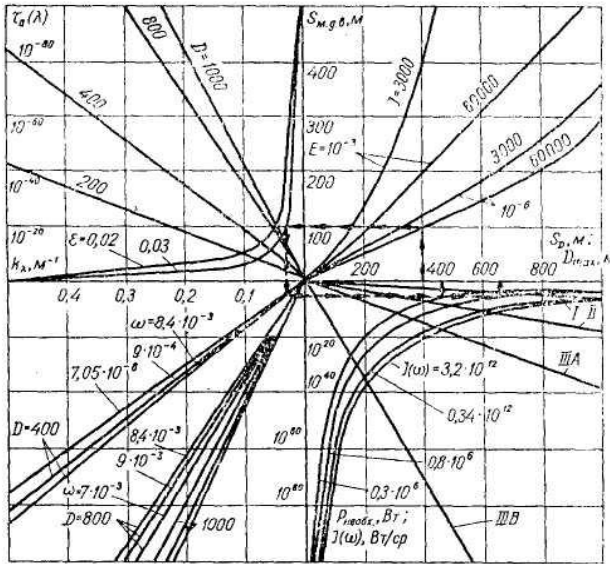


Рис.2.6. Номограма розрахунку енергетичних параметрів наземних ОКГ-випромінювачів для системи візуалізації ЗПС: I, II, IIIA, IIIB – погодні категорії ICAO

Стрілки на рис. 2.6 показаний конкретний приклад розрахунку за номограмою ($P_{\text{необх}}$ – необхідна потужність наземного ОКГ-випромінювача). Приймаючи необхідну дальність видимості на ЗПС, наприклад, за II категорією, що дорівнює $SD = 400$ м, визначаємо метеорологічну дальність видимості для сили світла посадкових вогнів у нічних умовах посадки ($I_v = 6 \cdot 10^4$ кд; $E_{\text{пор}} = 10^{-6}$ лк): $S_{\text{м. д.в}} = 100$ м. Для цього значення $S_{\text{м. д.в}}$ та коефіцієнта ослаблення $k_l = 0,025$ знаходимо дальність виявлення ОКГ-випромінювача при $J(\omega) = 0,8 \cdot 10^6$ Вт/ср: $D_{\text{max}} = 600$ м.

Зазначимо, що вирішення проблеми візуалізації слід шукати у поєднанні в полі зору пілота зображення ЗПС, виробленого проєкційним кінематичним або голографічним методами за пілотажними параметрами, отриманими від штатних бортових датчиків (висоти, кутів тангажу, крену, нишпорення та кутів відхилення від глысади) реальної ЗПС, отриманої методом візування за допомогою пристроїв квантової електроніки або радіолокаційних маркерних маяків.

Переваги лазерних засобів навігаційного обладнання (ЛЗНО) в порівнянні з заснованими на традиційних джерелах світла добре відомі [1]: вузька

спектральна смуга лазерного випромінювача значно збільшує помітність випромінювання на тлі інших вогнів і забезпечує більшу дальність видимості, особливо вдень, у сутінках та за інших несприятливих умовах. Завдяки вузькій діаграмі спрямованості зростає точність формування гліссад, створів та секторів. Суттєво вище у них і ККД, оскільки ЛЗНО не потребують кольорових вузькосмугових фільтрів.

Однак подібні системи мають і серйозні недоліки, які в основному пояснюються використанням у більшості з них газових лазерів. Так, ККД газових лазерів дуже низький (не більше 0,1%), що вимагає застосування джерела живлення потужністю кілька кіловат. Дуже обмежений їх колірний діапазон, особливо у жовто-червоній області спектру. А щоб уникнути втрати орієнтації в темних зонах, що утворюються під час переходу від однієї колірної зони до іншої, доводиться використовувати прецизійні оптичні та скануючі системи, що забезпечують безперервність переходу. ЛЗНО на основі газових лазерів досить громіздкі: їх масогабаритні характеристики зростають пропорційно до кількості колірних зон (практично на кожен довжину хвилі потрібно своє лазерне джерело або, при багатобарвному джерелі, своя система сканування).

До того ж вони дуже чутливі до зовнішніх впливів і потребують постійного обслуговування. Ще один істотний недолік газових лазерів – шкідливий вплив їхнього випромінювання, що має високу когерентність, на очі та організм людини в цілому. Така дія пов'язана не тільки з оптичною щільністю потужності випромінювання - навіть малопотужне випромінювання He-Ne-лазера ($\lambda = 0,63$ мкм) знижує згортання крові і викликає інші несприятливі для здоров'я наслідки [2].

Висновки до розділу

Усі недоліки відомих лазерних систем посадки можна усунути, використовуючи імпульсні напівпровідникові лазери з електронним накачуванням (ІПЛЕН). По ККД (до 10%) вони близькі до високоефективних

напівпровідникових інжекційних лазерів, а імпульсна потужність їх випромінювання досягає десятків мегават на будь-якій довжині хвилі в діапазоні від ближнього ультрафіолету (0,37 мкм) до ближньої інфрачервоної області спектру (1,1 мкм). Ширина спектру випромінювання ППЛЕН (десятки ангстрем) набагато менше, ніж у звичайного світлового джерела, але на чотири порядки вище, ніж у газового лазера – випромінювання не когерентно, хоча й високо-хроматична. Завдяки цьому навігаційні системи, засновані на ППЛЕН, мають всі переваги ЛНО і нешкідливі, як звичайні світлові джерела. До того ж вони мають малі габарити і споживану потужність і не вимагають систем охолодження.

Розділ 3

ТЕХНІЧНІ РІШЕННЯ ДЛЯ ЛАЗЕРНОЇ СИСТЕМИ ПОСАДКИ НА СКАНУЮЧОМУ НАПІВПРОВІДНИКОВОМУ ЛАЗЕРІ

Вступ

Вимоги до сучасного навігаційного обладнання для орієнтації літальних апаратів дуже високі: воно має бути надійним, ефективно забезпечувати орієнтацію в будь-який час доби навіть в екстремальних метеоумовах і, що важливо, не завдавати шкоди здоров'ю людей.

Фактично всі посадки виконуються за візуальними орієнтирами незалежно від того, чи був початковий етап заходу на посадку встановлений за правилами візуального польоту в яскравий сонячний день або завершення польоту відбувалося за правилами польотів приладами. Зрештою, пілот візуально спостерігає ЗПС, оцінює зорове сприйняття і садить літак за візуальними орієнтирами.

При інструментальному заході на посадку потрібно перехід пілота від польотних умов, коли літак повністю керується бортовими приладами, до умов, коли посадка виконується за візуальними орієнтирами, що знаходяться поза літаком. При мінімумах точного заходу на посадку за II категорією ІКАО є менше 8 секунд від моменту, коли він досягає висота прийняття рішення (ВПР), до точки дотику.

Чим раніше настає візуальний контакт з вогнями підходу і з ЗПС, тим більшим часом льотчик має в своєму розпорядженні для усунення похибок заходу.

Це особливо важливо для швидкісних і важких повітряних суден, що відрізняються високими швидкостями підходу до початку вирівнювання і високою інертністю. Це найбільш відповідальний етап у емоційно-психологічному стані льотчика.

Найбільш ефективним шляхом вирішення завдання підвищення безпеки посадки літальних апаратів, розширення можливості льотної експлуатації літаків вдень і вночі, в тому числі, в умовах поганої видимості та радіоелектронних перешкод, є побудова візуальних оптичних систем на основі впровадження сучасних лазерно-радіотехнічних технологій на новітній елементній базі вітчизняного виробництва.

Основними властивостями лазерного випромінювання, що визначають перевагу його використання в засобах візуальної навігації, є висока спектральна яскравість, мала кутова розбіжність пучка випромінювання і підвищена здатність, що проникає в умовах поганої видимості (туман, дощ, снігопад, щільна серпанок) в порівнянні з випромінюванням традиційних джерел.

У даному розділі розглянемо та запропонуємо технічні рішення для підвищення ефективності лазерної триколірної навігаційної системи завдяки імпульсним напівпровідниковим лазерам з електронним накачуванням. Це рішення зменшить енергоспоживання, вагу та габарити, а також дозволить швидко розгортати такі системи як додатковий засіб забезпечення безпеки посадки літаків, проведення суден у складних метеоумовах або використовувати їх там, де немає стаціонарних систем навігації.

3.1. Візуальні лазерні курсоглісадні системи посадки повітряних суден

Сьогодні відомі кілька типів візуальних лазерних систем посадки, які умовно можна розділити за принципом використання лазерного випромінювання на системи візуалізації з використанням розсіяного лазерного випромінювання та системи, що базуються на баченні прямого лазерного випромінювання.

До лазерних систем посадки першого типу відносяться лазерні візуальні курсоглісадні системи, в яких використовується ефект розсіювання вузькоспрямованого променя напівпровідникового інжекційного лазера в атмосфері на молекулах газів, аерозольних частинках, неоднорідностях, викликаних турбулентним рухом повітря. Пілот повітряного судна, що заходить на посадку, спостерігає лазерний промінь у вигляді витягнутого прямолінійного джгута, який виділяється на тлі навколишнього повітряного простору.

Це дозволяє льотчику бачити проекції лазерних променів у вигляді символу, що однозначно визначає положення літака на посадковій траєкторії і на злітно-посадковій смузі. До такого типу ЛКГСП належать системи "Координата-Л", "Глісада-М" та "Сталкер". Лазерні системи посадки іншого типу засновані на баченні прямого випромінювання напівпровідникових лазерів з електронно-лучевим накачуванням (СПНЕН). За допомогою СНЛЕН та оптичної системи вздовж глісади формуються світлові зони візуального спостереження джерела світла трьох кольорів (жовтого, зеленого, червоного) із заданими кутівими розмірами та геометричною формою. Така система практично замінює світлосигнальні системи, що використовують у даний час, на лампах високої ефективності з кольоровими фільтрами.

У 2003 році був створений експериментальний лазерний маяк на основі скануючого напівпровідникового лазера з електронно-променевою накачкою (СНЛЕН) (рис. 3.1)



Рис.3.1. Імпульсний (а) та скануючий (б) напівпровідникові лазери з електронно-променевою накачкою

3.1.1. Лазерні курсоглісадні системи посадки на ефекті розсіювання

До сучасних розробок лазерних систем такого типу відноситься курсоглісадна система посадки на інжекційних лазерах. У цій системі для завдання розрахункової траєкторії заходу на посадку використовуються лінійні, протяжні орієнтири у вигляді світлових променів помаранчевого кольору, жорстко пов'язані з ЗПС і льотчиком, що спостерігаються завдяки розсіянню лазерного випромінювання на неоднорідностях в атмосфері.

Льотчик спостерігає проєкції лазерних променів, щодо яких визначає положення літака на посадковій траєкторії. ЛКГСП забезпечує безпечний захід та посадку ЗС вночі в ПМУ та СМУ під хмарами. У базовий типовий склад подібної системи (рис. 3.2) входять два глісадні маяки, що розміщуються по краях ЗПС на траверсі смуги точного приземлення, і третій маяк – курсовий, винесений на 100 м по осі ЗПС у бік ПС, що заходить на посадку.

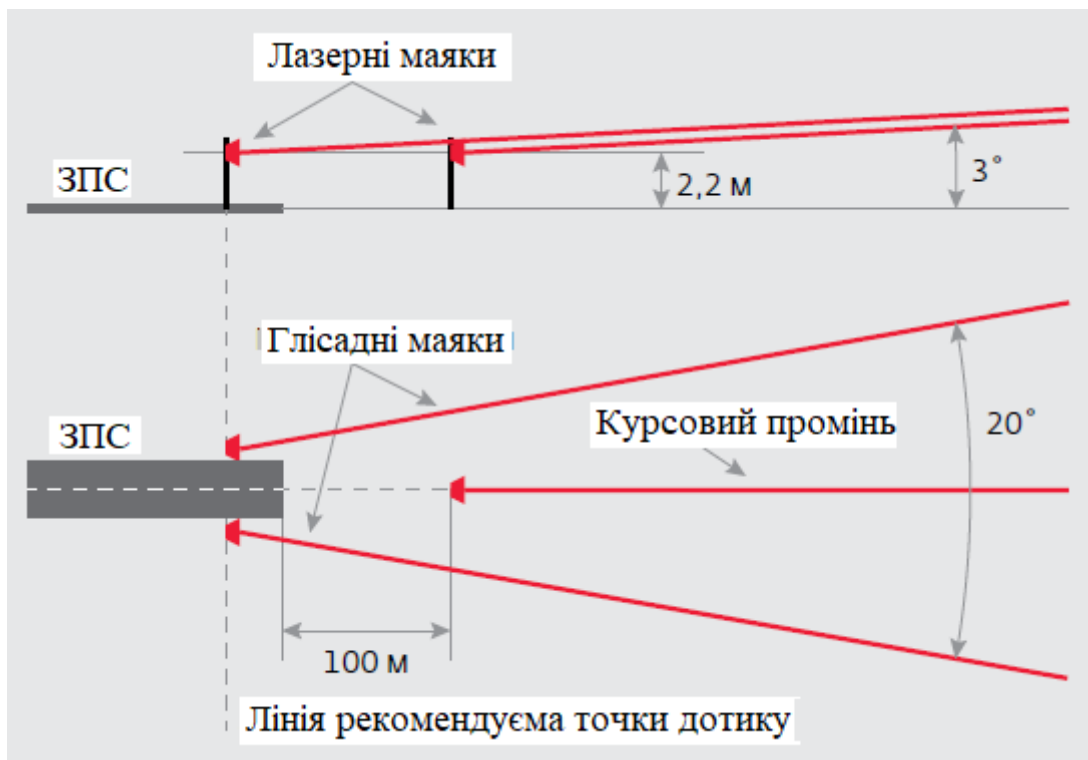


Рис. 3.2. Схема розміщення лазерних маяків та напрямки курсового

та глісадного лазерного проміння щодо ЗПС

Оптична вісь кожного з глісадних маяків у горизонтальній проекції відхилена від осьової лінії ЗПС на 10° . У вертикальній площині оптичні осі всіх маяків ЛКГСП спрямовані під одним рекомендованим для даної ЗПС кутом нахилу. Основною відмінною особливістю даної системи є формування в полі зору льотчика візуальної просторової картини з трьох променів, що світяться: двох променів, що утворюють площину "ідеальної" глісади зниження ВС, і третього променя, що вказує напрям посадкового курсу (створа ЗПС) (рис. 3.3).

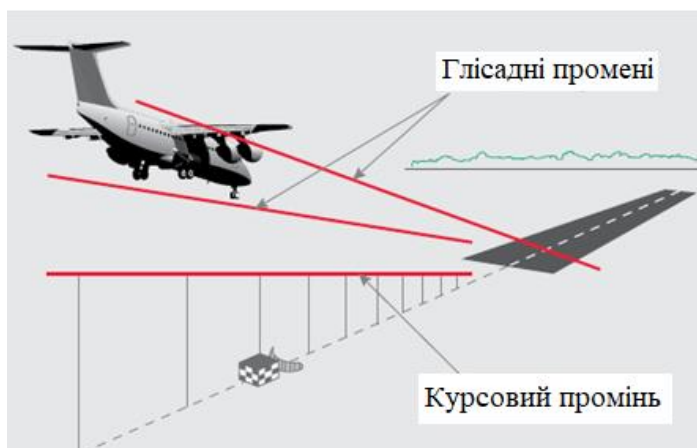


Рис. 3.3. Принцип побудови ЛКГСП

Пілотування ПС з використанням такої системи зводиться до витримання візуальної картини променів ЛКГСП у формі "правильної" літери "Т", при цьому траєкторія польоту ПС буде близька до встановленої для даного аеродрому глісади зниження. Вид променів ЛКГСП з кабіни заходу на посадку ВС при різних його положеннях щодо заданої глісади зниження показаний на рис. 3.4.

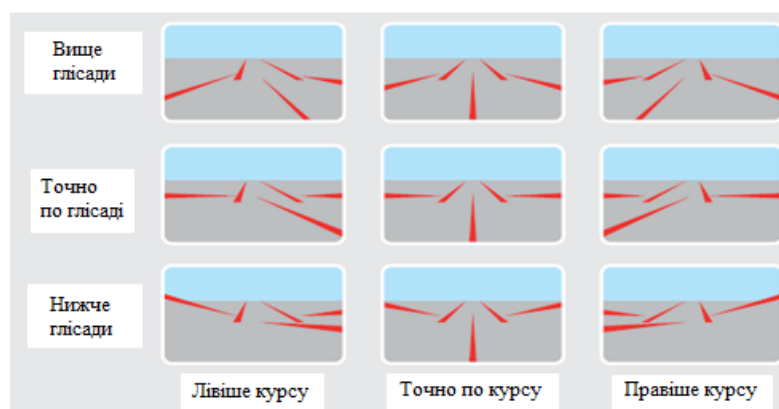


Рис. 3.4. Вид променів ЛКГСП з кабіни ПС, що заходить на посадку

при різних його положеннях щодо заданої глісади зниження

В залежності від кваліфікації пілота, що виконує захід на посадку, ПС може перебувати над заданою глісадою або під нею, ліворуч або праворуч від неї і т.д.

Основною перевагою ЛКГСМ є встановлення екіпажем ПС візуального контакту з точкою приземлення на ЗПС при підльоті до аеродрому в простих метеоумовах на видаленні 10-14 км і створення умов для наочного сприйняття зсувів ВС щодо встановленої для даного аеродрому глісади.

3.1.2. Лазерні курсоглісадні системи посадки прямої видимості

Такі системи посадки ПС засновані на видимості прямого триколірного лазерного випромінювання, що має більш високий контраст порівняно з розсіяним лазерним випромінюванням при однаковій потужності та однаковій яскравості фону у будь-який час.

Основним елементом запропонованої до розробки лазерної системи посадки прямої видимості є скануючий напівпровідниковий лазер з електронним накачуванням (СНЛЕН) (рис.3.5), що забезпечує одночасне висвічування триколірної курсоглісади у вигляді просторового керованого світлового коридору і оптичну локацію літальних апаратів (ЛА) у колірній зоні глісади.

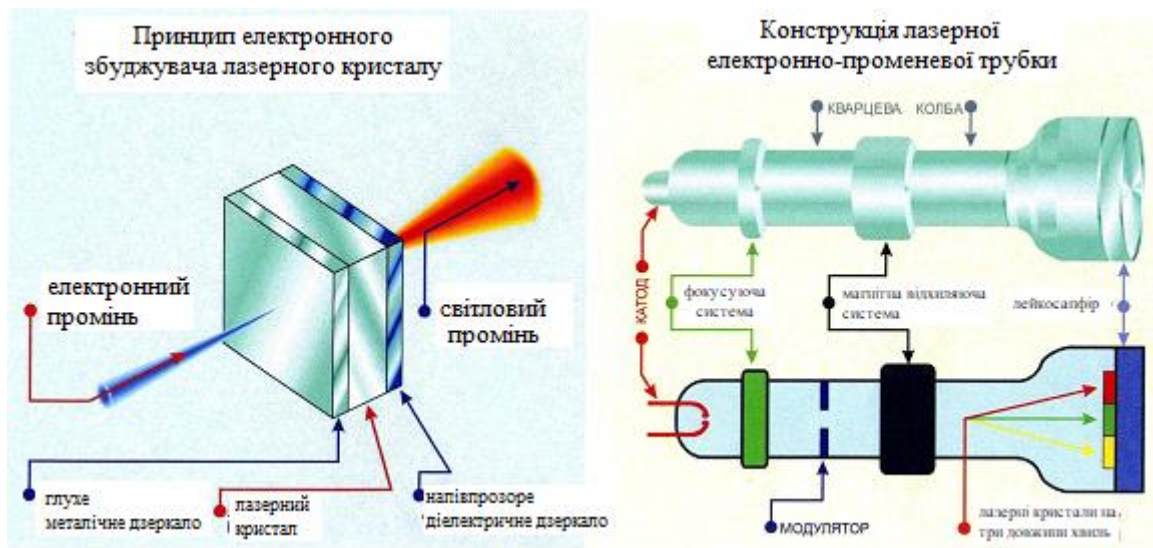


Рис. 3.5. Принцип дії (а) та конструкція (б) багатобарвного СНЛЕН

Використання в системах лазерної посадки напівпровідникових лазерів з електронним накачуванням (СНЛЕН), що володіють на кілька порядків меншою когерентністю, не впливає на зір льотчиків і операторів аеродрому.

Робота таких джерел випромінювання заснована на ефекті перетворення (за допомогою напівпровідникових лазерних оптичних резонаторів) енергії модульованих або скануючих електронних пучків накачування в модульоване або когерентне випромінювання випромінювання.

Основним елементом напівпровідникового генератора, що визначає технічні характеристики випромінювання, є оптичний напівпровідниковий лазерний резонатор, який виконує функцію перетворювача енергії електронного пучка в енергію збудження атомів і функцію середовища, в якій відбувається поширення і посилення випромінювання. Робота такого джерела випромінювання заснована на ефекті перетворення (за допомогою напівпровідникових лазерних оптичних резонаторів) енергії модульованих або скануючих електронних пучків накачування в модульоване або когерентне випромінювання. Особливість конструкції навігаційного комплексу на основі запропонованого джерела світла полягає в тому, що світлові поля формуються оптичною системою шляхом розташування поверхні джерела світла, що світиться, у фокальній площині.

При цьому здійснюється перенесення зображення поверхні джерела світла, що світиться, в нескінченність (рис. 3.6).

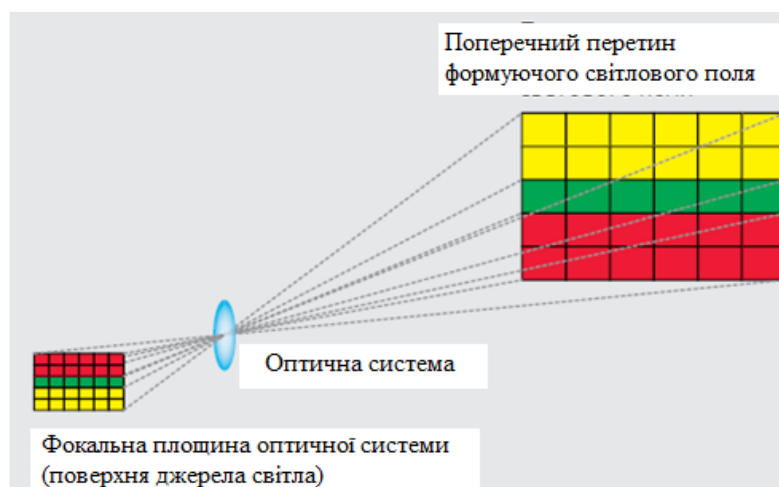


Рис. 3.6. Процес формування світлового поля навігаційним комплексом на основі СНЛЕН

На аеродромах постійного базування лазерна система посадки, що розглядається, може застосовуватися як світлосигнальне обладнання для посадки та зльоту ПС у ПМУ та СМУ, при мінімумі погоди за II і III категоріями ІСАО (Міжнародна організація цивільної авіації). Схема типового варіанта розташування лазерних курсових та глісадних маяків системи на аеродромах постійного базування зображена на рис. 3.7.

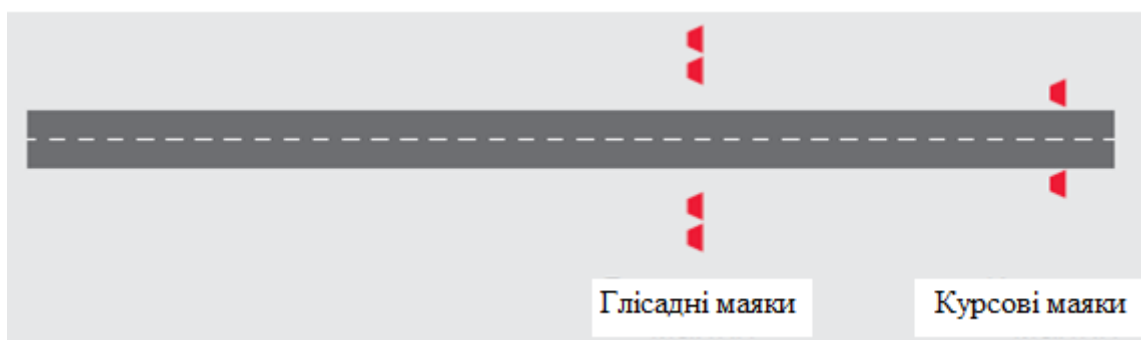


Рис. 3.7. Розташування лазерних курсоглісадних маяків на аеродромі постійного базування

При такому варіанті розташування лазерних і глісадних маяків в районі ближнього за заходом порога ЗПС ліворуч і праворуч від бічної кромки її штучного покриття на відстані 9 м встановлюється по одному лазерному

маяковому курсовому. На віддаленні 350 м від порогу ЗПС ліворуч і праворуч на віддаленні 9 м від кромки ЗПС (на лінії, перпендикулярної осі ЗПС) розташовуються по два глісадні випромінювачі з інтервалом між ними 10 м.

Курсові маяки налаштовуються таким чином, щоб від осі установки випромінювача по азимуту $\pm 15^\circ$ створювалася світлова зона з трьох кольорних секторів, що мають вертикальні межі поділу (рис. 3.8). Поздовжня вісь випромінювача курсових маяків (нульовий параметр випромінювання) виставляється строго по лінії, паралельній осі ЗПС. Вертикальна межа між зеленим і жовтим кольорними секторами є продовженням бічних кромки ЗПС у просторі, тобто. формується центральний стулок (зелений) у вигляді коридору заданої ширини. Це дозволяє усунути головну проблему світлосигнальних маяків – збільшення центральної світлової зони при збільшенні дистанції між маяком та ПС, внаслідок чого виникає небезпека відхилення останнього від осі ЗПС.

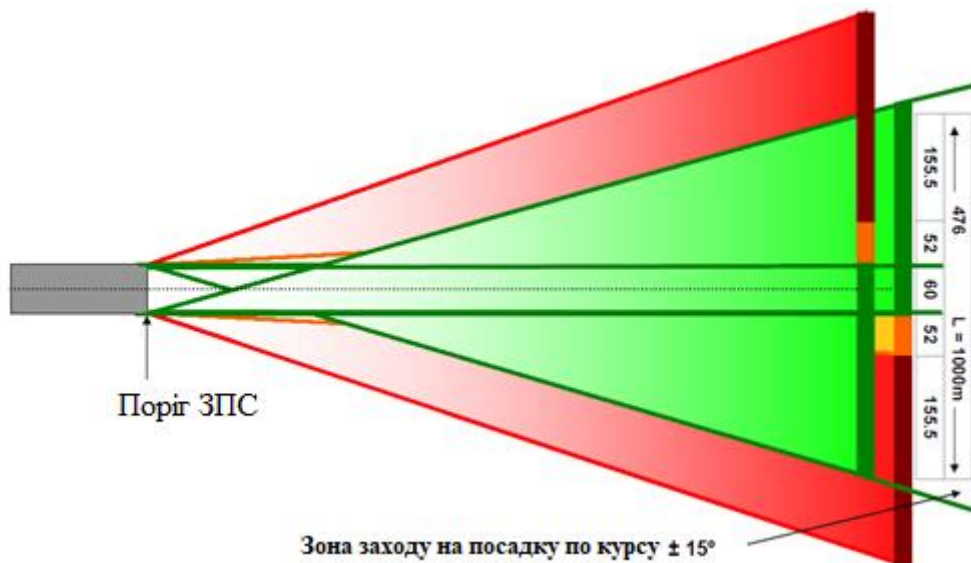


Рис. 3.8. Зона випромінювання курсових маяків за азимутом (вид зверху)

При такому розташуванні маяків і знаходження ПС у створі ЗПС льотчик бачить обидва курсові маяки зеленого кольору.

При виході за межі межі бічної кромки злітно-посадкової смуги ПС входить у жовтий колірний сектор ($0-3^\circ$) і при подальшому відхиленні – до червоного ($3-15^\circ$).

Глісадні маяки розташовуються перпендикулярно до осі ЗПС, є вогнями знака приземлення і дозволяють контролювати положення горизонту. Крім того, по взаємному розташуванню внутрішніх глісадних маяків льотчик визначає середину ЗПС, а по взаємному розташуванню курсових і внутрішніх глісадних маяків (розташовані на лінії паралельної осі ЗПС) положення ПС по відношенню до осі ЗПС. На рис. 3.9 наведено настановні кути піднесення променів глісадних маяків.

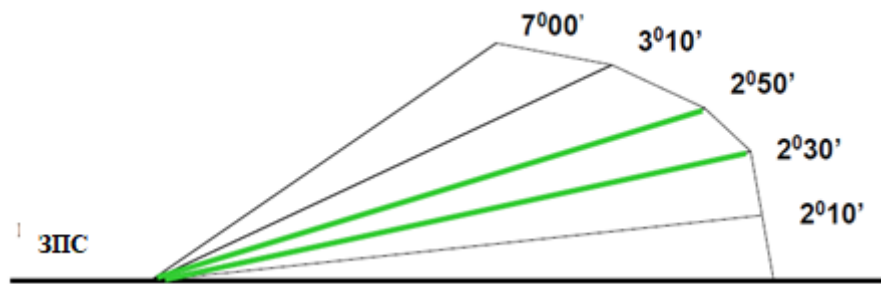


Рис. 3.9. Установочні кути піднесення променів глісадних маяків

При виконанні заходу на посадку по встановленій глісаді льотчик спостерігатиме зелені курсові та глісадні вогні (рис. 3.10).

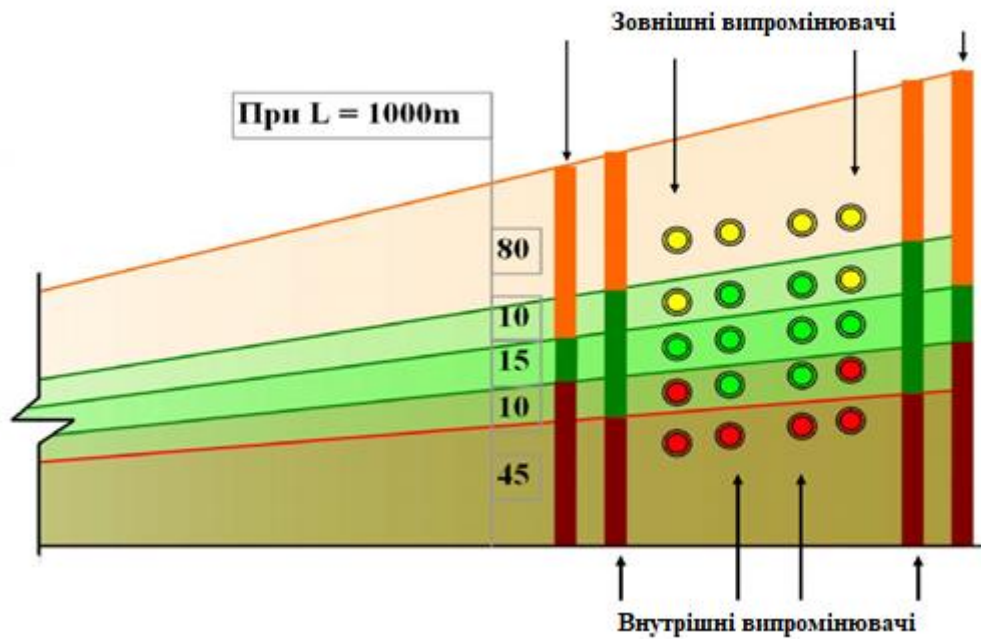


Рис. 3.10. Зони випромінювання глісадних маяків

При виконанні стандартного заходу на посадку з використанням такої ЛКГСП після розвороту на посадковий курс на висоті 600 м і входу ПС у зону дії лазерної системи посадки (рис. 3.11) льотчик спостерігає зелені курсові вогні, якщо знаходиться в створі ЗПС, та червоні глісадні вогні, якщо літак входить у нижній сектор глісади (тобто корисна глісада перебуває вище) (рис. 3.12 а).

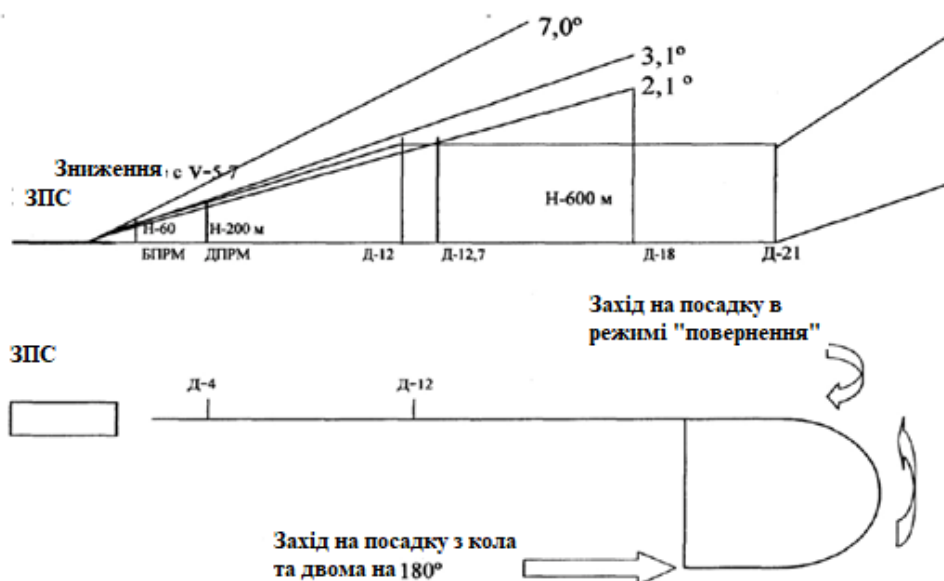


Рис. 3.11. Схема заходу на посадку

Продовжуючи виконувати горизонтальний політ, ПС входить у зону заданої глісади, у своїй відбувається зміна кольору маяків глісади (спочатку внутрішніх, та був зовнішніх) на зелений колір (рис. 3.12 б). Таким чином, льотчик отримує інформацію про наближення до встановленої глісади та вхід до неї послідовною зміною кольорних зон внутрішніх та зовнішніх глісадних маяків.

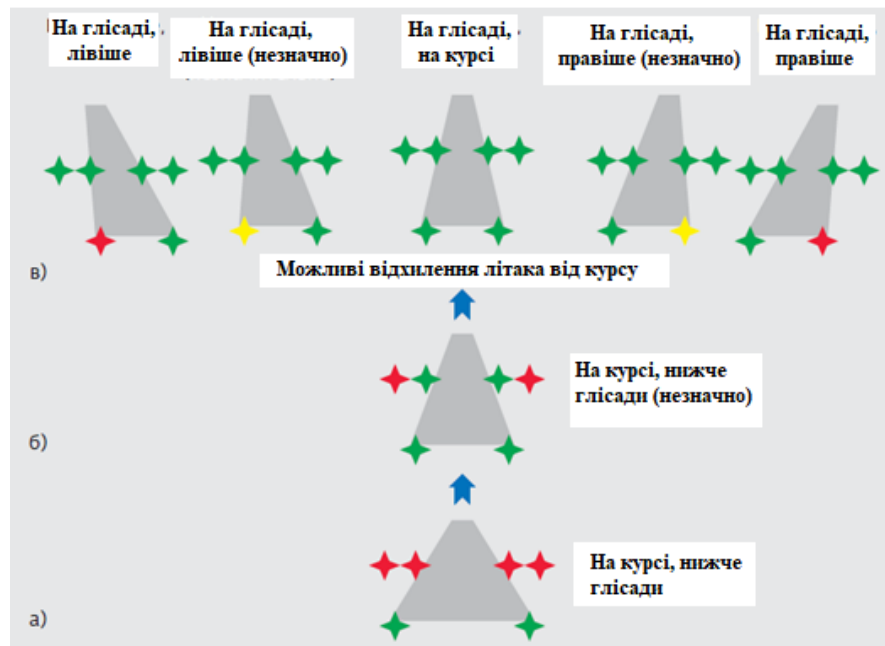


Рис.3.12. Вид випромінювання курсоглісадних маяків з ПС на стаціонарному аеродромі при різних положеннях ПС щодо встановленої глісади

Відхилення положення ПС від глісади за курсом контролюється за видимим взаємним положенням глісадних та курсових випромінювачів, розташованих ліворуч і праворуч від ЗПС (рис. 3.13). Враховуючи небезпеку раннього зниження ПС (під глісаду), можлива модуляція червоної зони глісадного маяка із частотою 1–2 Гц.

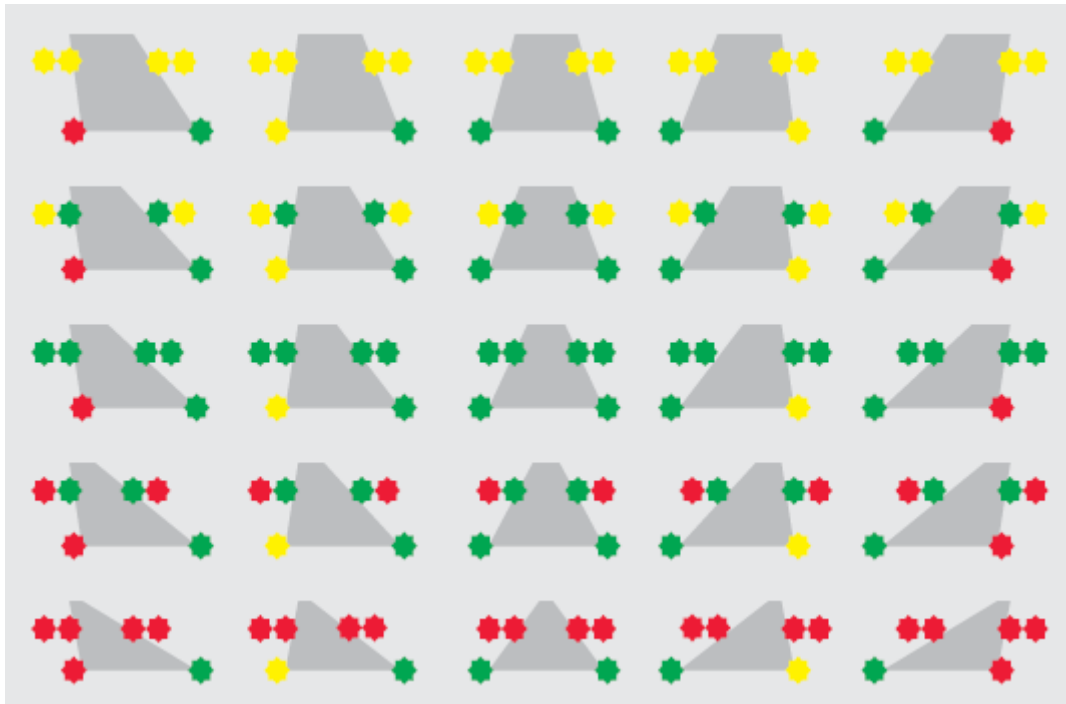


Рис. 3.13. Вид курсоглісадних маяків з кабіни ПС при різних його положеннях щодо встановленої глісади(всі варіанти)

Проблисковий режим роботи випромінювача в цьому випадку акцентує увагу пілота на відхиленні і прискорить його усунення.

Варіанти формування колірних зон та розміщення лазерних випромінювачів можуть змінюватись в залежності від умов застосування (типу ПС, класу аеродрому, характеру місцевості тощо).

Найбільш оптимальний склад системи та схема встановлення лазерних маяків у районі ЗПС відпрацьовуються в процесі проведення льотних випробувань лазерної системи. Вигляд з кабіни ПС та зображення на екрані керівника польотів аеродрому, обладнаного мобільним варіантом ЛКГСП, при різних положеннях ПС щодо встановленої глісади показано на рис. 3.14.

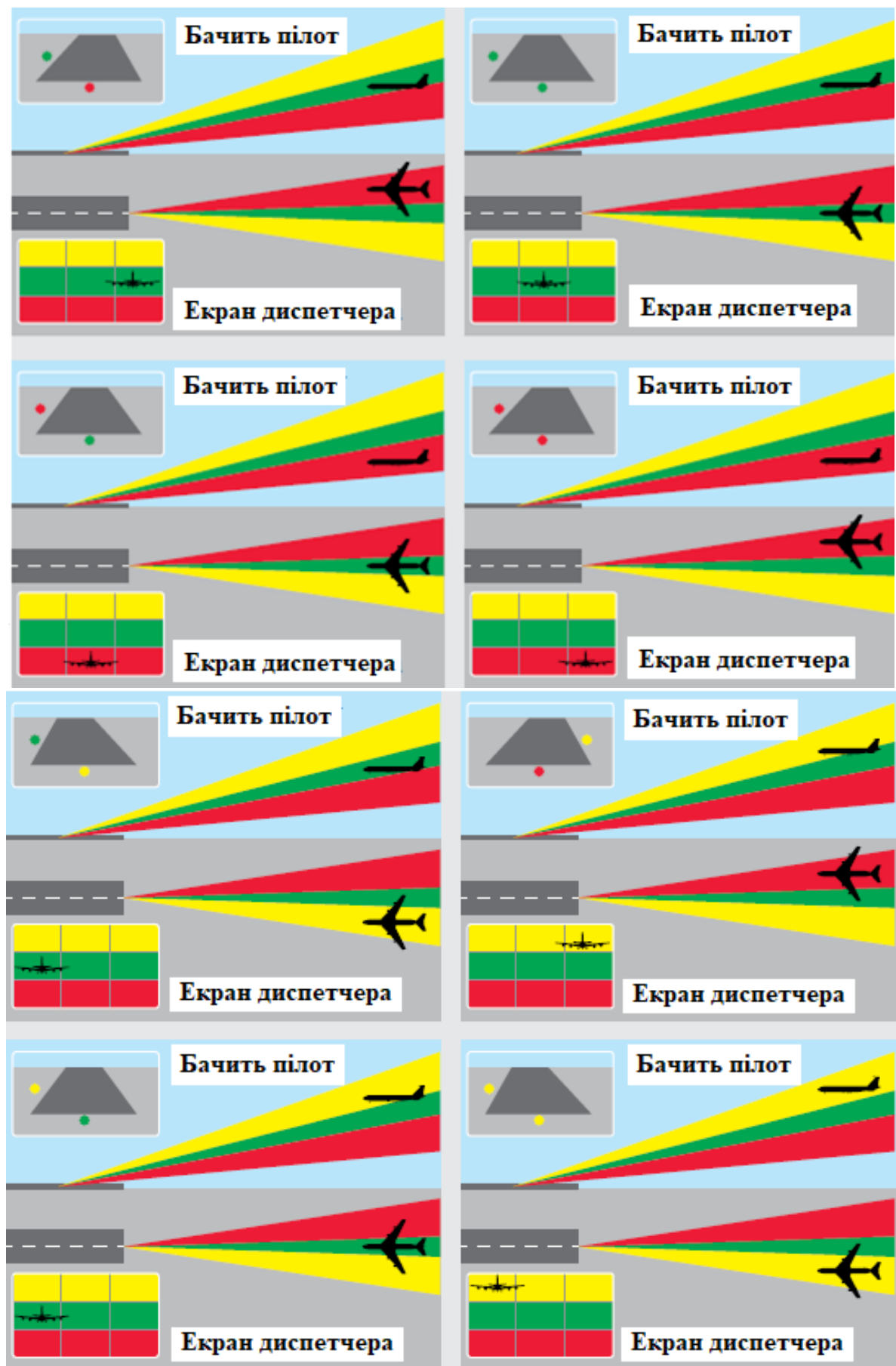


Рис. 3.14. Варіанти положення ПС на посадковій курсоглісаді

Крім того, що розглянута система формує вздовж глісади світлові зони трьох різних кольорів із заданими кутовими розмірами і геометричною формою, вона видає візуальну та інструментальну інформацію про дальність до НД та його місцезнаходження в колірній зоні за допомогою оптичної локації з відображенням на екрані керівника польотів та в кабіні НД.

Результати виявлення дальності випромінювання СНЛЕН при різних МДВ, отримані при льотних випробуваннях подібних систем, склали при МДВ = 0,2 км - 0,8 км, при МДВ = 0,3 км - 1,2 км, при МДВ = 3,0 км – 8,0 км, за МДВ = 8,0 км – 18,0 км, за МДВ = 10,0 км – 30,0 км.

Це забезпечує впевнену посадку при метеомінімумі за III категорією ІСАО (МДВ \leq 200 м).

При цьому льотчик виявляє випромінювання лазера з відстані не менше 550 м, що практично означає посадку за умов, що відповідають I категорії метеомінімуму ІСАО.

Основні характеристики ВЛСМ на СНЛЕН

Довжина хвиль випромінювання, нм.... 520; 570; 640 (\pm 0,015)

Потужність випромінювання на кожній довжині хвилі, Вт..... 0,5–2,0

Режим випромінювання..... скануючий, імпульсно-періодичний

Характер випромінювання ... колімоване, з кутовою розбіжністю 2,5–15°

Дальність дії L у простих метеоумовах, км:

вдень..... не менше 20

вночі не менше 30

Дальність дії L у складних метеоумовах, км:

при МДВ, що дорівнює 0,5 L,.....не менше 15-20

при МДВ, що дорівнює 30 м,.....не менше 200

Метеомінімум, м за II та III категоріями ІСАО (30x200)

Загальне енергоспоживання ВЛСМ, кВт не більше 1,5

Напрацювання на відмову, ч..... не менше 3000

Маса одного маяка, кг ... не більше 100

Габарити маяка, мм 1000.400.500

Особливості системи дозволяють використовувати її, крім експлуатації на стаціонарних аеродромах, для:

- забезпечення посадок повітряних суден на будь-якому, навіть на не обладнаному, аеродромі;
- обладнання вертолітних майданчиків поблизу природних та штучних перешкод (в умовах міської інфраструктури);
- забезпечення посадок ДПЛА (дистанційно пілотовані літальні апарати);
- забезпечення польотів ПС в умовах корабельного базування.

3.2. Блок схема лазерної системи посадки

Для формування трьох колірних зон на мішені лазера розміщують три пластини, що забезпечують генерування в трьох діапазонах довжин хвиль: 0,51-0,53 мкм (зелений), 0,56-0,58 мкм (жовтий) та 0,63-0,66 мкм (червоний). Якщо на виході лазера не встановлювати жодних оптичних елементів, то в дальній зоні спостерігатиметься випромінювання білого кольору через класичне змішування трьох основних кольорів.

При розміщенні випромінюючої поверхні у фокусі об'єктива її зображення переноситься на нескінченність та змішування не відбувається. Змінюючи геометрію випромінюючих майданчиків, можна підбирати кут розчину лазерного променя, зберігаючи у своїй кутову енергетичну щільність випромінювання. Кутовий розмір кожного колірної спектру (визначається як $\text{tg} = I/F$, де I - розмір мішені, F - фокусна відстань об'єктива [4]).

Всі функціональні вузли обладнання ЛСП, крім винесеного акумулятора (12 В) та індикатора далекоміра, розміщені в герметичному корпусі. Його габаритні розміри – 350x450x800 мм, вага – 35 кг. Блок-схема ЛСП наведено на рис. 3.15 Первинне джерело живлення (1) перетворює напругу живлення (постійне 12-27 або змінну 220В, 50 Гц) в імпульсну напругу 7,5 кВ, яка подається на високовольтне імпульсне джерело накачування (2), що формує імпульси тривалістю ~ 5 нс і 250 кВ. Блок управління (3) задає частоту повторення

імпульсів та режим роботи: або одиночні імпульси, або пачки імпульсів. З джерела нагачування імпульсна напруга подається на катод триколірного СНЛЕН.

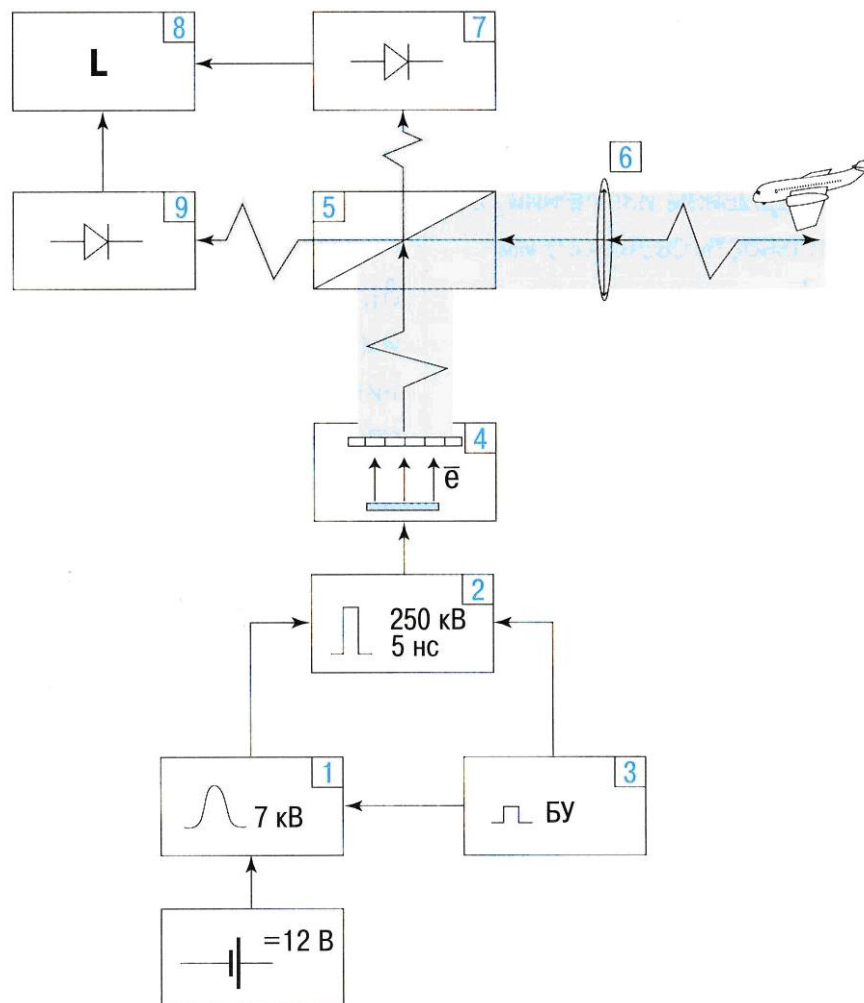


Рис. 3.15. Блок-схема лазерної системи посадки

Випромінювання лазера надходить на оптичний блок (5) і потім виводиться через об'єктив (6). Частина оптичного випромінювання фіксується фотоприймачем вбудованого блоку контролю (7).

Імпульсний режим роботи ЛСП дозволяє визначати відстань до об'єкта. Фотоприймач блоку вбудованого контролю формує опорний сигнал у момент випромінювання, що подається на блок вимірювання дальності (8). Відображений від кутового відбивача оптичний сигнал, пройшовши об'єктив, потрапляє на фотоприймач (9), електричний сигнал якого також подається на блок вимірювання дальності. Пристрій обчислює тимчасову затримку між

моментом випромінювання і прийомом сигналу t_c , а також відстань до об'єкта $L = (t_c - t_0)c/2$. Похибка вимірювання ΔL залежить від тривалості переднього фронту імпульсу (при $t = 1$ нс $\Delta L = 0,15$ м). до 10 км дорівнює метеорологічній дальності видимості ($D_{\text{вм}}$), а понад 10 км $-D_{\text{вм}}/2$. Застосування ФЕП забезпечує дальність дії $15^{-2}D_{\text{вм}}$.

Метеорологічна дальність видимості – відстань, у якому об'єкт перестає сприйматися зором за конкретного стану атмосфери.

Однією з основних характеристик ЛСП є дальність видимості її випромінювання. Її величина визначається потужністю випромінювання на виході ЛСП, втратами сигналу в атмосфері (коефіцієнт пропускання атмосфери), кутовою розбіжністю випромінювання та граничною чутливістю зору (мінімальна освітленість, що сприймається оком). Поріг світлової чутливості ока в першу чергу залежить від кольору (довжини хвилі), яскравості фону (фонового засвічення) та часу дії. Через інерційність зору імпульсний сигнал помітний з набагато меншою дистанцією, ніж постійне джерело світла за тієї ж щільності оптичної потужності [6]:

$$E_{\text{п}} = E_{\text{п}} (1 + t_{\text{гл}}/t_1)$$

де $E_{\text{п}}$ - порогова чутливість ока при імпульсному випромінюванні,

$E_{\text{п}}$ – порогова чутливість при безперервному випромінюванні,

t_1 - тривалість світлового імпульсу,

$t_{\text{гл}}$ - інерційність ока (вночі - 0,16 с, вдень - 0,05 с).

Тривалість світлового імпульсу СНЛЕН становить 3 нс., тому порогові чутливості досить низькі. Однак навіть двох триразове повторення імпульсів з періодом T , суттєво меншим за інерційність ока ($T < t_{\text{гл}}$), рівноцінно збільшенню тривалості світлового імпульсу до часток T ($t_1 \sim 10^{-4}$ с).

В результаті чого поріг чутливості підвищується на кілька порядків. Іншими словами, дальність видимості ЛСП на основі СНЛЕН можна суттєво підвищити, формуючи пачки з кількох імпульсів з інтервалом між ними не менше ніж 0,05 с.

Найкраще видно жовту зону. Дальність її видимості перевищує метеорологічну (при $D_{\text{вм}} = 0,25-5$ км) вдень 1,1–2 і вночі – 2–3,5 разів. Найгірші показники у червоної колірної зони: вдень максимісна дальність її видимості перевищує метеорологічну лише за $D_{\text{вм}} < 2$ км, а вночі сягає 20 км за $D_{\text{вм}} = 20$ км. При роботі пачками із трьох імпульсів максимісна дальність видимості всіх кольорів у будь-який час доби більша за метеорологічну, причому за дуже поганих метеоумов ($D_{\text{вм}} = 0,05-1$ км) - у чотири - шість разів.

Потужність випромінювання зеленого (0,51 мкВт) та жовтого (0,57 мкВт) – 1 мВт, червоного (0,63 мкВт) – 1,4 мВт. Кути розбіжності у вертикальній площині – 5° , у горизонтальній: для зеленого та червоного – 3° , для жовтого – 1° . Розрахунок порогів чутливості ока проводився виходячи з [5, 6]. Вертикальними лініями відзначено експериментальні дані. Початок відрізків – перше виявлення випромінювання ЛСП, кінець відрізків – стійке спостереження.

Розрахункові дані повністю можуть бути підтверджені результатами льотних випробувань, у ході яких визначалася б дальність виявлення променевого коридору, створюваного СНЛЕН, при заході літального апарату на посадку в простих і складних метеоумовах, вдень і вночі. На борту для діагностики необхідно використовувати стандартну контрольно-вимірювальну апаратуру. Похилі дальності необхідно проводити радіосистемою ближньої навігації при першому виявленні імпульсу світла і при його стійкому спостереженні. Значення метеорологічної дальності видимості має надавати метеостанція аеродрому. ЛСП може працювати у режимі одиночних імпульсів на частоті 3-5 Гц. При посадці льотчик буде бачити точку, що світиться, одного з трьох кольорів: зеленого - на глісаді, жовтого - вище і червоного - нижче глісади (рис. 3.16). Кут розчину центрального зеленого сектора ЛСНО на висоті прийняття рішення ($H_{\text{ріш}}$) про відхід на друге коло повинен відповідати гранично допустимим лінійним відхиленням від глісади (на висоті $H_{\text{ріш}} = 12$ м $\alpha_1 = 40-60'$). Кут розчину променів у горизонтальній площині повинен становити 5° , а кут нахилу глісади $-2^\circ 40'$.

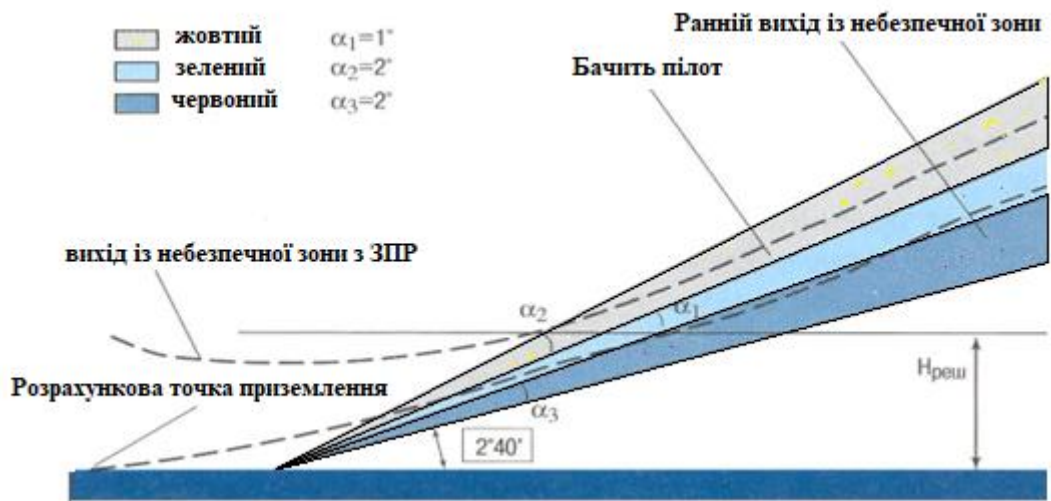


Рис. 3.16. Схема формування глісади

Дальність видимості випромінювання трьох різних кольорів приблизно однакова, хоча вдень дещо більша від дальності виявлення зеленого, а вночі - червоного. Середня дальність стійкого спостереження вночі (метеорологічна видимість 10 км) склала 15 км, сонячним днем при серпанку (дальність видимості 8 км) - 6 км, вдень при снігу (дальність видимості 1,5-2 км, поверхня, що підстилає - рівний білий сніг) - 2,5 км. Таким чином, система формує вздовж глісади світлові зони трьох різних кольорів із заданими кутівими розмірами та геометричною формою. Вона видає візуальну та інструментальну інформацію про похилу дальність до літального апарату та його місцезнаходження в колірній зоні. При установці вздовж злітно-посадкової смуги (на смугах безпеки) ЛСП забезпечує безпечний пробіг та руління після приземлення літального апарату. Завдяки низькому енергоспоживанню, малій вазі та габаритам ця високоефективна навігаційна система може бути швидко розгорнута в стаціонарних аеропортах як додатковий засіб посадки літальних апаратів в екстремальних метеороумовах та використовуватися як основний засіб на будь-яких майданчиках, не обладнаних системами навігації.

3.3. Система відображення польотної інформації

Створення навігаційного обладнання (системи) нового покоління для забезпечення посадки літальних апаратів на стаціонарні аеродроми та необладнані майданчики в умовах поганої видимості та сторонніх засвіток, що заважають.

Система забезпечує:

- формування вздовж глісади світлових зон візуального спостереження джерела світла трьох різних кольорів із заданими кутовими розмірами та геометричною формою;
- візуальну та інструментальну інформацію про похилу дальність до літального апарату та його місцезнаходження в колірній зоні;
- безпечний пробіг та руління після приземлення при установці вздовж ЗПС (на смузі безпеки).

Малогабаритна мобільна система доповнює штатні системи посадки ЛА в екстремальних метеоумовах та є основною для будь-яких необладнаних засобами навігації ЗПС.

Порівняльний аналіз існуючих лазерних засобів навігаційного обладнання (ЛСНО), побудованих в основному на газових лазерах, показує, що ЛСП на пропонованому випромінювачі має незаперечні переваги ККД (до 10%), простоті відтворення багатобарвного випромінювання, відсутності скануючих вузлів і малогабаритним характеристикам. Також ефективність використання в авіації визначається зменшенням простою ЛА та зниженням збитків від аварій через погані метеоумови. Принцип формування колірних секторів, глісади та спостереження положення ЛА на екрані льотчика (вгорі) та диспетчера (внизу) наведено на рис. 3.17-3.19.

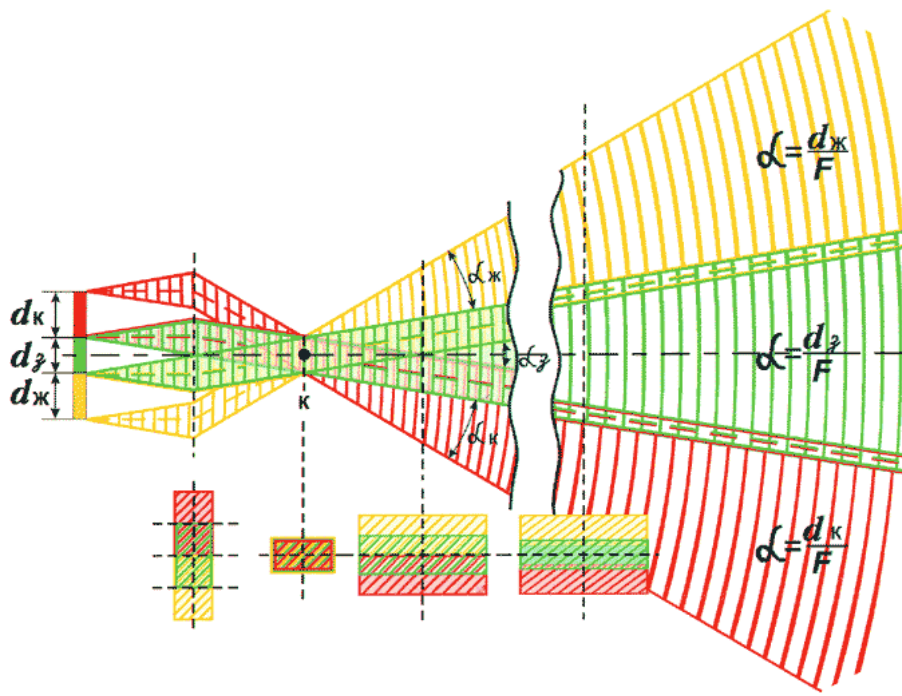


Рис. 3.17. Принцип формування колірних секторів

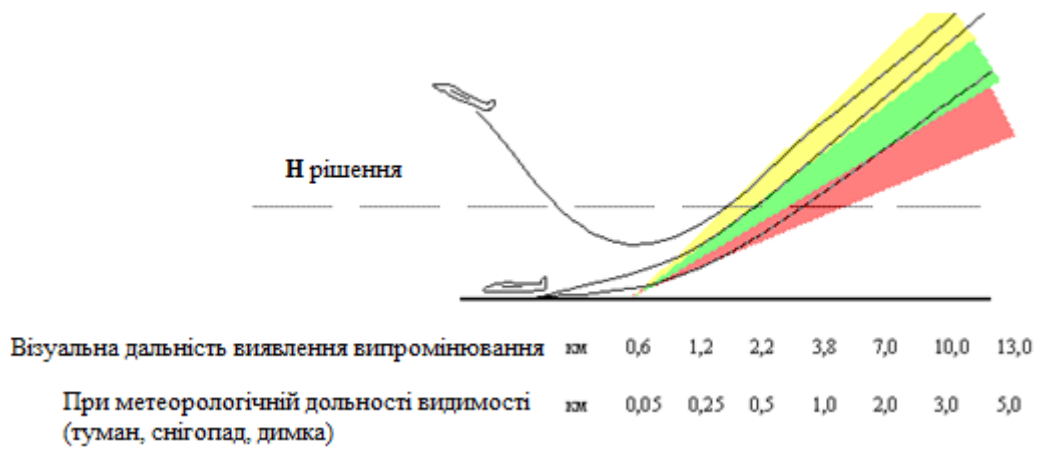


Рис. 3.18. Схема формування глісади

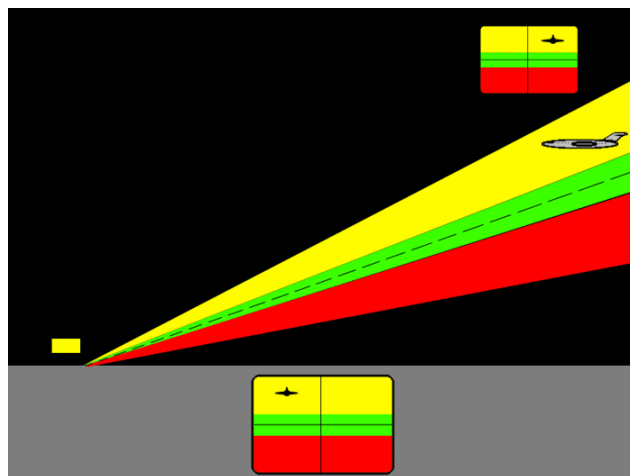


Рис. 3.19. Спостереження положення ЛА на екрані пілота (зверху) та диспетчера (знизу)

Технічні характеристики:

- Довжина хвилі кожної колірної зони, ... 0,51; 0,56; 0,62 нм;
- Куткові розміри у вертикальній та горизонтальній площинах, ... 0,3-10 град;
- Потужність випромінювання на кожній довжині хвилі, 1 Вт;
- Потужність, 100 Вт.

Загальновідомо, що існуючі системи автоматичної посадки не дозволяють здійснити приземлення літака в метеоумовах третіх категорій ІСАО (Міжнародної організації цивільної авіації), внаслідок того, що основне джерело інформації про місцезнаходження літака щодо злітно-посадочна смуги (ЗПС), курсоглісадна система схильна до впливу перешкод ефективна лише за наявності надійного візуального контакту пілота із землею. У зв'язку з цим питання можливості розробки систем візуалізації ЗПС у кабіні пілота представляє певний інтерес. Тим більше що однією з серйозних проблем впровадження систем автоматичної посадки є фактор недовіри пілотів до правильності та надійності роботи автоматики. Тут необхідно подолати психологічний бар'єр, заснований на впевненості пілота в тому, що він зможе приземлити літак краще за автоматичну систему і забезпечити при цьому більший ступінь безпеки. Наявність системи візуалізації ЗПС у кабіні пілота дозволило б виключити фактор недовіри, оскільки, крім звичайних засобів бортового контролю справності автоматики, пілот зміг би мати візуальну картину ЗПС у звичному для нього вигляді. Все різноманіття методів візуалізації ЗПС можна розбити на три основні групи. До першої з них належать методи імітації перспективного зображення ЗПС, побудованого на основі інформації від наземних та бортових датчиків існуючих систем. Переваги систем візуалізації, побудованих за такими методами, є порівняно низька вартість, простота технічного виконання, можливість отримання тривимірного зображення високої якості. Індикація зображення ЗПС у таких системах може здійснюватися або на краї електронно-променевої трубки, або на напівпрозорому дзеркалі, встановленому перед лобовим склом кабіни пілота.

До другої групи відносять методи, що ґрунтуються на використанні інформації, отриманої від додаткових, спеціально застосованих для цієї мети, бортових та наземних вимірювачів розташування літака щодо ЗПС. Це системи відображення контуру ЗПС радіомаяками, відбивачами та відповідною за спектром випромінювання прийрисьною апаратурою; системи, що використовують принципи радіобачення. Структурна схема системи керування з такою візуалізацією представлена на рис. 3.20. В даному випадку система візуалізації спільно з пілотом дублює не тільки виконавчу, а й курсоглісадну системи, що допускає застосування системи візуалізації в умовах ІІ та ІІІ категорій ІСАО. Однак труднощі отримання зображення високої якості, ризик дальності дії, порівняно висока вартість і складність наземного обладнання обмежили широке поширення подібних систем.

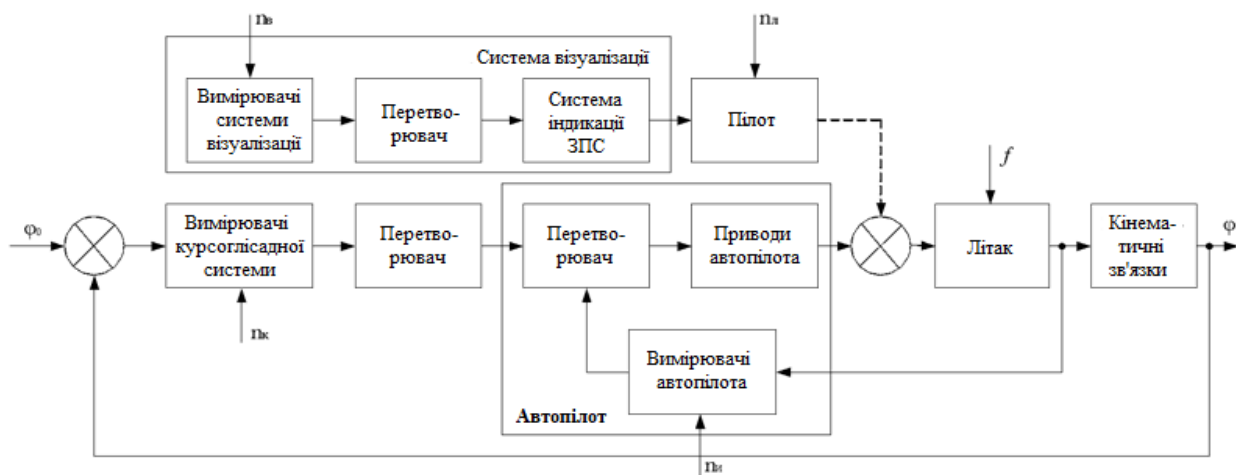


Рис. 3.20. Структурна схема управління посадкою літака з використанням системи візуалізації методом відображення ЗПС

Найбільш перспективними з погляду забезпечення всепогодності посадки є системи візуалізації, побудовані з урахуванням комбінації перших двох методів – суміщені системи. Поряд з можливістю підвищення якісного перспективного зображення ЗПС дана система спільно з пілотом дублює систему автоматичної посадки, що дозволяє знизити вимоги до надійності та у разі відмови автоматики зробити посадку за допомогою ручної системи керування та системи візуалізації. Спробою застосування комбінованої системи візуалізації є

система посадки на авіаносець, в якій визначення положення літака щодо авіаносця проводиться за допомогою спеціального локатора, а зображення ЗПС будується на основі голографічного методу.

Проблему візуалізації ЗПС в оптичному діапазоні довжин хвиль можна розділити такі аспекти. Стосовно трьох погодних категорій ІСАО необхідно обґрунтувати фізичний принцип візуалізації, за якого дія простих і складних метеоумов на підсистему сприйняття пілота була б еквівалентною. Іншими словами, необхідно, щоб пілот однаково добре і зручно на стадії посадки міг спостерігати ЗПС за будь-яких метеоумов. Розроблена система візуалізації повинна функціонально входити до пілотажного комплексу, бути зручною та надійною в експлуатації.

Перспективним для реалізації в бортових умовах літака є проєкційний метод умовного зображення, в якому зображення ЗПС будується оптико-механічним пристроєм. У процесі зниження літака по глісаді в умовах відсутності візуальної видимості можна побудувати зображення ЗПС на напівпрозорому екрані, що встановлюється перед лобовим склом кабіни пілота, за сигналами бортових датчиків положення літака. При цьому побудоване зображення, принаймні за своїми розмірами та місцезнаходженням, має співпадати з перспективною проєкцією на цей екран реальної ЗПС.

Висновки до розділу

В результаті проведеного кінематичного аналізу були отримані залежності, що визначають геометричні розміри перспективної проєкції ЗПС у системі безрозмірних координат, початок якої пов'язаний з напівпрозорим екраном, а осі паралельні літакам. Пропонується зображати ЗПС спрощено: однією точкою, що представляє умовну вершину ЗПС, і одним відрізком, що представляє її умовну основу (торець). На кінцевому етапі посадки необхідно умовну основу ЗПС переміщати вперед зі швидкістю руху літака з таким розрахунком, щоб його зображення не виходило за межі екрана. Спрощене подання ЗПС відкриває

можливість поєднання зображення її з індикацією основних пілотажних параметрів. Завдання індикації пілотажних параметрів на лобовому склі кабіни пілотів необхідно вирішувати комплексно з вирішенням проблеми візуалізації ЗПС. Представляється доцільним поєднання побудованого вказаним чином умовного зображення із зображенням реальної ЗПС, що отримується за допомогою бортового приймача-візира лазерного випромінювання. У найпростішому випадку на ЗПС достатньо мати три лазери: два рознесені і один - на її осі.

Розділ 4

МЕТОДИКА ОЦІНКИ ГРАНИЧНОЇ ДАЛЬНОСТІ ВИДИМОСТІ МАЯКІВ І ПРОСТОРОВИХ ОРІЄНТИРІВ ЛСП

Вступ до розділу

Унікальні властивості лазерного випромінювання, і насамперед риса кутова розбіжність, забезпечують можливість використання лазерів для навігаційних систем посадки літаків. Навіть відносно малопотужний лазер дозволяє створювати маяки, дальність дії яких перевищує дальність традиційних навігаційних вогнів з лампами розжарювання потужністю кілька кіловат.

Особливо яскраво перевага лазерних маяків проявляється в умовах поганої видимості через специфіку поширення лазерного випромінювання в атмосфері.

На основі використання рівняння перенесення випромінювання в атмосфері розроблено методику розрахунку дальності видимості курсових та глісадних маяків лазерної системи посадки літаків, а також визначення видимої довжини просторових орієнтирів, створюваних цими маяками за рахунок розсіювання лазерного випромінювання в атмосфері.

Поняття «видимість пучків» визначалося з умови перевищення порогового контрасту кольору, рівень якого залежить від яскравості фону.

4.1. Особливості розрахунку дальності видимості лазерних маяків та просторових орієнтирів

При розрахунку дальності видимості лазерних маяків та просторових орієнтирів для рисих оптичних товщин хорошим наближенням рішення рівняння перенесення яскравості є наближення одноразового розсіювання.

Кафедра авіоніки				НАУ 22	000 ПЗ		
Виконав	Самуць О.В.			Методика оцінки граничної дальності видимості маяків і просторових орієнтирів ЛСП	Літера	Аркуш	Аркушіє
Керівник	Слободян О.П.						
Консульт.					ФАЕТ 173		
І.Контр.	Левківський В.В.						
Зав. каф.	Грищенко Ю.В.						

На основі даного наближення проведено цикл розрахунків для атмосферного серпанку з метеорологічною дальністю видимості S_M в діапазоні від 1 до 5 км.

Для туманів середньої щільності при S_M у діапазоні 0,3...1,0 км розрахунок проводився з урахуванням багаторазового розсіювання.

В даний час одним із актуальних завдань авіації є підвищення безпеки польотів, особливо на етапі посадки літака. Сучасні злітно-посадочні системи безперервно вдосконалюються з метою покращення характеристик різних функціонально відокремлених систем (курсоглісадні радіосистеми, системи вогнів підходу та наближення, системи радіомаркерних маяків та ін.), а також створення нових систем, що дозволяють забезпечити автоматичний режим заходу літака на посадку.

Усі посадкові системи, що перебувають в експлуатації на сьогоднішній день, включаючи міжнародну, не можуть задовольнити вимогам, що висуваються до них, внаслідок відсутності надійної візуальної інформації про просторове становище літака. Певні кроки у напрямі візуалізації зображень – використання ТВ-систем, що дозволяють льотчику бачити злітно-посадочну смугу (ЗПС) в умовах обмеженої видимості, системи відображення інформації на лобовому склі кабіни літака, голографічний індикатор посадки не знайшли широкого застосування через технічну складність їх експлуатації.

Успішна і безпечна посадка літака в умовах поганої видимості можлива тільки при комплексному використанні радіотехнічних і світлотехнічних засобів, причому на останньому етапі посадки світлотехнічні засоби мають вирішальне значення, дозволяючи при їх виявленні перейти від польоту приладами і радіомаяками до візуального орієнтування цих світлотехнічних засобів. Літня практика показує, що для безпечної та впевненої посадки літака перехід на візуальний політ має здійснюватися з відстаней від 2,5 до 3,0 км.

Найбільш ефективним шляхом вирішення завдання підвищення ефективності та безпеки польотів є створення більш точних систем ближнього орієнтування, що забезпечують надійну візуальну інформацію про просторове становище

літака в різних метеоумовах, і насамперед в умовах обмеженої видимості. Наведеним вимогам можуть задовольняти системи світлової навігації з використанням лазерів як світлові маяки. Встановлено, що контраст і дальність бачення просторових орієнтирів, що формуються розсіяним лазерним випромінюванням, істотно перевищують аналогічні характеристики маяків, які використовують точкові або слабоколімовані джерела світла. Зазначений показник разом із високою спрямованістю лазерного променя, щодо траєкторії його поширення відносно особливостей рельєфу місцевості та метеорологічних умов, зумовлюють на перспективу використання лазерів для створення точних систем навігації та орієнтування.

Пристрої, що реалізують методи орієнтування в розсіяному атмосферною випромінюванням від лазерного пучка, мають низку важливих недоліків, які обмежують їх використання практично. Ці недоліки пов'язані з фізичною природою явища розсіювання. Контраст між яскравістю пучка, що розповсюджується в атмосфері, зумовлений розсіюванням, і фоном, на якому пучок спостерігається, досягає порогових значень лише в темний час доби. При цьому в сутінках лазерний пучок видно лише під кутами, близькими до напрямку його поширення, при яких інтенсивність розсіяного світла відносно велика. Зі збільшенням кута спостереження інтенсивність розсіювання різко падає і, отже, зменшується відстань, з якої можливе спостереження пучка. Ця обставина обмежує можливість позначення досить широких зон орієнтування. Вдень променеві візуальні лазерні пристрої непрацездатні.

Істотним недоліком є в умовах зниженої видимості відносно невелика дальність дії променевих пристроїв внаслідок силу несприятливих умов перенесення випромінювання протяжних джерел світла. Навіть в умовах середнього за щільністю туману (метеорологічна дальність видимості (МДВ) $S_m \approx 1,2$ км) різко скорочується довжина пучків, що спостерігаються, за рахунок розсіювання значно збільшується їх діаметр, в результаті чого погіршуються наочність і точність орієнтування.

4.2. Порядок розрахунку дальності видимості лазерних маяків та просторових орієнтирів

Оцінка ефективності роботи лазерних засобів навігаційного устаткування реальної атмосфері вимагає рішення рівняння перенесення яскравості лазерного випромінювання. Структура світлового поля, яке формується заданим лазерним джерелом (маяком) в середовищі, що розсіює, визначається інтегровано-диференціальним рівнянням переносу випромінювання (УПВ):

$$\vec{n}\nabla L(\vec{r}, \vec{n}) = -\varepsilon L(\vec{r}, \vec{n}) + \frac{\sigma}{4\pi} \int_{4\pi} L(\vec{r}, \vec{m}) \chi(\vec{n}, \vec{m}) d\Omega_m. \quad (4.1)$$

де $L(\vec{r}, \vec{n})$ – яскравість світлового поля у точці (x, y, z) ; $(\vec{r}, \vec{m}) \equiv \chi(\gamma)$ – індикатриса розсіювання; ε – показник ослаблення; σ – показник розсіювання; ε та σ вимірюються в m^{-1} .

Вирішити рівняння (4.1) для довільного середовища, що розсіює, не вдається. Однак, можна знайти наближені рішення УПВ на основі його спрощених модифікацій, використовуючи додаткову інформацію про особливості розсіювання в середовищі (атмосфері). У приземному шарі атмосфери виділяють кілька якісно різних типів оптичного стану атмосфери: серпанок, для якого $S_m \geq 3$ км, туманний серпанок з характерними значеннями $1 \text{ км} \leq S_m \leq 3 \text{ км}$ та тумани $S_m \leq 1 \text{ км}$. В умовах слабомутної атмосфери при $S_m \geq 1 \text{ км}$ з достатнім ступенем точності можна скористатися теорією одноразового розсіювання світла, коли враховується лише одноразово розсіяне світло та не враховуються ефекти багаторазового розсіювання.

Нехай через розсіююче середовище (атмосферу) проходить лазерний пучок, розбіжність якого характеризується рисим тілесним кутом. Визначимо яскравість пучка, що спостерігається з деякої точки прийому В, що лежить поза цим пучком. Світловий пучок розглядається під кутом до його напрямку (рис. 4.1).

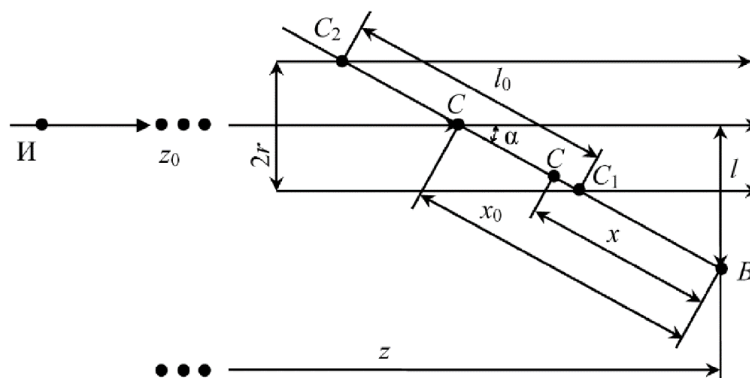


Рис. 4.1. Схема розсіювання випромінювання у наближенні одноразового розсіювання: I – лазерне джерело (маяк); B – точка прийому; z – відстань від лазерного джерела до точки

Позначимо через x відстань за напрямом спостереження від точки до деякої точки 3 лазерного пучка. Елемент яскравості, обумовленої розсіюванням випромінювання елементом dx відрізка C_1C_2 , що знаходиться на відстані x від точки, визначається, відповідно до роботи, як

$$dL = \frac{1}{4\pi} \sigma(\gamma) E(x) dx,$$

де $\sigma(\gamma)$ – показник розсіювання середовища у цьому напрямку;

$\gamma = \alpha$; $E(x)$ – освітленість, яку лазерний пучок створює у цій точці.

Тоді яскравість усієї товщі пучка:

$$\begin{aligned} L(\alpha) &= \frac{1}{4\pi} \sigma(\alpha) \int_{x_0-l_0/2}^{x_0+l_0/2} E(x_0) \exp[-\varepsilon(x_0 - x) \cos \alpha] \exp(-\varepsilon x) dx = \\ &= \frac{1}{4\pi} \sigma(\alpha) E(x_0) \exp(-\varepsilon x_0) l_0 \frac{\text{sh}(\varepsilon l_0 \sin^2 \alpha / 2)}{\varepsilon l_0 \sin^2 \alpha / 2}. \end{aligned}$$

де $\text{sh } x = (e^x - e^{-x}) / 2$ - гіперболічний синус; $\sigma(\alpha) = \sigma \chi(\alpha)$ – показник розсіювання; $\chi(\alpha)$ – індикатриса розсіювання; ε – показник ослаблення; $\Lambda = \sigma/\varepsilon$ – ймовірність виживання фотону; l – відстань від осі лазерного пучка до точки прийому; α – кут між віссю лазерного пучка та віссю прийому (спостереження); z – відстань від лазерного джерела до точки; l_0 – товщина пучка у напрямі спостереження; x_0 – відстань у цьому напрямі від точки B до середини пучка.

Освітленість $E(x_0)$ у точці C_0 , що віддаляється від лазерного джерела на відстані $z - l/\operatorname{tg}\alpha$,

$$E(x_0) = E\left(z - \frac{l}{\operatorname{tg}\alpha}\right),$$

тоді остаточно отримаємо

$$L(l, \alpha, z) = \frac{\Lambda \varepsilon \chi(\alpha)}{4\pi} E\left(z - \frac{l}{\operatorname{tg}\alpha}\right) \exp\left(-\varepsilon \frac{l}{\sin\alpha}\right) l_0 \frac{\operatorname{sh}(\varepsilon l_0 \sin^2 \alpha/2)}{\varepsilon l_0 \sin^2 \alpha/2};$$

$$E(z) = \frac{P_0 \exp(-\varepsilon z)}{\pi(r_{\text{II}}^2 + z^2 \alpha_{\text{II}}^2)},$$

де r_{I} - Радіус світлового пучка;

$2\alpha_{\text{I}}$ - кутова розбіжність випромінювання.

У сильно заму́тненій атмосфері (туман, хмари) є багаторазове розсіювання світла, що ускладнює розрахунок характеристик світлового поля.

У випадку, коли індикатриса розсіювання $\chi(\gamma)$ сильно витягнута в напрямку падаючого світлового пучка, можна спростити розв'язання задачі шляхом переходу до рисокутового наближення рівняння переносу:

$$\begin{aligned} & \left(\frac{\partial}{\partial z} + \vec{n}_{\perp} \nabla_{\perp} \right) L(\vec{r}_{\perp}, z, \vec{n}_{\perp}) = \\ & = -\varepsilon L(\vec{r}_{\perp}, z, \vec{n}_{\perp}) + \frac{\sigma}{4\pi} \int_{-\infty}^{\infty} \int L(\vec{r}_{\perp}, z, \vec{m}_{\perp}) \chi(\vec{n}_{\perp} - \vec{m}_{\perp}) d^2 m_{\perp}, \\ & \vec{n}_{\perp} \nabla_{\perp} = \left(n_x \frac{\partial}{\partial x} + n_y \frac{\partial}{\partial y} \right). \end{aligned}$$

Вирішивши це рівняння, що встановлює зв'язок між полем яскравості в шарі $0 \leq z \leq z_{\max}$ і розподілом яскравості на площині $z = 0$, можна знайти, застосувавши перетворення Фур'є змінними r^{\perp} і n^{\perp} .

Тоді вираз для фур'є-перетворення яскравості матиме вигляд

$$\tilde{L}(\vec{v}, z, \vec{\eta}) = \tilde{L}_0(\vec{v}, \vec{\eta} + \vec{v}z) \exp\left[-\varepsilon z + \frac{\sigma}{2} \int_0^z \tilde{\chi}(\rho_0) dz'\right],$$

де

$$\rho_0 = \sqrt{(\eta_x + v_x z')^2 + (\eta_y + v_y z')^2} = |\vec{\eta} + \vec{v}z'|.$$

Застосувавши відому методику, отримаємо вираз для просторово-кутового розподілу яскравості $L(r, \alpha, z)$,

де $r = l$ – відстань від осі лазерного пучка до точки спостереження;

α – кут між віссю лазерного пучка та віссю спостереження (рис. 4.2).

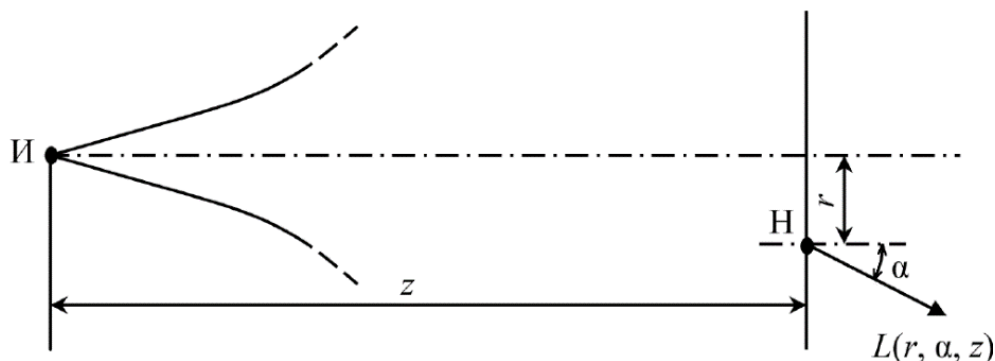


Рис. 4.2. Схема розсіювання в кутовому наближенні:

I – лазерний маяк; H – спостерігач

Яскравість розсіяної компоненти світлового поля має вигляд:

$$L_p(r, \alpha, z) = \frac{\Lambda \epsilon P_0 \exp[-(1-\Lambda)\epsilon z]}{16\pi^2} \int_0^\pi \frac{\exp(-\Lambda \epsilon x)}{a_2(z, x) - a_0(z, x) - a_1^2(z, x)} \times \\ \times \exp\left[\frac{a_0(z, x)r^2 - 2a_1(z, x)r\alpha - a_2(z, x)\alpha^2}{4(a_2(z, x)a_0(z, x) - a_1^2(z, x))} \right] dx,$$

де

$$a_0(z, x) = \frac{\alpha_{\Pi}^2}{4} + \frac{6\mu^2}{4} + \frac{\Lambda \epsilon 6\mu^2(z-x)}{4};$$

$$a_1(z, x) = \frac{\alpha_{\Pi}^2 z}{4} + \frac{6\mu^2 x}{4} + \frac{\Lambda \epsilon 6\mu^2(z^2 - x^2)}{8};$$

$$a_2(z, x) = \frac{\alpha_{\Pi}^2 z}{4} + \frac{r_{\Pi}^2}{4} + \frac{6\mu^2 x}{4} + \frac{\Lambda \epsilon 6\mu^2(z^3 - x^3)}{12}.$$

Яскравість нерозсіяної (прямой) компоненти світлового поля:

$$L_{\Pi}(r, \alpha, z) = \frac{P_0}{\pi^2 r_{\Pi}^2 \alpha_{\Pi}^2} \exp(-\epsilon z) \exp\left[\frac{-(r^2 + z^2 \alpha^2)}{r_{\Pi}^2} \right] \exp\left(\frac{-\alpha^2}{\alpha_{\Pi}^2} \right). \quad (4.2)$$

Сумарна яскравість світлового поля:

$$L(r, \alpha, z) = L_{\Pi}(r, \alpha, z) + L_p(r, \alpha, z).$$

де P_0 – потужність джерела; ϵ – показник розсіювання; k – показник поглинання; μ – параметр індикатриси розсіювання $\chi(\gamma)$; $\langle \gamma^2 \rangle = 6\mu^2$ – дисперсія кута відхилення пучка при елементарному акті розсіювання,

$$\langle \gamma^2 \rangle = \frac{1}{2} \int_0^{\infty} \gamma^3 \chi(\gamma) d\gamma.$$

Теоретичні та експериментальні дослідження показали, що в тумані з S_m , що дорівнює 350 і 500 м, при $\alpha I = 4'(6,8 \cdot 10^{-4} \text{ рад})$ та оптичному діаметрі пучка $2rI\epsilon = 3,35 \cdot 10^{-3}$ для розрахунку яскравості розсіяного випромінювання можна використовувати формулу (4.2), хоча в ряді випадків необхідно враховувати багаторазове розсіювання світла.

З використанням отриманих співвідношень розроблено методику розрахунку граничної дальності бачення лазерних маяків та просторових орієнтирів на прикладі курсоглісадної системи посадки літаків. В системі використано принципи проєктивної геометрії та явище розсіювання лазерного випромінювання в атмосфері, за рахунок якого льотчик візуально сприймає комбінацію лазерних пучків у вигляді символів, що визначають просторове положення літака щодо посадкової траєкторії та точки приземлення. Система складається з одного курсового та двох гліссадних лазерних маяків (рис. 4.3), а крім них іноді містить маркерні маяки, що відзначають межі злітно-посадочної смуги (ЗПС).

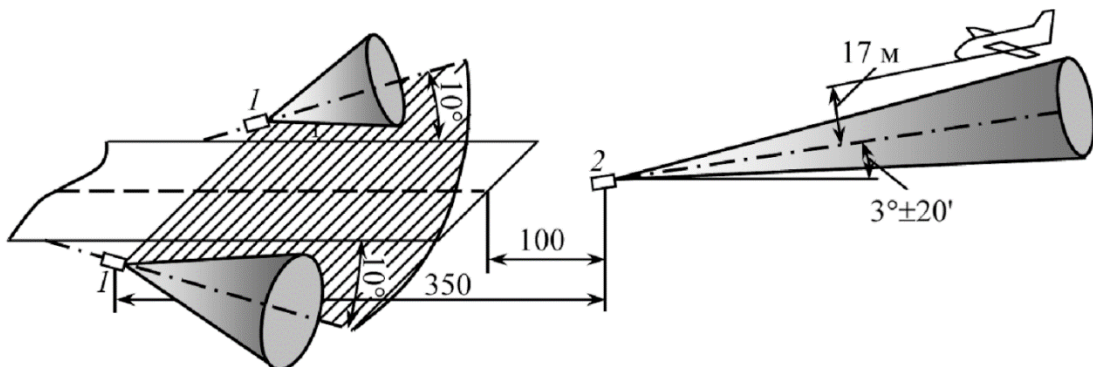


Рис. 4.3. Геометрія курсоглісадної системи:

1 – гліссадний лазерний маяк; 2 – курсовий лазерний маяк

Інформація візуально спостерігаються льотчиком щодо комбінації лазерних пучків, розсіяних атмосферою, залежно від просторового становища літака. Льотчик бачить взаємне розташування лінійних орієнтирів (посадковий символ) коли він знаходиться точно на заданій посадковій траєкторії. Система дозволяє визначити також крен літака та положення його щодо ЗПС при посадці та зльоті.

4.3. Розрахунок яскравості розсіяного вперед випромінювання маяків курсоглісадної системи

Для розрахунку яскравості розсіяного вперед випромінювання маяків курсоглісадної системи основним розрахунковим співвідношенням є формула (4.2). Вона дозволяє знайти яскравість товщі атмосфери (яка світиться в результаті розсіювання в ній випромінювання лазерного маяка) в напрямку лінії зору спостерігача.

У разі спостереження в хороших метеорологічних умовах ($S_m \geq 1$ км) як індикатриса розсіювання використовується індикатриса Хенї-Грінштейна:

$$\chi(\gamma) = \frac{(1 - g^2)}{(1 + g^2 - 2g \cos \gamma)^{3/2}}, \quad (4.3)$$

де середній косинус кута розсіювання:

$$g = \langle \cos \gamma \rangle = \frac{1}{2} \int_0^\pi \chi(\gamma) \cos \gamma \sin \gamma d\gamma$$

де $g = x_1/3$; x_1 – перший коефіцієнт розкладання $\chi(\gamma)$ за поліномами Лежандра.

Для атмосферних димок діапазон зміни параметра x_1 охоплює область значень приблизно рівну 1,05...2,61. Найбільш ймовірним значенням вважатимуться приблизно 2,1.

У разі спостереження в умовах туману як індикатриса розсіювання використовується показова функція виду:

$$\chi(\gamma) = \frac{2}{\mu^2} \exp\left(-\frac{\gamma}{\mu}\right)$$

що задовольняє умову нормування

$$\int_0^{\infty} \chi(\gamma) \gamma d\gamma = 2,$$

де параметр μ характеризує витягнення індикатриси розсіювання.

Як критерій при виборі коефіцієнта μ використовується інтегральний параметр

$$\delta = 1 - \left(\frac{\gamma_0}{\mu} - 1\right) \exp\left(-\frac{\gamma_0}{\mu}\right)$$

При тумані, у ділянці малих кутів $\gamma < 10^\circ$, зосереджено понад 60 % енергії розсіяного світла, і приймає значення 0,06...0,08.

У туманних серпанках може досягати 50% і μ змінюється в межах приблизно 0,1 ... 0,16.

Геометрична схема візуального виявлення сигналів лазерного курсового маяка у системі посадки літаків (для випадку прийому розсіяного атмосферою лазерного випромінювання) наведено на рис. 4.5.

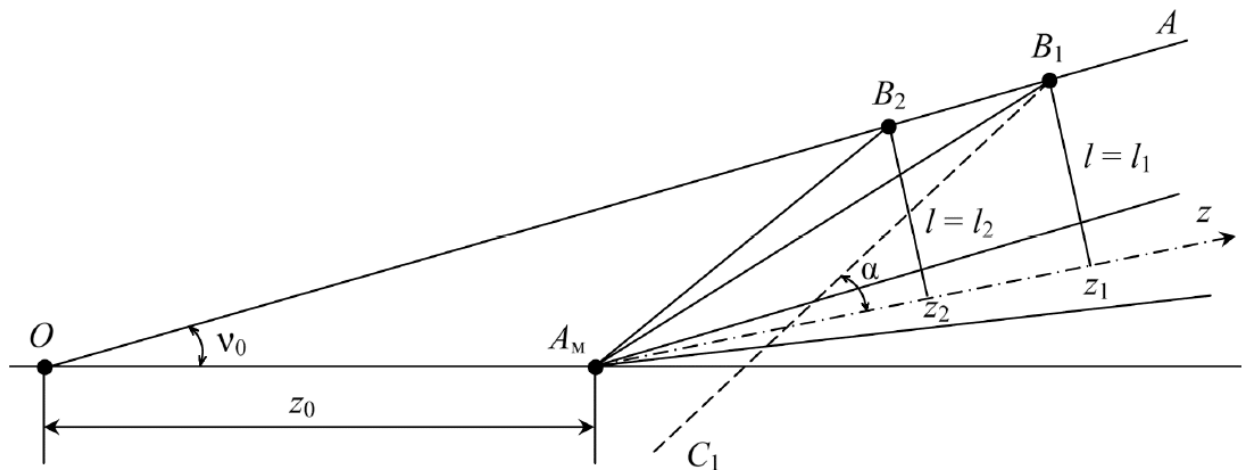


Рис. 4.5. Визначення видимості променів лазерної системи посадки повітряних суден: де OA – глісаду зниження; v_0 – кут глісади; z_0 – відстань від лазерного курсового маяка (A_M) до точки Про посадки U точці A_M розташований лазерний

курсний маяк, випромінювання якого спрямоване вздовж осі z . У точках, B_1 , B_2 , ... знаходиться спостерігач.

Внаслідок розсіювання лазерного випромінювання атмосферою у бік погляду створюється деяка яскравість. Поле зору ока, у якого досягається задовільна якість бачення, становить приблизно 30° . У напрямі $A_M B_1$ (у напрямку джерела) видима яскравість відповідає яскравості для центру поля зору, а напрямі $B_1 C_1$ – для периферії. Кут $\alpha = \alpha_{\text{п}}$, при якому яскравість $L(l_1, \alpha_{\text{п}}, z_1)$ стає рівною яскравості фону, і визначає «кінець» променю, що світиться.

У площині предметів це відповідає наступній довжині спостерігається ділянки променю, що світиться:

$$z_{\text{п}} = z_1 - \frac{l_1}{\text{tg } \alpha_{\text{п}}}.$$

Зі зростанням замутнення в атмосфері спостерігаються «шнури», що світяться, коротшають.

Для знаходження $\alpha_{\text{п}}(z_{\text{п}})$ у розрахункових формулах (4.2) та (4.3) слід покласти $\alpha \geq 1/z$, а координати точки $B(z, l)$ задати згідно з просторовим положенням літака на глісаді у відповідний момент часу.

При прогнозуванні візуальної дальності виявлення в атмосфері лазерного пучка при прийомі розсіяного атмосферою випромінювання необхідно знати граничні значення контрасту виявлення:

$$K_{\text{п}} = \frac{\Delta L}{L_{\text{ф}}} = \frac{L_{\text{с}} - L_{\text{ф}}}{L_{\text{ф}}}. \quad (4.4)$$

Для виявлення лазерного випромінювання, розсіяного атмосферою, необхідно виконання наступної умови:

$$L_{\text{с}} = (1 + K_{\text{п}}) L_{\text{ф}}. \quad (4.5)$$

У формулах (4.4), (4.5) $L_{\text{с}}$ – яскравість розсіяного лазерного пучка;
 $L_{\text{ф}}$ – яскравість фону, що створює природна світлова обстановка.

$L_{\text{ф}}$ змінюється у межах: $2,5 \cdot 10^{-3}$ кд/м² (ніч, ясно);

$1,3 \cdot 10^{-1}$ кд/м² (ніч, місячне освітлення); $0,5$ кд/м² (присмерки, похмуро);

500 кд/м² (день, туман).

4.4. Аналіз отриманих результатів розрахунку дальності видимості курсового та глісадних маяків

Відповідно до розробленої методики проведено розрахунок дальності видимості курсового та глісадних маяків, а також протяжності просторових орієнтирів, створюваних цими маяками за умови знаходження літака в заданому коридорі посадки. Розрахунок проводився при двох довжинах хвиль лазерних випромінювачів: 0,63 та 0,532 мкм.

У розрахунках прийнято такі значення порогових контрастів:

- для умов ніч, ясно:

при $\lambda = 0,63$ мкм $K_{\text{п}} = 0,4$;

при $\lambda = 0,532$ мкм $K_{\text{п}} = 0,17$;

- для інших умов спостереження (місячне освітлення; сутінки, похмуро; сутінки, ясно) для обох довжин хвиль випромінювання $K_{\text{п}} = 0,04$.

При визначенні індикатри розсіювання на різних погодних умовах прийняті наступні значення параметрів x_1 і μ :

- діапазон зміни параметра x_1 становить 2,0 ... 2,5;

- при $S_{\text{м}} = 500$ м μ змінюється в діапазоні 0,085 ... 0,15;

- при $S_{\text{м}} = 350$ м - в діапазоні 0,07 ... 0,09.

Нарис. 4.6-4.9 представлені результати розрахунків дальності видимості лазерних маяків у разі коли літак летить точно за курсом.

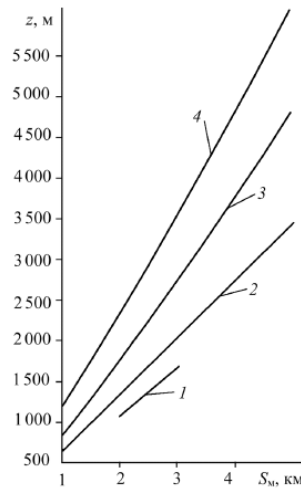


Рис. 4.6. Дальність видимості курсового маяка в серпанку та в туманній серпанку ($S_M \geq 1$ км).

Літак летить точно за курсом.

Сутінки, зрозуміло, $L_\Phi = 13$ кд/м²: 1 - $\lambda = 0,63$ мкм; 2 - $\lambda = 0,532$ мкм;

1, 2 - $x_1 = 2$; 3, 4 - $x_1 = 2,5$

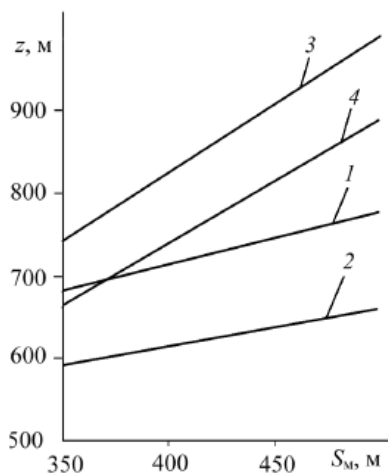


Рис. 4.7. Дальність видимості курсового маяка в середній тумані густини. Літак летить точно за курсом.

Сутінки, похмуро, $L_\Phi = 0,5$ кд/м²: 1, 4 - $\lambda = 0,63$ мкм; 2, 3 - $\lambda = 0,532$ мкм; 1-4 - μ дорівнює 0,007, 0,085, 0,094 і 0,15 відповідно

З наведених графіків слід, що з зростання S_M зростає і дальність видимості z курсового маяка. Розрахунки показують, що у ясний сонячний день, а також у тумані дальність видимості лазерних маяків суттєво знижується.

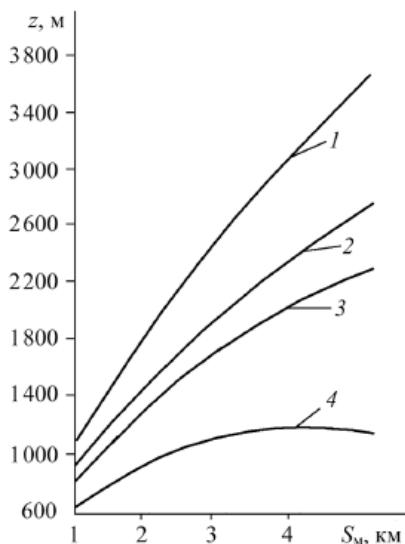


Рис. 4.8. Дальність видимості глісадних маяків у серпанку та туманній серпанку ($S_M \geq 1$ км). Літак летить точно за курсом.

Сутінки, похмуро, $L_\Phi = 0,5$ кд/м²: 1, 2 - $\lambda = 0,532$ мкм; 3, 4 - $\lambda = 0,63$ мкм; 1, 3 - $x_1 = 2,5$; 2, 4 - $x_1 = 2$

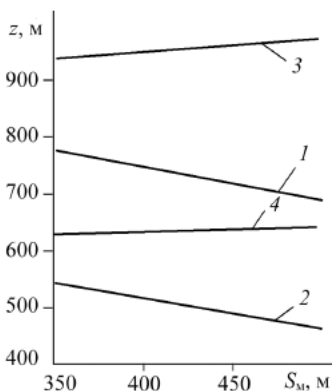


Рис. 4.9. Дальність видимості глісадних маяків у тумані середньої густини.

Літак летить точно за курсом.

Ніч, зрозуміло, $L_\Phi = 2,5 \cdot 10^{-3}$ кд/м²: 1, 3 - $\lambda = 0,532$ мкм; 2, 4 - $\lambda = 0,63$ мкм; 1-4 - $\mu = 0,07, 0,085, 0,09$ та $0,15$ відповідно.

В умовах димки ($S_M \geq 1$ км) лазерні пучки не спостерігаються у денних умовах. При спостереженні лазерних маяків в умовах туману середньої площини ($S_M \leq 1$ км) лазерні пучки не виявляються вже в сутінках в ясну погоду.

На рис. 4.10 наведено результати розрахунку значень протяжностей просторових орієнтирів для випадку, коли літак летить точно за курсом.

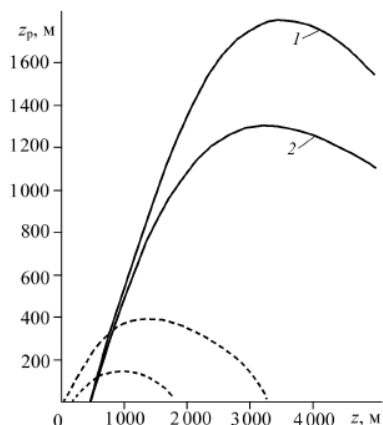


Рис. 4.10. Залежність протяжності просторових орієнтирів від дальності польоту літака.

Літак летить точно за курсом.

$S_M = 5$ км. Сутінки, похмуро, $L_\phi = 0,5$ кд/м² (суцільна лінія – курсовий маяк, пунктирна – глісадні маяки): 1 – $\lambda = 0,532$ мкм; 2 – $\lambda = 0,63$ мкм.

Видно, що графіки мають екстремум, тобто на граничних дальностях польоту довжини просторових орієнтирів рисі, при наближенні літака до ЗПС довжини просторових орієнтирів збільшуються до деякого максимального значення, при подальшому наближенні літака до ЗПС вони знову зменшуються.

Найбільшу довжину має курсовий просторовий орієнтир уночі у ясну погоду, причому його довжина становить 0,8...0,9 МДВ. Слід зазначити, що це співвідношення наближено зберігається й умовах туманів середньої щільності, коли довжина просторових орієнтирів становить 0,6...0,8 МДВ.

При посадці літака в серпанку та туманній серпанку ($S_M \geq 1$ км), у сутінки в ясну погоду і вдень доби просторові орієнтири глісадних маяків не виявляються. У тумані вони виявляються лише вночі у ясну погоду, $L_\phi = 2,5 \cdot 10^{-3}$ кд/м². Наявність екстремуму пояснюється тим, що при наближенні літака до маяка яскравість розсіяного випромінювання зростає, але в той же час при подальшому наближенні видима яскравість зменшується внаслідок форми індикатриси розсіяного випромінювання, оскільки кут спостереження суттєво зростає.

Висновки у розділі 4

Запропонована методика розрахунку граничної дальності видимості лазерних маяків та просторових орієнтирів лазерної курсоглісадної системи. Отримані результати дозволяють зробити висновок про те, що дана система може ефективно використовуватися як система ближньої навігації для забезпечення посадки літаків на ЗПС, забезпечуючи орієнтування за курсом та глісадою в умовах низької дальності видимості. При значеннях кута між оптичною віссю пучка і візирною лінією, спрямованої на джерело випромінювання $\alpha = 1^\circ$, лазерний пучок виявлятиметься вночі ($L_\phi = 2,5 \cdot 10^{-3} \text{кд/м}^2$) з відстаней $z = (2,2 \dots 3,5) S_m$, а в сутінках ($L_\phi = 0,5 \cdot 10^{-3} \text{кд/м}^2$) з відстаней $z = (0,7 \dots 1,5) S_m$. У туманах середньої щільності у нічних умовах видимість лазерних маяків зменшується і становить $(0,6 \dots 0,8) S_m$. Збільшення кута між оптичною віссю пучка і лінією візування в межах від 1° до 5° призводить до різкого зменшення дальності видимості. При $\alpha = 3^\circ$ у тумані у сутінкових умовах лазерні пучки не виявляються. Найбільша перевага лазерного джерела світла проявляється у нічних та сутінкових умовах, а також при зниженій МДВ. При цьому дальність видимості лазерних маяків більш ніж у 2 рази вища за дальність видимості штатних вогнів і знаків.

Розділ 5

ОХОРОНА ПРАЦІ

5.1. Перелік небезпечних і шкідливих виробничих факторів

У процесі праці у виробничій обстановці на людину впливає або один, або ряд небезпечних і шкідливих виробничих факторів. Для запобігання цих впливів на працівників при розробці нових приладів, контрольних установок і стендів необхідно дотримуватися вимог з охорони праці.

Державним стандартом ГОСТ 12.1.003 – 74 (ССВГ. Небезпечні й шкідливі виробничі фактори. Класифікація) усі небезпечні і шкідливі виробничі фактори класифіковані на наступні групи: фізичні, хімічні, біологічні і психофізіологічні.

Розробляемі блоки системи вимірювання дальності розміщені у відсіку літака.

При технічній експлуатації і ремонті (ТЕ і Р) розробленої системи мають місце наступні небезпечні і шкідливі виробничі фактори:

Керівник	Слободян О.П.		
Консульт.			
Н.Контр.	Левківський В.В.		
Зав. каф.	Грищенко Ю.В.		

Охорона праці

ФАЕТ 173

ше

– машини (АПА, АМЗА, АМЗВ і т.д.), що рухаються, і механізми (на площадці техобслуговування пересувні джерела живлення, піднірисьні механізми іт.д.) при перевірці, монтажі системи;

– підвищене значення напруги в електричному ланцюгу і поява його металоведучих елементах конструкції авіаційного устаткування (АТ), що може привести до замикання ланцюга через тіло людини, близькість проводки і штепсельних роз'ємів;

- незахищені рухливі елементи виробничого устаткування, система електропостачання пересувнийКПА при ТО системи;
- підвищена запиленість і загазованість повітря робочої зони, у зв'язку з недостатньою вентиляцією відбувається скупчення CO₂, виділення летучих компонентів лакофарбових покриттів, ізолюючих матеріалів у процесі їхнього старіння;
- підвищена або знижена температура повітря робочої зони (відсутнє отоплення літака під час ТЕ) при технічному обслуговуванні системив зимових умовах;
- підвищення рівня вібрації, електромагнітні випромінювання в робочій зоні (близькість при запуску авіаційних двигунів, бортовийРЛС) ;
- відсутність чи недолік природного освітлення (тільки штучне освітлення) при ТО в нічний час;
- незручне розташування робочого місця (у зв'язкуз прагненням економії маси й обсягу при конструюванні ЛА явний недолік вільного простору для робочого місця).

5.2. Організаційні і технічні заходи щодо виключення або зменшення рівня небезпечних та шкідливих виробничих факторів

Розроблена система забезпечує максимум безпеку при ТЕ і Р відповідно до системи стандартів безпеки праці ССБТ. ДСТ 12.І.004-91 (ССБТ. Пожежна безпека. Загальні вимоги), вказує про основні заходи безпеки, прийняті при розробці системи:

- для виключення випадкового дотику до струмопровідних частин пристрій міститься в кожуху;
- електричний монтаж виконаний на друкованих платах, що значною мірою зменшує кількість монтажних проводів, знижує ймовірність коротких замикань і дії навколишнього середовища;

– у монтажі використовується провід марки 4БШУ багатопровідніізолювані обмоткою із шовку і припустимою робочою температурою $T = (\text{від } -50 \text{ до } +70) \text{ } ^\circ\text{C}$;

– захист проектованої системи на напівпровідникових приладах характерна тим, що напівпровідникові прилади мають дуже рису теплову інерцію, тому плавкі вставки запобіжників вибирають виходячи з номінального струму, що протікає в ланцюгах.

При профілактичних оглядах під час ТЕ обмежуються лише зовнішнім оглядом і перевіркою надійності кріплення блоків, відсутністю хімічних ушкоджень і наявності контровки на ШР.

При ТЕ ПС, особливо в сиру погоду необхідно використовувати сухе гумове взуття чи ізолюючі коври, опір яких включається послідовно з опором тіла людини. Для усунення можливості поразки електричним струмом передбачається ряд мір: при ТЕ системи електропостачання ПС необхідно пам'ятати, що літак відноситься до приміщень з підвищеною небезпекою поразки струмом черезвисокопровідну поверхню корпусу.

Під час робіт, пов'язаних з оглядом, монтажем і демонтажем електричних агрегатів, необхідно знеструмлювати мережу. При проведенні чи перевірки огляду електричних пристроїв під напругою необхідно дотримувати обережність щоб уникнути коротких замикань і поразки електричним струмом. Перед відходом з робочого місця необхідно відключити в обов'язковому порядку бортову мережу, коробки реле і електрощітки закрити кришками, заізолювати оголені кінці проводів. Перед подачею електроенергії на борт ПС переконатися, що всі АЗС відключені, а перемикачі виключені. Всі агрегати електрообладнання перед установкою на літак перевіряють на відповідність НТП.

Для захисту від ушкодження і дотику розроблена система вкладена в захисний корпус. Створення сприятливих умов праці і підвищення культури виробництва у великому ступені забезпечується благоустроєм робочих місць виробничих приміщень, наприклад, авіатехнічної бази, лабораторії з технічного обслуговуванню електричного приладного обладнання.

Важливий зміст приміщень відповідно до гігієнічних вимог «Стандартних норм і правил». Норми температури, відносній вологості і швидкості руху повітря в робочій зоні технічного відсікузначені в ДСТ 12.1.005 - 88 (ССБТ. Повітря робочої зони. Загальні санітарно-гігієнічні вимоги). У таблиці 5.1 зазначені норми параметрів для легких фізичних робіт.

Таблиця 5.1

Норми параметрів для легких фізичних робіт

Параметри	Для холодного і перехідного періоду	Для теплого періоду року
Температура повітря, град. С	18 - 20	21 - 33
Відносна вологість, %	40 - 60	40 - 60
Швидкість руху повітря, м/с.	0,02	0,3

Розрахунок захисного заземлення

Розрахунок заземлюючого пристрою виконують для визначеної кількості вертикальних заземлювачів, довжини сполучної смуги і розміщення цих елементів. При цьому враховують можливість використання природних заземлювачів.

Визначимо розрахункові значення питомого опору ґрунту для вертикальних заземлювачів ($\rho'_{розрах}$) і сполучної смуги ($\rho''_{розрах}$):

$$\rho'_{розр} = \rho k'_n$$

$$\rho''_{розр} = \rho k''_n$$

де ρ – питомий опір ґрунту, Ом*м;

k'_n, k''_n - коефіцієнт кліматичної зони.

$$\rho'_{розр} = 0,4 \cdot 10^2 \cdot 0,5 = 20 \text{ Ом} \cdot \text{м}$$

$$\rho''_{розр} = 0,4 \cdot 10^2 \cdot 2,0 = 80 \text{ Ом} \cdot \text{м}$$

Визначаємо опір розтікання струму одного вертикального заземлювача по

формулі:

$$R_{TP} = 0,366 \frac{\rho'_{\text{розр}}}{l} \left(\lg \frac{2l}{d} + \frac{1}{2} \lg \frac{4H+l}{4H-l} \right)$$

де l - довжина заземлювача, м

d - діаметр

H - відстань від поверхні землі до половини довжини труби, м

$$R_{TP} = 0,366 \frac{20}{2,5} \left(\lg \frac{2 \cdot 2,5}{0,05} + \frac{1}{2} \lg \frac{4 \cdot 2 + 2,5}{4 \cdot 2 - 2,5} \right) = 15 \text{ Ом}$$

Визначимо умовну кількість вертикальних заземлювачів:

$$\eta' = \frac{R_{TP}}{R_{\text{дон}}} = \frac{15}{4} \approx 4$$

Коефіцієнт використання одиночного заземлювача, враховуючи екранування труб

$$\eta_{TP} = 0,8$$

Визначаємо дійсне число вертикальних заземлювачів по формулі:

$$\eta = \frac{\eta'}{\eta_{TP}} = \frac{4}{0,8} = 5$$

Обчислюємо довжину смуги, що з'єднує вертикальні заземлювачі

$$L = 1,05 \cdot a \cdot \eta$$

де a - відстань між заземлювачами

$$L = 1,05 \cdot 2 \cdot 5 = 10,5 \text{ м}$$

Опір розтікання струму, об'єднуючий заземлювачі визначається за формулою:

$$R_M = \frac{0,366}{L} \rho''_{\text{розр}} \cdot \lg \frac{2L^2}{b \cdot h}$$

де h - глибина закладення смуги сполучення;

b - ширина смуги.

$$R_M = \frac{0,366}{10,5} 80 \cdot \lg \frac{2 \cdot 10,5^2}{0,04 \cdot 0,8} = 10,7 \text{ Ом}$$

Коефіцієнт, що враховує екранування смуги сполучення і вертикальних

заземлювачів $\eta_M = 0,03$

Визначимо опір розтікання всього заземлювального пристрою за формулою:

$$R_3 = \frac{R_{TP} R_M}{R_{TP} \cdot \eta_M + \eta R_M \eta_{TP}}$$
$$R_3 = \frac{15 \cdot 10,7}{15 \cdot 0,83 + 5 \cdot 10,7 \cdot 0,8} = 2,9 \text{ Ом}$$

Отже, опір заземлювального пристрою задовольняє вимогам ПУЕ-86.

5.3. Заходи пожежної і вибухової безпеки

Пожежна і вибухова безпека передбачені ДСТ 12.1.004 -59. Порушення норм, правил монтажу і демонтажу, а також питань з технічної експлуатації системи може створити умови для виникнення пожежі. Укажемо причини виникнення пожежі:

- неякісне виконання пайки і з'єднання проводів призводить до короткого замкнення і загоряння;
- неправильний вибір перетину сполучних проводів, площа проводів вибирається з умови припустимої щільності струмів, що виключає можливість перегріву .

За результатами розрахунку вибирається провід із перетином $0,25 \text{ мм}^2$, ізоляція якого відповідає умовам експлуатації і припустимого рівня напруги, під яким він знаходиться.

Із метою пожежної безпеки необхідно:

- періодично робити перевірку електричної схеми системи для виявлення причин, що можуть викликати виникнення пожежі.
- систему відключити до повного виявлення причин відмови при виявленні іскріння, короткого замикання, запаху гару, диму.

Необхідно прилад покривати спеціальним лаком, що захищає від можливих коротких замикань, корозії, загоряння.

Система забезпечується надійними засобами сповіщення про пожежу в його початковій стадії. При експлуатації приладу повинні бути виключені умови теплового і хімічного впливів на конструкцію і матеріали.

У випадку виникнення пожежі повинні застосовуватися тільки вуглекислотні вогнегасники типу ОУ-5, ОУ- 2, або ОУ-8.

Розділ 6

ОХОРОНА НАВКОЛИШНЬОГО СЕРЕДОВИЩА

6.1. Екологічна експертиза

Останнім часом проблема забруднення навколишнього середовища різного роду виробництвами стає все більш актуальною темою. Вже зараз спостерігається потепління клімату на Землі, руйнування озонового шару Землі і багато інших небезпечних наслідків діяльності людини.

Мета дипломного проекту – використання сучасних лазерних систем посадки.

Основними чинниками, що визначають вплив на навколишнє середовище є: споживання електричної енергії, як для роботи системи, так і для освітлення робочих місць, а також має місце вплив електромагнітного випромінювання.

В даний час виробництво електроенергії вважається екологічно небезпечним. Джерелами електроенергії на Україні є ТЕС – теплові електростанції, ГЕС – гідроелектростанції, АЕС – атомні електростанції. У містах створюються ТЕЦ – теплоелектроцентралі для вироблення електроенергії і разом з нею тепло для обігріву і постачання гарячою водою.

При виробництві електроенергії на навколишнє середовище діють наступні чинники:

- 1) Забруднення продуктами згорання:
 - викиди в атмосферу;
 - викиди з твердою частиною продуктів згорання.

Кафедра авіоніки				НАУ 22 000 ПЗ			
<i>Виконав</i>	Самвсь О.В.			Охорона навколишнього середовища	<i>Літера</i>	<i>Аркуш</i>	<i>Аркушіє</i>
<i>Керівник</i>	Слободян О.П.						
<i>Консульт.</i>					ФАЕТ 173		
<i>І.Контр.</i>	Левківський В.В.						
<i>Зав. каф.</i>	Грищенко Ю.В.						

2) Теплове забруднення:

- відведення тепла з повітряними потоками;
- відведення тепла в циркуляційних водяних системах.

3) Радіоактивне забруднення (у разі АЕС):

- радіоактивна дія з вентиляційними потоками;
- радіоактивна дія з охолоджуючою водою;
- проникаюча радіація;
- радіоактивні відходи

4) Екологічний вплив акваторій (у випадку ГЕС):

- затоплення корисних площ;
- дія на клімат;
- дія на флору і фауну в районі акваторій.

5) Вилучення з використання територій.

6) Електромагнітна дія.

6.2. Технічно-організаційні заходи щодо зниження забруднення навколишнього середовища

Оскільки лазерний передавач випромінює в діапазоні $10^{14} \dots 10^{16}$ Гц, слід визначити його вплив на навколишнє середовище і людей.

Визначимо щільність потоку енергії на землі, коли відстань дорівнює $R = 1$ м.

S – щільність потоку енергії

$$S = PG / 4 \pi R^2, \quad (6.1)$$

де P - потужність випромінювання лазера, дорівнює 10 мВт;

G - коефіцієнт підсилення лазера, рівний 100;

R - відстань до випромінювача, м;

$$S = \frac{0,01 \cdot 100}{4 \cdot 3,14 \cdot 100^2} = 7,96 \cdot 10^{-6} \text{ Вт/см}^2$$

Звідси витікає, що щільність потоку енергії не перевищує гранично допустимий рівень.

Дуже важливу роль для охорони навколишнього середовища має утилізація технічно або морально застарілого обладнання, оскільки при повторному використанні деяких матеріалів зберігаються природні ресурси.

Найбільший ефект при утилізації досягається при повторному застосуванні радіоелементів застарілого обладнання. Але при цьому можна використовувати тільки частину з них, такі як: резистори (постійні і змінні), керамічні, слюдяні і механічні конденсатори, перемикачі, роз'єми, реле. Але не можна повторно використовувати радіолампи, оскільки все сучасне радіообладнання виготовляється на основі напівпровідникових приладів. Саме напівпровідникові прилади складають основну вартісну і технічну частину обладнання. Отже можна використовувати лише рису частину готових радіоелементів від пристроїв, що прийшли в непридатність. Тому основним напрямом утилізації є не повторне використання радіоприладів, а витягування з них цінних матеріалів, що піддаються переробці.

Особлива увага при цьому приділяється дорогоцінним металам (золото, срібло, мідь), які застосовуються при виготовленні контактних елементів таких як реле, роз'єми, перемикачі. Також велику увагу слід приділити радіолампам, що є основними радіоелементами при виготовленні старого обладнання. Крім того при виготовленні новіших напівпровідникових приладів (особливо високочастотних) також досить широко використовувалися дорогоцінні метали.

Не менш важливе використання інших металів, що піддаються переробці, оскільки конструктивні елементи більшості авіаційного радіоелектронного обладнання металеві. До них відносяться: корпуси, стикові елементи, різного типу екрануючі пристрої, екрануюча оплетення кабелів і багато інших.

Всі вище перераховані матеріали містяться в системі вимірювання дальності. Дуже велика кількість дорогоцінних металів міститься у високочастотних елементах приймання-передавання: роз'єми, ВЧ діоди, ВЧ транзистори, антенна система. Тому доцільним буде якщо при закінченні

терміну експлуатації з неї будуть витягнуті всі матеріали, що представляють цінність.

Все що не можливо піддати переробці підлягає знищенню для запобігання забрудненню навколишнього середовища.

Застосування в авіації й космонавтиці більш якісних і точних приладів безсумнівно сприятливо відіб'ється на екологічній обстановці навколишнього середовища. Зі створенням пеленгаційних систем пошуку й упізнання літальних апаратів нового покоління знизитися відсоток аварій викликаних збоями в апараті старого зразка.

Використання новітніх технічних розробок дозволить значно підвищити якість приладів, що випускають, і тим самим знизити вимоги по екологічному контролю за виробництвом і експлуатацією пристроїв, що володіють властивостями унікальними в порівнянні з використовуваними раніше.

Також такі системи при своїй роботі можуть викликати такі шкідливі фактори як:

- шумове забруднення
- вібрація
- електромагнітне випромінювання
- теплове випромінювання
- хімічне забруднення навколишнього середовища

Які відповідають нормативним документам:

ДСТУ 2300-93 Вібрація . Терміни та визначення;

ГОСТ 12.1.012-78 Вібрація. Загальні спільні вимоги безпеки;

ДСТУ EN 50364:2006 Апаратура електронна, що працює в діапазоні частот від 0 Гц до 10 ГГц. Обмеження дії електромагнітних полів на людей від апаратури електронного спостереження, радіочастотного розпізнавання об'єктів та аналогічних застосувань.

Допустимі значення наведені у табл. 6.1, параметри шкідливого впливу проектованого приладу приведені з аналогічних вже існуючих приладів, таких

як РЛС, локатори типа MCMS, PAIS, HO-98, Lotaws і ін, на яких використовуються аналогічне обладнання.

Таблиця 6.1

ФАКТОРИ	Шумове забруднення	Вібрація	Електромагнітне випромінювання	Теплове випромінювання	Хімічне забруднення навколишнього середовища
ГОСТ	12.1.003-86	12.1.012-78	12.1.006-92	12.4.016-87	14.2.002-76
ДОПУСТНЕ ЗНАЧЕННЯ	80 дБА	12 дБ	100 мкВт/см ² в діапазоні частот (3МГц-400МГц)	0,87 кДж/кг	амміаку 20 мг/м ³ , аніліну - 3 мг/м ³ , ацетону - 200 мг/м ³ , бензолу - 5 мг/м ³ , бензину - 100 мг/м ³ , сірчатої кислоти - 1 мг/м ³ и т.д.
ПОТОЧНЕ ЗНАЧЕННЯ	35 дБА	3 дБ	7,96 мкВт/см ²	відсутнє	відсутнє
ВІДПОВІДНІСТЬ ДОПУСКУ	В межах допуску	В межах допуску	В межах допуску	Теплове випромінювання відсутнє	Хімічного забруднення не створює

ВИСНОВОК

- 1) У ході дослідження вивели залежність $R_{\max} e^{\sigma_{\lambda} R_{\max} / 2}$ від різних параметрів.
- 2) Ці параметри розділили на параметри, що відносяться до оптичної приймально-передавальної системи ($d_{об}$ і θ_L), параметри, що відносяться до цілі ($S_{Ц}$ і $\rho_{Ц}$) і параметри, що відносяться до лазера передавача ІЛД (P_I).
- 3) Спочатку визначили залежність $R_{\max} e^{\sigma_{\lambda} R_{\max} / 2}$ від параметрів, що відносяться до оптичної приймально-передавальної системи. Визначили, що при збільшенні $d_{об}$ у заданих межах крива графіка залежності $R_{\max} e^{\sigma_{\lambda} R_{\max} / 2}(d_{об})$ зростає, а при збільшенні θ_L графік залежності $R_{\max} e^{\sigma_{\lambda} R_{\max} / 2}(\theta_L)$ убиває.
- 4) А криві графіків залежності $R_{\max} e^{\sigma_{\lambda} R_{\max} / 2}$ від параметрів, що відносяться до цілі зростають як при збільшенні $S_{Ц}$, так і при збільшенні $\rho_{Ц}$.
- 5) Збільшення імпульсної потужності лазера P_I приводить до зростання графіка залежності $R_{\max} e^{\sigma_{\lambda} R_{\max} / 2}(P_I)$.

Список використаних джерел

1. Зуев В.Е., Фадеев В.Е. Лазерные навигационные устройства. – М.: Радио и связь, 1987.
2. Лазеры в медицине. - М.: Наука, 1998.
3. Олихов И.М. ИПЛЭН. Новое поколение приборов квантовой электроники. – Электроника: НТБ, 1998, №3-4.
4. Патент № 2063097 на изобретение "Лазер", приоритет от 22.03.1994 г.
5. Луизов А.В. Глаз и свет. - Л.: Энергоатомиздат, 1983.
6. Басов Ю.Г. Светосигнальные устройства. - М.: Транспорт, 1993.
7. Патент №2083444 на изобретение "Оптическое навигационное устройство", приоритет от 22.03.1994 г.
8. Гейхман И.Л., Волков В.Г. Основы улучшения видимости в сложных условиях. М., ООО "Недра-Бизнесцентр", 1999.
9. Легкий В.Н., Мищенко И.Д., Галун В.В. Малогабаритные генераторы накачки полупроводниковых лазеров. Томск, Радио и связь, 1990.
10. Волков В.Г. Осветители и целеуказатели для приборов ночного видения. Обзор № 5590, М., НТЦ Информтехника, 1999.
11. Волков В.Г. Применение линз Френеля в качестве объективов формирования излучения лазерных осветителей, используемых в технике ночного видения. Вопросы оборонной техники, серия 11, 1996, вып.1 – 2 (148 – 149), с. 33 – 36.
12. Кощавцев Н.Ф., Эдельштейн Ю.Г., Волков В.Г., Толмачев А.А., Федотова С.Ф., Кирчевская Т.К. Приборы ночного видения (СКБ ТНВ). Прикладная физика, 2001, № 6, с. 145 – 164.
13. Олихов И. ИПЛЭН. Новое поколение приборов квантовой электроники. Электроника: наука, Технология, Бизнес. 1998, № 3 – 4, с. 25 – 29.
14. Yang G. Airborne Vision-Based Navigation Method for UAV Accuracy Landing Using Infrared Lamps / G. Yang. – J. Intell : Robot. Syst., 2013. – 197 p.

15. Николаев П.В., Сабинин Ю.А. Фотоэлектрические следящие системы. Энергия, 1969.
16. Shen G., Lian P., Guo X., Wang G., Cui B., Yin T., Li J., Du J., Gao G., Zou D., Ma X., Chen L. High power coupled large cavity lasers and multi-active light emitting diodes // Proceedings of SPIE, 2001, V.4580. P. 19-25.
17. Гершунский Б.С. Расчет основных электронных и полупроводниковых схем в примерах. Киев, 1968.
18. Асланян А.Э., Сивов Н.С. и др. Расчет измерительных и усилительных элементов автоматических систем. Киев, 1971.
19. Чинаев П.И., Чумаков Н.М. Теория автоматического управления. КВИАВУ ВВС, 1969.
20. Афанасьев В. Б., Гальчина Н. А., Коган Л. М., Рассохин И. Т. Светодиодные осветительные и светосигнальные приборы с увеличенным световым потоком. "Светотехника"., №6, 2004. 52 - 56 с.