

МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ УКРАЇНИ
НАЦІОНАЛЬНИЙ АВІАЦІЙНИЙ УНІВЕРСИТЕТ
ФАКУЛЬТЕТ АЕРОНАВІГАЦІЇ, ЕЛЕКТРОНІКИ ТА ТЕЛЕКОМУНІКАЦІЙ
КАФЕДРА АВІОНІКИ

ДОПУСТИТИ ДО ЗАХИСТУ

Завідувач випускової кафедри

_____ Юрій ГРИЩЕНКО

«___» _____ 2023 р.

КВАЛІФІКАЦІЙНА РОБОТА
(ПОЯСНОВАЛЬНА ЗАПИСКА)

ВИПУСКНИКА ОСВІТНЬОГО СТУПЕНЯ МАГІСТР
ЗА СПЕЦІАЛЬНІСТЮ 173 «АВІОНІКА»

Тема: «Індикація пілотажно-навігаційної та відео інформації на лобовому
склі кабіни літака»

Виконавець: Дацько Роман Валерійович

(студент, група, прізвище, ім'я, по батькові)

Керівник: _____ к.т.н., доц. Белінський Валерій Миколайович

Консультант розділу «Охорона праці»: Олексій КОЗЛІТІН

Консультант розділу «Охорона

навколишнього середовища»: _____

Лариса ЧЕРНЯК

Нормоконтролер: _____

Василь ЛЕВКІВСЬКИЙ

НАЦІОНАЛЬНИЙ АВІАЦІЙНИЙ УНІВЕРСИТЕТ

Факультет аеронавігації електроніки та телекомунікацій

Кафедра авіоніки

Напрямок (спеціальність) 173 «Авіоніка»

ЗАТВЕРДЖУЮ

Завідувач кафедри

_____Юрій ГРИЩЕНКО

« ___ » _____ 2023р.

ЗАВДАННЯ

на виконання кваліфікаційної роботи

1. Тема роботи: «Індикація пілотажно-навігаційної та відеоінформації на лобовому склі кабіни літака» затверджена наказом ректора від 05. 10. 2023 р. № 2040/ст.
2. Термін виконання роботи: з 02 жовтня 2023 по 31 грудня 2023.3. Вихідні дані роботи: Індикація на лобовому склі кабіни екіпажу.4. Зміст пояснювальної записки: аналіз ЛТХ магістральних літаків, обґрунтування вибору HUD системи для типу ПС, обґрунтування структурної й функціональної схем, розрахунок основних параметрів, розробка схеми коліimatorної головки, охорона навколишнього середовища, охорона праці.

5. Перелік обов'язкового ілюстративного матеріалу: структурна та функціональна схема АЛСЗ, таблиці, рисунки, графіки, Ю дані розрахунків.

6. Календарний план-графік

№ пор.	Завдання	Термін виконання	Відмітка про виконання
1.	Аналіз теми дипломної роботи	05.10.2023	
2.	Проведення огляду літератури	10.10.2023	
3.	Підготовка та написання 1 розділу	31.10.2023	
4.	Підготовка та написання 2 розділу	07.11.2023	
5.	Підготовка та написання 3 розділу	14.11.2023	
6.	Підготовка та написання 4 розділу	19.11.2023	
7.	Підготовка та написання 5 розділу	25.11.2023	
8.	Підготовка та написання 6 розділу	03.12.2023	
9.	Перевірка на анти плагіат та отримання	13.12.2023	
10.	Оформлення та друк пояснювальної записки	15.12.2023	

7. Консультанти з окремих розділів

Розділ	Консультант (посада, П.І.Б.)	Дата, підпис	
		Завдання видав	Завдання прийняв
Охорона праці	Ст. Викладач Козлітін О.О.		
Охорона навколишнього середовища	Доцент Черняк Л. М.		

8. Дата видачі завдання: _____

Керівник дипломної роботи _____ Валерій БЕЛІНСЬКИЙ

Завдання прийняв до виконання _____ Роман ДАЦЬКО.

ВСТУП

Актуальність теми.

Кваліфікаційна робота спрямована на вирішення наукової задачі, пов'язаної з розробкою авіаційної системи HUD. Ця система, в якості найновішого методу, визначається своєю відносною новизною і недослідженістю. Це вимагає подальшого проведення наукових досліджень та вдосконалення цього методу.

Вихідні дані від системи HUD знаходять застосування в різних галузях, особливо військовій, цивільній та авіаційній. Критичний аналіз існуючих систем вказує на необхідність поліпшення точності, збільшення інформативності вихідних даних і забезпечення безпеки під час використання цих систем. Розв'язання цих завдань є ключовою метою цієї кваліфікаційної роботи.

Реферат

Пояснювальна записка до кваліфікаційної роботи «Індикація пілотажно-навігаційної та відеоінформації на лобовому склі кабіни літака»: 69сторінки, 23 рис., 3 табл., 4літературних джерела.

Об'єкт дослідження: процес роботи системи індикації пілотажно-навігаційної та відеоінформації на лобовому склі кабіни літака.

Предмет дослідження: система індикації пілотажно-навігаційної та відеоінформації на лобовому склі кабіни літака.

Мета роботи: дослідити роботу системи індикації пілотажно-навігаційної та відеоінформації на лобовому склі кабіни літака.

Методи дослідження: використання елементів теорії статистики, порівняльний аналіз, обробка літературних джерел.

ЗМІСТ

РОЗДІЛ 1.

АНАЛІЗ ЛТХ ПАСАЖИРСЬКИХ ПОВІТРЯНИХ СУДЕН ТА ТАКТИКО-ТЕХНІЧНИХ ХАРАКТЕРИСТИК ЕЛЕКТРОННИХ СИСТЕМ ІНДИКАЦІЇ ПОЛЬОТНОЇ ІНФОРМАЦІЇ

1.1 Аналіз ЛТХ магістральних повітряних суден.....

1.2 Аналіз тактико – технічних характеристик електронних систем відтворення польотної інформації.

Розділ 2. Аналіз льотних завдань та ЛТХ літаків аерозйомки.

2.1 Аналіз функцій та структурних схем HEAD-UP систем відтворення польотної інформації.

2.2 Дослідження та принцип дії HEAD-UP систем відтворення польотної інформації.

Розділ 3. Розробка та обґрунтування структури HEAD-UP системи.

3.1 Розробка та обґрунтування ТТХ HEAD-UP системи

3.2 Аналіз переваг та недоліків HEAD-UP систем.

Розділ 4. Дослідження характеристик і обґрунтування архітектури HEAD-UP системи.

4.1 Розробка схеми коліматорної головки з LCD

4.2 Обґрунтування схеми та розрахунок аберацій оптичної системи для HEAD-UP індикатора.

РОЗДІЛ 5. ОХОРОНА НАВКОЛИШНЬОГО СЕРЕДОВИЩА.

5.1 Основні джерела впливу на навколишнє середовище.

5.2 Вплив викидів в атмосферу на навколишнє довкілля.

5.3 Рекомендації щодо зменшення даного впливу на навколишнє середовище.

РОЗДІЛ 6. ОХОРОНА ПРАЦІ

5.1 Організація робочого місця з інженера

5.2. Перелік шкідливих та небезпечних виробничих чинників

5.3. Аналіз шкідливих та небезпечних виробничих чинників

5.4. Розрахунок штучного освітлення.....

5.5. Пожежна безпека.....

Висновки.....

СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ.....

РОЗДІЛ 1.

АНАЛІЗ ЛТХ ПАСАЖИРСЬКИХ ПОВІТРЯНИХ СУДЕН ТА ТАКТИКО-ТЕХНІЧНИХ ХАРАКТЕРИСТИК ЕЛЕКТРОННИХ СИСТЕМ ІНДИКАЦІЇ ПОЛЬОТНОЇ ІНФОРМАЦІЇ

1.1 Аналіз ЛТХ магістральних повітряних суден.

Чотиримоторний Boeing 747-400 - широкофюзеляжний далекомагістральний пасажирський літак, побудований за двопалубною схемою компанією BoeingCommercialAirplanes.



Рис. 1. Boeing 747-400



Рис.2. Приладова дошка В747

Силова установка Boeing 747-400 базувалася на нових економічних турбореактивних двигунах Pratt&WhitneyPW-4056 тягою 252,4 кН. Наступні моделі також оснащувалися двигунами GeneralElectricCF6-80-C2B1Fs, CF6-80-C2B1F1s і двигунами RollsRoyceRB-211-524G тягою 258,0 кН.

На Boeing 747-400 встановили нову цифрову авіоніку, що складається з шести багатофункціональних дисплеїв і нового бортового обладнання. Це рішення дозволило скоротити екіпаж до двох осіб. Верхня палуба також була подовжена, тепер вдвічі довша, ніж на оригінальних версіях сімейства авіалайнерів Boeing 747.

Boeing 747-400 у трьох класах вміщує 416 пасажирських місць. У комплектації салону економ та бізнес-класу можливе розміщення 524 пасажирів. А в максимальному, економ-класі, пасажиромісткість становить 660 осіб. Остаточна збірка літака проводилася на заводі Boeing, розташованому в місті Еверетт. 26 січня 1988 року, коли літак викотився зі складального ангара, у компанії було вже понад 100 замовлень на цей літак.

Перший випробувальний політ 29 квітня 1988 року тривав понад дві години. У випробуваннях брали участь чотири літаки Boeing 747-400, з різними двигунами. А 10 січня 1989 року авіалайнер отримав свій перший льотний сертифікат FAA. 26 січня того ж року Boeing 747-400 був переданий першому замовнику - авіакомпанії Northwest Airlines. Перший політ на цьому літаку був здійснений за маршрутом «Міннеаполіс - Фенікс», 9 лютого 1989 р.

1. Перший політ Boeing 747-400: 29 квітня 1988 року.
2. Роки випуску: з 1988 по 2009
3. Довжина: 70,67 м.
4. Висота: 19,41 м.
5. Розмах крил: 64,44 м
6. Ширина кабіни: 6,1 м.
7. Маса порожнього: 180985 кг.
8. Максимальна злітна вага: 362875 кг.
9. Площа крила: 541,2 кв.м.
10. Крейсерська швидкість: 907 км/год
11. Обмеження швидкості: 939 км/год
12. Стеля: 13750 м.
13. Дальність польоту: 13430 км.
14. Потужність: 4 x TRDD Pratt & Whitney PW-4056 (252,4 кН), PW-4060s (266,9 кН), PW-4062s (275,8 кН), General Electric CF6-80-C2B1Fs (252,4 кН), CF6-80-C2B1F1s (273,6 кН), RollsRoyce RB-211-524G (258,0 кН).
15. Екіпаж: 2 особи
16. Кількість місць: 660 місць в економ-класі.

Boeing 777-300:

Пасажирський Boeing 777-300 є частиною сімейства широкофюзеляжних двомоторних літаків TripleSeven (Т7) і є подовженою моделлю Boeing 777-200. Цей авіалайнер призначений для середньо- і далекомагістральних авіакомпаній. Сьогодні це найбільший двомоторний пасажирський літак у світі. Його довжина становить 73,86 метра, розмах крил

– 60,93 метра. Літак був створений для заміни застарілих авіалайнерів Boeing 747-100 і 747-200. У порівнянні з цими моделями, новий Boeing 777-300 має порівнянну пасажиромісткість і запас ходу, при цьому його експлуатаційні витрати на 40 відсотків нижче. Дальність польоту літака Boeing становить від 7 500 до 10 595 кілометрів.



Рис.Рис.

Фюзеляж Boeing 777-300 на 10,13 метра довший за базову версію 777-200. При однокласній конфігурації салону літак Boeing 777-300 здатний вмістити 550 пасажирів. У двокласному компонуванні, економ і бізнес, салон літака може налічувати 479 пасажирських місць. При трикласному компонуванні авіалайнер оснащений 368 пасажирськими кріслами.

В якості силової установки літак оснащується турбореактивними двигунами високої потужності, Pratt&WhitneyPW-4090 з тягою 400 кН, PW-4098 з тягою 436 кН, Rolls-RoyceTrent 892 з тягою 409 кН або GeneralElectricGE90-92В з тягою 409 кН кожен.

Як і базова модель, 777-300 оснащена системою цифрової авіоніки EFIS від Honeywell, яка відповідає стандарту ARINC 629.

Програма розробки літака почалася в червні 1995 року під назвою «777 Stretch». У березні 1997 року почалася збірка першого дослідного зразка літака. Цей літак викотився зі складального ангара 8 вересня 1997 року. І тоді, 16 жовтня того ж року, вперше піднявся в повітря. 4 травня 1998 року літак отримав сертифікати придатності FAA і JAA для пасажирських польотів. А після цього, 21 травня 1998 року, Boeing 777-300 був переданий гонконгській авіакомпанії CathayPacific.

1. Перший політ Boeing 777-300: 16 жовтня 1997 року.
2. Роки випуску: з 1997
3. Довжина: 73,86 м.

4. Висота: 18,52 м.
5. Розмах крил: 60,93 м
6. Маса порожнього: 160120 кг.
7. Максимальна злітна вага: 263080 кг.
8. Площа крила: 427,80 кв.м.
9. Крейсерська швидкість: 905 км/год
10. Обмеження швидкості: 945 км/год
11. Стеля: 13100 м.
12. Дальність польоту: 10595 км.
13. Довжина розбігу: 3700 м.
14. Довжина пробігу: 1800 м.
15. Двигуни: 2 x ТРДД Pratt & Whitney PW-4090 (400 кН), PW-4098s (436кН), Rolls-Royce Trent 892s (409 кН), General Electric GE90-92Bs (409 кН), General Electric GE90-115B (512 кН)
16. Екіпаж: 2 особи
17. Кількість пасажирських місць: 550 місць в економ-класі.

A350:

Airbus A350 - це новий широкофюзеляжний авіалайнер для далекомагістральних авіакомпаній, що розробляється компанією Airbus (EADS).

Формально проект A350 стартував 1 грудня 2006 року з метою заміни літаків A330 і A340. Основне призначення авіалайнера - конкуренція з американською компанією Boeing. Новий Airbus A350 є прямим конкурентом Boeing 777 і Boeing 787 Dreamliner, також відомих як Boeing 7E7.



.....Рис.

.....Рис.....

Спочатку консорціум Airbus хотів використовувати авіалайнер A330 як основу для нового літака. На A330 планувалося встановити нові двигуни і переробити аеродинаміку літака. Цей проект отримав назву A330-200 Lite. Але потім від цієї ідеї відмовилися, і почалося проектування A350 як розробка нового літака. Хоча фюзеляж першої версії A350 нагадував літак A330, все ж це був зовсім інший літак з новими крилами з нових композитних матеріалів на основі вуглецевого волокна, з новими двигунами і з новими стабілізаторами польоту. A350 також відрізнявся сучасним компонуванням і обробкою, яка вміщувала до дев'яти сидінь в одному ряду. Новий проект літака отримав назву A350 XWB (ExtraWideBody).

31 серпня 2010 року розпочався перший етап будівництва літака. При його будівництві широко використовувалися нові композиційні матеріали. Вони складають 52 відсотки від загальної ваги літака. Airbus очікує, що літак буде на 10-15% дешевшим в експлуатації, ніж його прямий конкурент Boeing 787. На початку 2013 року були проведені наземні випробування першого AirbusA350. Перший політ нового A350 відбувся 14 липня 2013 року. Це була модель AirbusA350-900.

Новий літак оснащений двома турбореактивними двигунами TrentXWB тягою 374,5 кН кожен від Rolls&Royce. Також ведуться переговори з GeneralElectric про використання двигунів GENx (GeneralElectric наступного покоління). За даними Airbus, літак A350 з новими двигунами повинен підвищити паливну економічність на 25 відсотків у порівнянні з A330. Авіалайнер буде запропонований авіаперевізникам у трьох модифікаціях.

Перша укорочена версія, довжиною 60,54 метра, отримала позначення A350-800. Він розрахований на перевезення 245 пасажирів у трьох класах на відстань 15 900 кілометрів. Очікуваний час введення в експлуатацію даної модифікації - кінець 2014 або початок 2015 року.

Друга версія, яка також є базовою, це A350-900. Ця версія пролетить відстань 15 000 кілометрів. І він здатний вмістити 314 пасажирських місць у трикласній конфігурації або 366 місць у двокласній конфігурації. Довжина літака становить 66,89 метра. Ця версія буде введена в експлуатацію в другій половині 2014 року.

Третя модифікація літака, A350-1000, є найбільшим літаком з усього сімейства AirbusA350. Його довжина становить 73,88 метра. Він почне надходити в авіакомпанії з середини 2015 року. Ця версія здатна перевозити до 412 пасажирів у двох класах або 350 пасажирів у трикласній конфігурації. Дальність польоту цієї моделі складе 14 900 кілометрів.

1. Перший політ: 14 липня 2013 року
2. Введення в експлуатацію: друга половина 2014 року.
3. Довжина: 66,89 м.
4. Висота: 17,1 м.
5. Маса порожнього: 115700 кг.
6. Ширина фюзеляжу: 5,96 м
7. Площа крила: 440 кв.м
8. Розмах крил: 64,75 м
9. Крейсерська швидкість: 905 км/год
10. Обмеження швидкості: 950 км/год
11. Стеля: 13000 м.
12. Дальність польоту: 15000 км.
13. Двигуни: 2 TDD Rolls & Royce Trent XWB або General Electric GENx
тягою 374,5 кН
14. Екіпаж: 2 особи
15. Кількість пасажирських місць: від 270 до 366 місць.

A380:

A380- величезний авіалайнер завдовжки близько 73 метрів і заввишки трохи більше 24 метрів, це майже як восьмиповерховий будинок, який має розмах крил майже 80 метрів, і вміщує в себе до 853 пасажирів. Хоча, Ви, напевно, входите в число тих людей, які бачили, а можливо, навіть, і літали в утробі цього чотиридвигунного "монстра".

Airbus A380 - двопалубний, широкофюзеляжний, широкофюзеляжний, лайнер, що літає на далекі відстані, важить 280 тонн.

На розробку A380 пішло понад дванадцять мільярдів євро. І близько десяти років розробки. А його місткість на 35 відсотків більша, ніж у головного конкурента Boeing 747. Однією з проблем при будівництві A380 була проблема ваги, тому що зайвий кілограм навантаження збільшує витрату дорогоцінного палива.



Рис.

Рис.

Тому необхідно було зробити зовнішню оболонку якомога легшою, але водночас максимально міцною. Для цієї мети було застосовано комбінацію великої кількості нового сплаву алюмінію, який, легший і має кращу ударну міцність порівняно зі звичайними алюмінієвими сплавами, і композитних матеріалів, зокрема й на основі скловолокна. Оскільки заводи з виробництва компонентів для лайнера знаходяться не тільки у Франції, а також в інших країнах, таких як Іспанія, Німеччина Великобританія, то для доставки компонентів в Тулузу, компанія "Airbus S. A. S." побудувала для цих цілей спеціальне транспортне судно, для доставки частин фюзеляжу, водними шляхами.

На авіалайнер встановлено мотори RollsRoyceTrent-900 або ж двигуни EngineAllianceGP-7000. В A380 застосовано новітню на сьогоднішній день інтегровану модульну авіоніку ІМА (Integratedmodularavionics), яка була вперше використана на сучасному винищувачі п'ятого покоління F-22. У кабіні пілотів встановлено вісім, 15x20 см, дисплеїв, куди виводять усю польотну інформацію і дані стану бортових систем.

Перший політ Airbus A380-800 з двигунами RollsRoyce здійснив 27 квітня 2005 року. А трансатлантичний рейс відбувся 10 січня 2006 року. А вже 12 грудня 2006 року модифікація A380-841 з двигунами Trent900 пройшла сертифікацію. Варіант із моторами GP-7000 отримав сертифікат 2007 року 14 грудня.

1. Роки виробництва: 2004 - теперішній час.
2. Довжина: 67,90 м.

3. Висота: 24,09 м.
4. Розмах крил: 79,75 м.
5. Площа крила: 845 м.
6. Діаметр фюзеляжу: 7,14 м.
7. Крейсерська швидкість: 900 км/год.
8. Максимальна швидкість: 1020 км/год.
9. Дальність польоту: 15200 км.
10. Стеля: 13100 м.
11. Довжина розбігу: 2050 м.
12. Довжина пробігу: 2900 м.
13. Кількість пасажирських місць: 480 - 853 місць
14. Екіпаж: 2 людини

1.2 Аналіз тактико – технічних характеристик електронних систем відтворення польотної інформації.

Аналіз загальної структури і символіки HEAD-UP систем

У цьому розділі ми будемо використовувати HVGS як загальну назву для системи візуального наведення на головному дисплеї та HUD для оптичної проекційної системи. Виробники HUD використовують інші терміни. BAESystems та Honeywell використовують термінологію Visual Guidance System (VGS). Rockwell Collins Flight.

Dynamics продає системи наведення вгорі (HGS). Thales Avionics продає Head-up. Системи відображення польоту (HFDS).

Основною функцією HVGS є надання пілоту конформної польотної інформації, яка знаходиться в "контактному аналогу" з його реальною картиною світу. HVGS забезпечує наведення польотні дані, щоб пілот міг підтримувати повну обізнаність про свою ситуацію протягом усього польоту.

Системи цивільної авіоники критичних параметрів польоту без необхідності заглядати всередину кабіни пілота. Контактна аналогова символіка за визначенням відповідає реальному світу і за своєю природою є інтуїтивно зрозумілою. Зображення HVGS колімується (фокусується на нескінченність) оптичною системою HUD, а потім проєктується на лінію зору пілота за допомогою частково відбиваючого комбінатора, так що зображення здається пілоту пілоту зображення накладається на його зовнішню картину світу. Після колімації, спроектоване зображення зображення залишається в ідеальній відповідності із зовнішнім світом, незалежно від руху голови пілота (за умови, що очі пілота залишаються в межах (за умови, що його очі залишаються в межах проєкційного ілюмінатора HUD).

У 1990 році Фонд безпеки польотів (FSF) проаналізував понад 1000 аварій і дійшов висновку, що належним чином функціонуюча система HVGS, що експлуатується правильно підготовленим льотним екіпажем, могла б запобігти або позитивно вплинути на запобігти або позитивно вплинути на результат 30% аварій. Згодом міжнародна федерація асоціацій пілотів авіакомпаній (IFALPA) рекомендувала, щоб усі реактивні транспортні літаки були обладнані HVGS; для цілей моніторингу та резервування було рекомендовано подвійну установку для цілей моніторингу та резервування.

HVGS була доступна як додаткове обладнання кількох моделей цивільних літаків, але нещодавно була стандартним обладнанням лише на нещодавно була стандартним обладнанням лише на деяких моделях літаків, зокрема на деяких літаках Boeing і кількох бізнес-джетах Gulfstream і Embraer, як правило, як одномісна (для капітана) установка. Ситуація змінюється - понад 30 авіакомпаній по всьому світу обладнали принаймні частину свого флоту системами HVGS. Boeing і Airbus тепер пропонують подвійну систему HVGS в якості стандартної комплектації для літаків Boeing 787 і Airbus A350. Airbus A350, і обидві компанії сертифікують систему HVGS як опцію, що встановлюється на більш ранніх типах літаків.

У січні 2004 року FAA знизило мінімальні висоти заходження на посадку для літаків, обладнаних HUD і EVS - так званою системою

розширеного польотного бачення (EFVS). Постанова FAA дозволяє належним чином підготовленому пілоту продовжувати виконувати захід на посадку в неточних аеропортах (Cat I) до висоти 100 футів (Cat II) за умови, що він може бачити необхідні підказки в своїй EFVS. У 2010 році це право було поширено на заходження на посадку та посадку з візуальною дальністю до ЗПС (RVR) 1000 ft.

Типова цивільна установка HVGS, що показана на рис., складається з наступних блоків, що розміщуються на лайнері (LRU):

- дисплейний комп'ютер наведення, який отримує дані від датчиків літака і генерує дисплейну символіку на дисплеї;

- верхній проектор, який включає ЕПТ або AMLCD плюс колімаційну оптику, що проектує зображення на комбайнер;

- комбайнер - голографічний оптичний елемент (скляна або пластикова пластина), встановлений за лобовим склом

лобовим склом, який відображає спроектоване зображення в напрямку очей пілота, пропускаючи при цьому навколишнє світло;

- пульт управління, який використовується екіпажем для вибору режимів і функцій ГСНС, а також для введення даних, які комп'ютер не отримує від датчиків літака;

- панель сповіщувачів, яка надає інформацію про стан HVGS та попереджувальну інформацію.

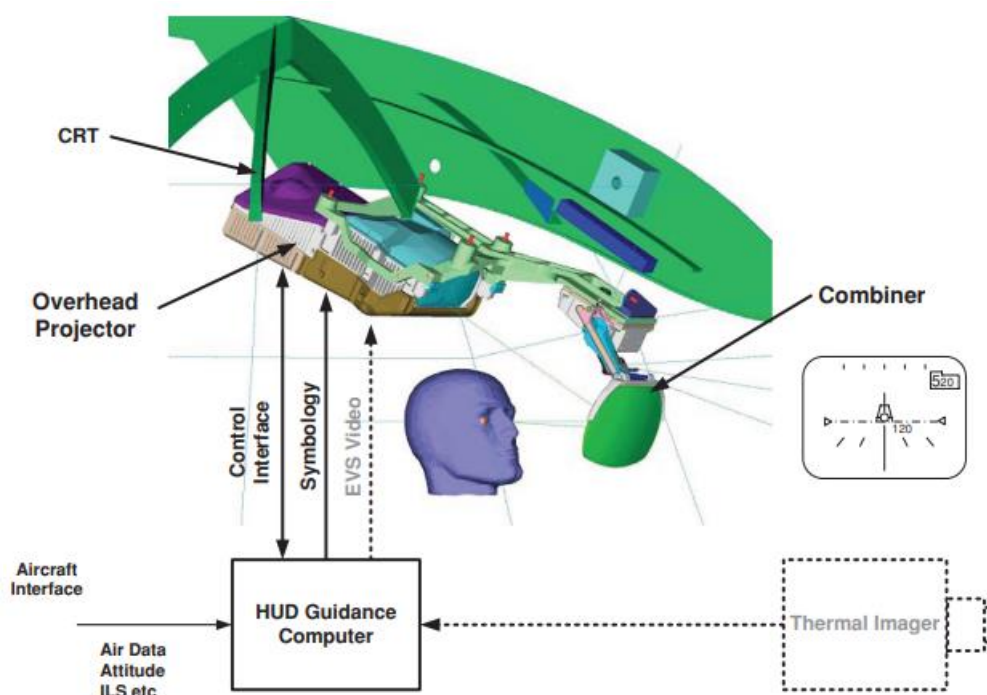


Рис..... Типова структурна схема HVGS.

Для пілота цивільної авіації найважливішою особливістю HVGS є його здатність відображати вектор траєкторії польоту в контактні-аналогі із зовнішнім світом. Вектор траєкторії польоту забезпечує миттєву та інтуїтивну індикацію напрямку польоту. Під час заходження на посадку та посадки пілот може просто летіти під потрібним кутом глисади і помістити вектор траєкторії польоту на передбачувану зону приземлення (TDZ). Вектор траєкторії польоту дозволяє пілоту "засікти" місце приземлення літака і дає важливі підказки при посадці. літак і надає важливі підказки, якщо дрейф або бічне ковзання розвиваються до приземлення. При заході на посадку в умовах низької видимості пілот може летіти вгору, використовуючи візуальні підказки напрямку ILS. Його увага спрямована на потрібну точку в просторі, щоб візуально побачити злітно-посадкову смугу при заході на посадку. мінімуму. Якщо критерії мінімуму не задовольняються, він може швидко і впевнено виконати промазане заходження на посадку. Використовуючи вектор траєкторії польоту в поєднанні з іншими підказками на HVGS, пілот пілот може точно керувати літаком вручну і регулярно підтримувати бажану швидкість польоту з точністю до 2 вузлів, курс з точністю до 2°, висоту з точністю до 50 футів і тангаж з точністю до 0,5°. Такого ступеня контролю важко досягти за допомогою приладів, розташованих вниз головою.

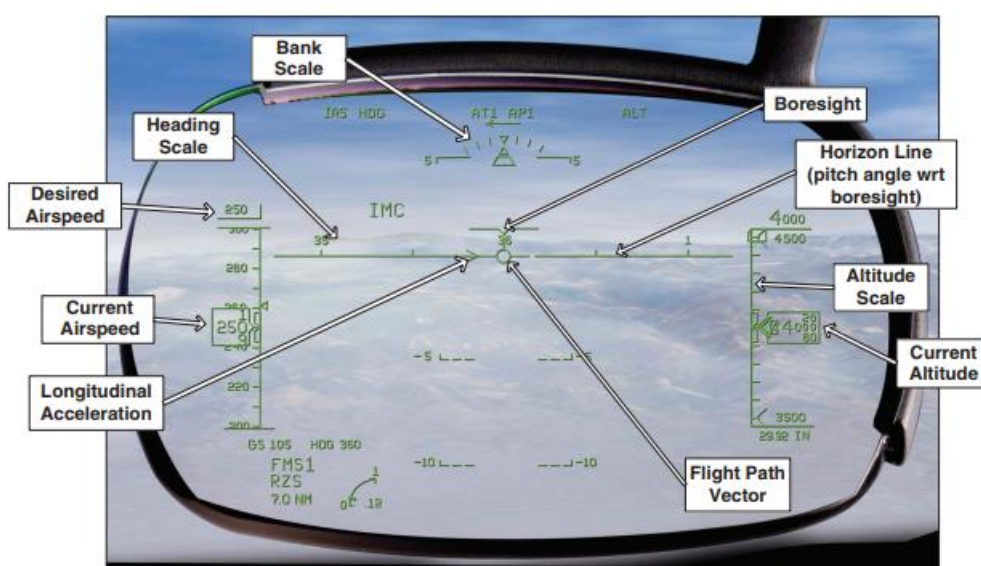


Рис..... Типова символіка HVGS.

Типова символіка HVGS, показана на рисунку 12.19, надає пілоту всі дані про польотні всі дані про польотні характеристики, знайдені в положенні "вниз головою": швидкість польоту, висоту, курс і т.д. Політ траєкторія, курс, курс і пеленг є конформними; інша інформація подається у форматі, подібному до того, що міститься в PFD, для полегшення засвоєння і переходу між між режимами "вниз головою" і "вгору головою".

Символіка включає в себе: (показати позначку перед її описом)

- Вектор траєкторії польоту у вигляді маленького символу літака. Забезпечує конформне відображення поздовжньої та поперечної миттєвої та інерційної траєкторії польоту. Він показує куди летить літак, а не куди його направлено. У рівнинному польоті символ траєкторії польоту накладається на лінію горизонту. На заході на посадку символ траєкторії польоту можна використовувати для контролю фактичної точки приземлення літака. При правильному заході на посадку контрольна лінія глисадної символ траєкторії польоту накладаються на TDZ.

- Символ **борозенки**, який має вигляд чайки у верхній частині дисплея, показує, куди фізично спрямований літак.

- Поздовжнє прискорення (потенційний кут траєкторії польоту) - це символ, який вирівнюється з крилом на символі траєкторії польоту за відсутності поздовжнього прискорення. Інерційне прискорення, прискорення повітряної маси і налаштування дроселя визначають цей символ для позначення правильного переміщення дросельної заслінки в стаціонарному повітрі та при зсуві вітру. Коли дросельні заслінки висунуті вперед, даючи надлишкову тягу, ця тяга може бути перетворена на збільшену швидкість або крутіший кут набору висоти.

- Лінія горизонту являє собою рівну площину, що проходить через поточне положення літака. Вона завжди завжди паралельна горизонту зовнішнього світу, а на помірних висотах перекидає цей горизонт.

- Курс позначається відповідно через кожні 10° на лінії горизонту.

- Бажана швидкість заходження на посадку вводиться екіпажем в систему і відображається на верхній частині шкали повітряної швидкості.

- Фактична швидкість з'являється у полі на півдорозі вниз по шкалі швидкості.

- Шкала висоти, помилки та стрілки тренду аналогічно відображаються праворуч.

- У верхній частині дисплея з'являються віконця повідомлень, які вказують на режими автопілота, як поточний, так і увімкнений.

Під час заходження на посадку ILS з'являється додаткова символіка, яка допомагає точному ручному пілотуванню літака або відстежувати підхід за системою ILS у парі:

- Шкала приладової системи посадки (ILS) з'являється внизу у випадку локатора, і праворуч у випадку глісади.
- Сигнал наведення генерується системою з променів ILS і датчиків літака через аеродинамічну модель літака. Якщо пілот маневрує літаком таким чином, що маркер траєкторії польоту перекриває сигнал наведення, система точно виведе літак вниз до TDZ.
- Кут нахилу опорної лінії глісади вибирається пілотом. Якщо встановлено ILS, то опорна лінія глісади буде встановлена на те саме значення. Якщо контрольна лінія глісади встановлена 3° і ця лінія перекриває візуальну TDZ, то літак повинен знаходитися на глісаді 3° .
- Різниця між бажаною швидкістю заходження на посадку та фактичною швидкістю літака відображається як "черв'як помилки швидкості" на символі траєкторії польоту у вигляді стрічки. Якщо швидкість нижче заданої, стрічка простягається нижче лівого крила символу траєкторії польоту, і над ним, якщо швидкість занадто висока.

РОЗДІЛ 2. ОБҐРУНТУВАННЯ ВИБОРУ HUD СИСТЕМИ ДЛЯ ТИПУ ПС.

2.1 Аналіз функцій та структурних схем HEAD-UP систем відтворення польотної інформації.

Функції HEAD-UP систем. Індикатор на лобовому склі (ІЛС) являє собою проєкційний пристрій, екран якого розміщується на лінії між очима пілота і лобовим склом кабіни.

На пасажирських і транспортних літаках, на вертольотах проєктор зазвичай кріплять до стелі кабіни над головою пілота (рис. 7.4.1). Проєктоване ним зображення відбивається від екрана в напрямку очей пілота. Екран практично прозорий, тому пілот бачить індикацію на тлі навколишнього оточення, вона немов ширяє в повітрі перед літаком. Цей екран називають *комбайнером* (від

англ. combine - "об'єднувати"), оскільки він поєднує вигляд реального світу з віртуальним зображенням від проектора.

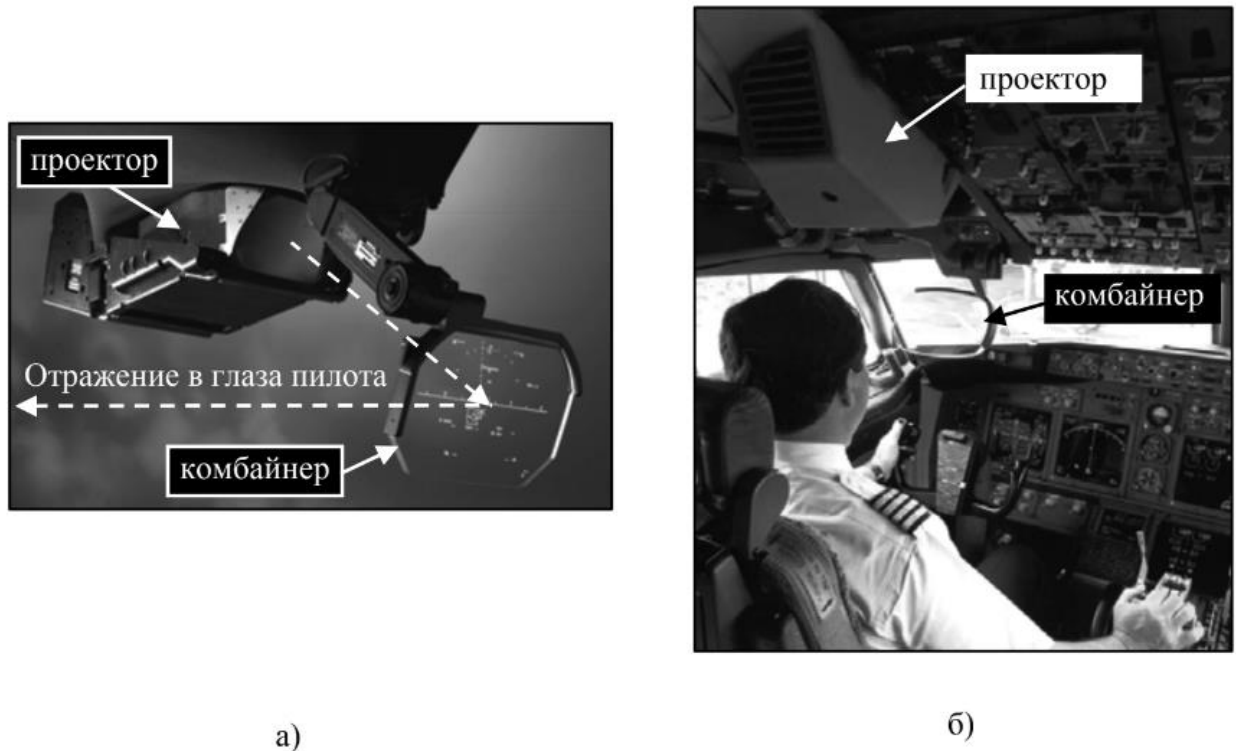


Рис. 7.4.1. ИЛС в кабине пассажирского самолёта:
а) внешний вид (Thales), б) размещение в кабине (Rockwell Collins)

Винесення індикації на рівень очей пілота має велике значення: пілот рідше відволікається від керування ЛА і від контролю навколишнього простору, щоб подивитися на прилади та індикатори на приладовій дошці, він може більше часу проводити з піднятою головою.

Якби зображення просто проектувалося на комбайнер, то пілот, дивлячись у простір, не міг би ясно його бачити, оскільки при цьому його очі фокусуються в нескінченність. Для того щоб побачити, що ж йому показують, пілоту потрібно було б перефокусувати погляд у площину екрана. Постійна акомодация очей стомлює зір, і, щоб її виключити, зображення *колімують* (від лат. collineo - "направляю по прямій лінії"). У проекторі за допомогою оптики пучок променів від джерела зображення розгортається так, що всі промені стають паралельними. Тим самим зображення проектується не в площину екрана, а в нескінченність. У результаті пілот бачить це зображення, немов воно знаходиться на великій відстані від нього, тому акомодация очей не потрібна. Звідси ще одна прийнята для ІЛС назва - *коліматорний індикатор*.

Інша важлива властивість сколімованого зображення полягає в тому, що при зміщенні голови з розрахункової позиції зображення залишається *конформним*, тобто кожен символ бачиться пілоту спрямованим в одну й ту саму точку навколишнього простору незалежно від положення голови. Це дає змогу використовувати ІЛС як приціл. Якби зображення не було сколімованим, а просто проектувалося на комбайнер як на екран, то під час зміщення голови з розрахункової точки виникав би паралакс.

Колімація має ще одну перевагу. В умовах властивої ЛА вібрації індикатор тремтить, і зображення на сітківці розпливається. Колімація послаблює цей ефект.

У складі зображення ІЛС індикуються основні пілотажно-навігаційні параметри навігаційні параметри: повітряна і шляхова швидкість, кути тангажу і крену, кут нахилу траєкторії, висота, вертикальна швидкість, курс ЛА, швидкість і напрямок вітру, директорний індекс, що показує необхідну траєкторію руху, відхилення від глисади під час посадки, довжина злітно-посадкової смуги (ЗПС) тощо. Також на ІЛС виводять аварійну сигналізацію: про недостатню швидкість, про зсув вітру, про небезпеку зіткнення та про інші небезпечні ситуації.

Щоб якомога менше затуляти пілоту поле зору, індикація обмежена основними параметрами.

На відміну від звичайних індикаторів на приладовій дошці, ІЛС дає змогу показувати пілоту в зовнішньому середовищі напрямки та об'єкти. Для цього служать конформні символи, кутове положення яких з позиції пілота точно показує потрібний напрямок або об'єкт у зовнішньому середовищі. До них належить, насамперед, вектор швидкості.

На екран ІЛС виводять зображення від системи поліпшеного бачення. Це дає змогу злітати, сідати, виконувати маловисотний політ у складних метеорологічних умовах і вночі.

Використовують і просторову індикацію, включно із зображення заданої траєкторії польоту у вигляді "дороги в небі".

ІЛС використовують не тільки в польоті, а й на землі: під час руління розбігу. Постійно зростаючий повітряний трафік призводить до збільшення кількості пригод на аеродромі: літаки стикаються між собою і з наземною технікою, займають не свої смуги, викочуються за їхні межі, плутають руліжну смугу зі злітно-посадковою. Тому на ІЛС виводять корисну

інформацію, яка показує маршрут руху, попереджає про можливі конфлікти і про небезпечне наближення до краю смуги. Індикація наземної обстановки будується з використанням бази даних про конфігурацію аеродрому, власних координат від супутникової навігаційної системи, інформації про положення інших повітряних суден і автомобілів, отриманих по каналу автоматичного залежного спостереження.

Склад. Система індикації на лобовому склі (СІЛС) у загальному випадку включає кілька блоків (рис. 7.4.5): проектор, комбайнер, комп'ютер (БЦОМ), генератор символів (ГС) і пульт керування (ПУ).

БЦОМ приймає сигнали від бортових систем ЛА, обробляє цю інформацію, виконує необхідні розрахунки і передає свої дані ГС, який будує формат зображення і передає його у вигляді відеосигналу в проектор. Відеосигнал надходить у джерело зображення, яке знаходиться в проекторі. Джерело зображення, яке відтворює формат зображення на своєму екрані. За допомогою оптики зображення проектується на комбайнер.

ПУ дає змогу пілоту вводити дані, необхідні для роботи системи (наприклад, довжину ЗПС, кут нахилу глісади) і керувати її роботою, регулювати яскравість і контрастність зображення. БЦОМ і ГС розташовують у техвідсіку, проектор і комбайнер - під стелею кабіни, ПУ - у зручному місці в кабіні екіпажу.

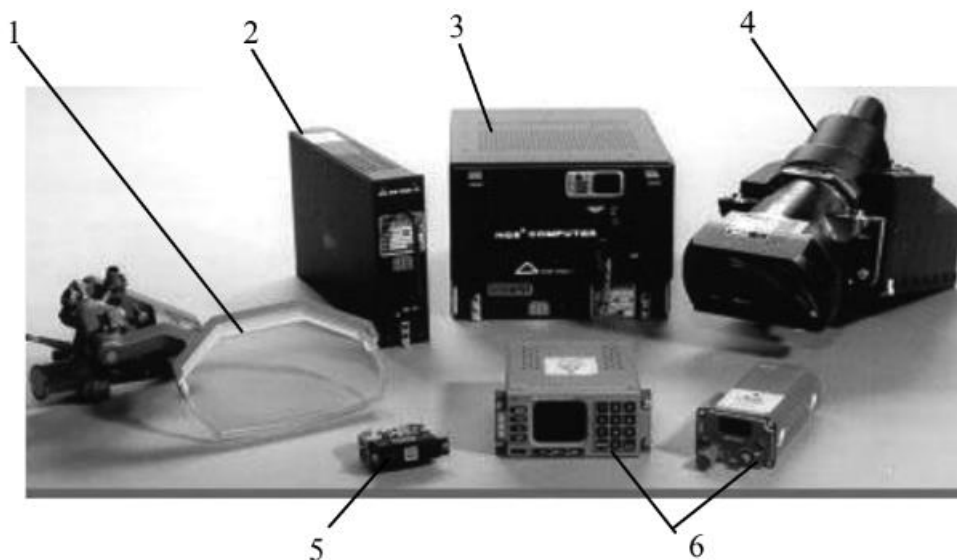


Рис. 7.4.5. Состав СІЛС (Flight Dynamics):

1- комбайнер, 2 - генератор символів, 3 - БЦОМ, 4 - проектор, 5 - панель сигналізації
состояния ИЛС, 6 - пульты управления

ГС може бути суміщений з БЦОМ або з проектором, органи управління можуть розміщуватися на важелях управління ЛА або на пульті іншої системи.

Система може містити два комплекти блоків: один для командира корабля, інший для другого пілота.

Для забезпечення високої надійності та достовірності інформації, блоки СІЛС мають вбудовані засоби контролю і використовують той чи інший вид надмірності: структурну надмірність, коли генератор символів містить два канали (один основний, а другий його контролює), інформаційну надмірність, коли для критичних символів виконують подвійний розрахунок необхідного положення на екрані з подальшим порівнянням результатів тощо.

Пов'язані системи літака. СІЛС приймає пілотно-навігаційну інформацію від багатьох систем авіоніки: навігаційних систем, систем радіовисотоміра, систем посадки, обчислювальної системи управління польотом тощо. Зображення від СУВ надходить у СІЛС у формі стандартного відеосигналу.

Свій стан СІЛС видає на експлуатаційний реєстратор і бортову систему технічного обслуговування.

2.2 Дослідження та принцип дії HEAD-UP систем відтворення польотної інформації.

Принцип дії. ІЛС містить джерело зображення (ДІВ), графічний процесор (ГП), оптичну систему (ОС), комбайнер органі управління індикацією.

ГП отримує дані від бортових систем і будує за ними необхідний формат зображення у вигляді набору графічних елементів - шкал, лічильників, символів, доповнюючи їх, якщо потрібно, зображенням, отриманим від системи поліпшеного бачення і синтезованим зображенням рельєфу, яке ГП будує за базою даних, що зберігається в ньому. Дані. Результуюче зображення передається в ШІ у формі відеосигналу.

Джерело зображення перетворює відеосигнал на зображення на своєму екрані. Як ШІ традиційно використовували проекційні електронно-променеві трубки (ЕПТ), оскільки зображення ІЛС має бути помітним на

яскравому тлі неба і хмар, а інших джерел світла необхідної яскравості не було. Але в останніх моделях ІЛС використовують рідкокристалічні та інші твердотільні мікродисплеї, яскравість яких вдалося підняти до необхідного рівня. Завдяки цьому значно зменшилися розміри і маса ІЛС, збільшився ресурс і надійність, підвищилася якість зображення.

Оптична система ОС проектує зображення з екрана джерела зображення внапрямку комбайнера, а той розгортає зображення і проектує його в площину зіниць пілота. Оскільки на цивільних літаках пілот користується ІЛС здебільшого тільки на зльоті та посадці, комбайнер роблять поворотним, щоб пілот міг прибрати його вгору або вбік, коли він не потрібен. Крім того, передбачають, щоб під час впливу великого поздовжнього перевантаження комбайнер зривався із замка і відкидався в бік сам. Роблять це для того, щоб в аварійній ситуації пілот не вдарився об комбайнер, який знаходиться прямо перед його обличчям.

Органи управління індикацією - кнопки, перемикачі, ручки регулювання яскравості та контрасту - слугують для вибору формату зображення ІЛС, його змісту. Органи управління групують на пульті управління ІЛС. Деякі з них розташовують на важелях управління ЛА, щоб пілот міг миттєво ними скористатися. Зокрема, там розміщують вимикач зображення, що дає змогу цілком прибрати зображення і зробити комбайнер прозорим, якщо зображення ІЛС заважає спостерігати навколишній простір.

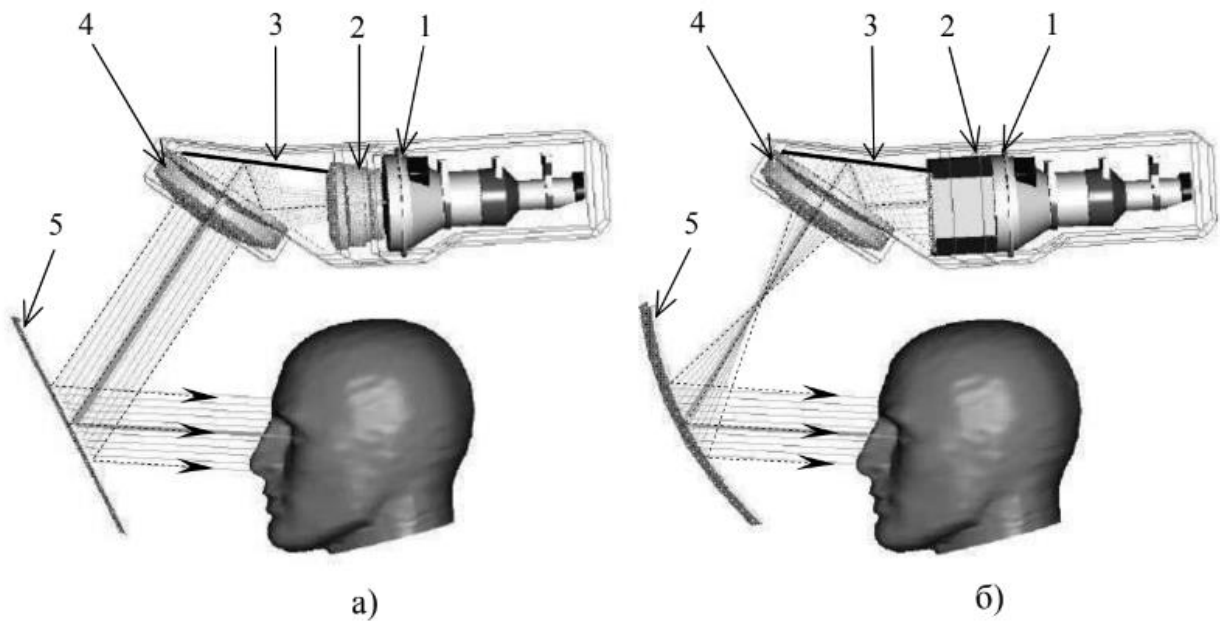


Рис. 7.4.2. Схема роботи ІЛС [7.4.7]:
а - рефрактивний ІЛС, б – катадіоптричний ІЛС, 1 - источник изображения, 2 - оптическая система, 3 - зеркало, 4 - объектив, 5 – комбайнер.

Рис.

Існує кілька типів ІЛС, що розрізняються принципом дії оптичної системи. Два основні з них - рефрактивний і катадіоптричний. Схема роботи ІЛС *рефрактивного типу* показано на рис. 7.4.2,а. Екран джерела зображення 1 розташований у фокусі оптичної системи 2, яка за допомогою дзеркала 3 проектує зображення на лінзовий об'єктив 4. Об'єктив проектує зображення у нескінченність: після нього всі промені зображення стають паралельними. Плоский комбайнер 5 розгортає їх у напрямку очей пілота. Дзеркало 3 не є необхідним елементом ІЛС, але дає змогу зробити конструкцію індикатора більш придатною для розміщення в кабіні.

ІЛС катадіоптричного типу (рис 7.4.2б) містить неплоский, а викривлений комбайнер. Його називають *силовим комбайнером* (power combiner), оскільки на відміну від плоского комбайнера (plano combiner), він має оптичну силу: не просто відображає, а й заломлює промені, що падають на нього. Оптична система 2 і лінзовий об'єктив 4 проектують зображення з екрана джерела зображення 1 у передню фокальну поверхню силового комбайнера 5, який проектує це зображення у нескінченність, одночасно розгортаючи сколімовані пучки променів в очі пілота. Дзеркало 3 слугує для зламу осі.

Комбайнер ІЛС повинен володіти двома здавалося б несумісними якостями: для проєктованого зображення комбайнер має бути ефективним

відбивачем і водночас він має бути практично прозорим, щоб не ускладнювати пілоту спостереження зовнішнього простору. Але якщо він буде прозорий, то проєктоване зображення пройде крізь нього без перешкод і в очі пілота майже не відіб'ється. Тому висока прозорість комбайнера вимагає дуже високої яскравості проєктора, щоб зображення можна було розрізнити на тлі яскравого неба. Забезпечити таку яскравість дуже складно. Рішенням дилеми стало застосування спеціальних покриттів комбайнера, у яких коефіцієнт відбиття залежить від довжини хвилі світла, що падає на його поверхню. Використовують монохромне джерело зображення, яке випромінює світло в дуже вузькому діапазоні довжин хвиль (зазвичай у зеленій області спектра 520-550 нм, у якій людський зір має найвищу чутливість). А покриття комбайнера має коефіцієнт відбиття з явно вираженим піком якраз у цій ділянці спектра. Тоді комбайнер ефективно відбиває очі пілота зображення від джерела зображення, одночасно пропускаючи майже без перешкод промені від зовнішнього світу. Однак при цьому кольори навколишнього світу дещо спотворюються, оскільки комбайнер не пропускає із зовнішнього простору до очей пілота промені з довжиною хвилі, близькою до довжини хвилі зображення: вони відбиваються так само, як від джерела зображення, але тільки не до пілота, а в бік. Такі комбайнери називаються *дихроїчними*.

Ефективним способом забезпечення вибіркової відбивної здатності комбайнера є застосування відбивних голограм. Оскільки записувальний матеріал дуже крихкий, голографічний комбайнер являє собою сендвіч із двох шарів скла, між якими знаходиться середовище із записаною голограмою. Якими знаходиться середовище із записаною голограмою. Він виходить товстим і важким. До того ж голограма є ефективним відбивачем тільки для світла, що падає під певним кутом; а при відхиленні кута падіння світла від оптимального, відбивна здатність комбайнера різко падає. Для променів, кути падіння яких відрізняються від розрахункових більш ніж на 8-10°, комбайнер майже прозорий.

Але останні досягнення в технології діелектричних покриттів дозволили створити комбайнер із синтезованою голограмою, яка являє собою низку шарів прозорого діелектрика, який являє собою низку шарів прозорого діелектрика з різними коефіцієнтами відбиття. Коефіцієнтами відбиття. Оскільки діелектрики є міцними матеріалами, вони не потребують додаткового захисту. Це дає змогу зменшити масу комбайнера і наносити покриття і на скло, і на легкий полікарбонат. Синтезована голограма дає змогу отримати ефективне відбиття в ширшому діапазоні кутів падіння

світла. Наслідком є краща рівномірність яскравості в межах робочої зони та вища прозорість. Такий комбайнер має коефіцієнт відбиття у вузькому робочому спектральному діапазоні джерела зображення до 85% і водночас забезпечує коефіцієнт пропускання світла від зовнішнього простору до 80-90%. Голографічні комбайнери поліпшили не тільки відбивні властивості, а й передачу кольору, практично виключивши спотворення кольору, властиві комбайнерам із дихроїчним покриттям.

Через свій принцип дії ІЛС обох типів – монохромні індикатори. Створення кольорового індикатора на їхній базі можливе, але для створення двоколірного індикатора потрібне нанесення двох, а для повнокольорового – трьох відбивних покриттів, кожне з яких відображало б один із компонентів кольорового зображення – червоний, синій і зелений, пропускаючи випромінювання всіх інших довжин хвиль. Досягти цього складно технологічно, до того ж із трьома покриттями важко забезпечити необхідну яскравість зображення і прозорість комбайнера, а спотворення кольору стають помітнішими. Тому поки що ІЛС рефрактивного і катодіоптричного типів – монохромні.

Але нездатність індикувати кольорове зображення – не такий вже серйозний недолік, коли йдеться про ІЛС. Хоча у звичайних індикаторах колірне кодування покращує сприйняття зображення пілотом, для ІЛС поліпшення характеристик при використанні кольору не встановлено. Постійно мінливе тло робить розрізнення кольорів складним: колірний контраст символів весь час змінюється. Розпізнавати

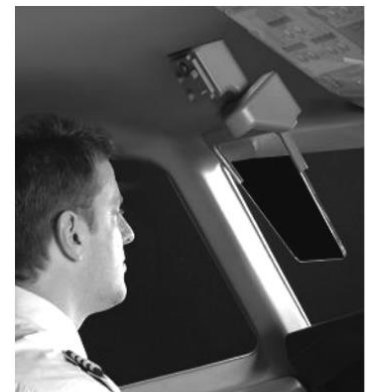


Рис. 7.4.3. Волновідний ІЛС
(BAE Systems)

Рис.

символи різних кольорів і насиченості на такому змінному тлі може виявитися важче, ніж символи одного, але вдало підібраного кольору.

Перспективний тип ІЛС – *хвилевідний* (англ. Waveguide optics), який обходиться без проектора як такого, тому стельова частина ІЛС перетворюється на компактний моноблок (рис....). Як джерело зображення в ньому використовується мікродисплей, розташований у торці комбайнера. Між мікродисплеєм і комбайнером розташована колімувальна лінза, тому промені від проектора вводяться в комбайнер паралельними. Хвилевідний комбайнер являє собою два плоских ортогональних прозорих

хвилеводи.хвилеводу (рис. 7.4.4,а). Промінь зображення вводиться у хвилевід під такимкутом, щоб виникало повне внутрішнє відбиття. При цьому проміньбагаторазово відбивається від стінок хвилеводу (рис. 7.4.4,б). У серединупластины хвилеводу впроваджена голограма, що відбиває. Перетинаючи її,промінь відбивається голограмою в бік передньої площини хвилеводу, на яку нанесено дифракційну решітку. Вона дає змогу частиніпадаючого на неї світла за рахунок дифракції подолати повневнутрішнє віддзеркалення і випромінюватися в бік спостерігача.

Перший хвилевід розгортає зображення по горизонталі,утворюючи горизонтальний ряд вихідних зіниць, подібних до пікселівзвичайного індикатора (рис. 7.4.4,в). Другий хвилевід розмножує цівихідні зіниці по вертикалі, у результаті утворюється матрицявихідних зіниць, розташованих перед обличчям пілота. Зіниціперекриваються, утворюючи зону, з будь-якої точки якої пілот можебачити все зображення. Порівняно з традиційними ІЛС,хвилеводні мають набагато менші габарити і масу за рахуноквідсутності блоку

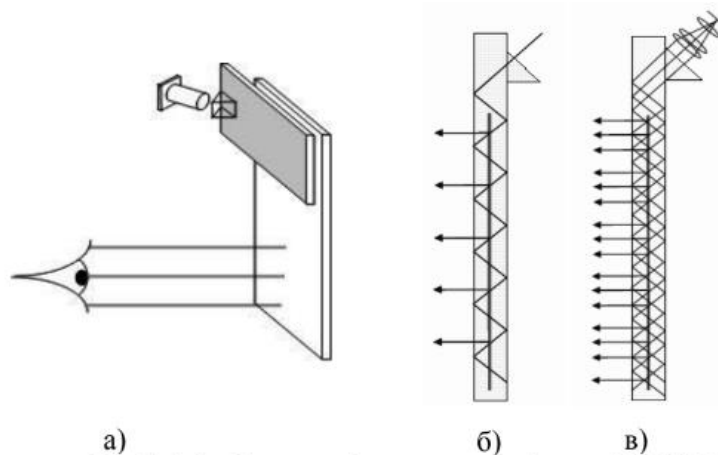


Рис. 7.4.4. Схема роботи волноводного ІЛС [7.4.7]:

а) комбайнер из двух волноводов; б,в) распространение одного и нескольких лучей

проектора, до того ж простір над головою пілота вільний.

Рис. ...

РОЗДІЛ 3.

РОЗРОБКА ТА ОБГРУНТУВАННЯ СТРУКТУРИ HEAD-UP СИСТЕМИ.

3.1 Розробка та обґрунтування ТТХ HEAD-UP системи.

Технічні характеристики. Оскільки ІЛС - оптичний пристрій, він насамперед характеризується оптичними параметрами: миттєвим і повним полем зору, вихідною зіницею оптики і робочою зоною для очей, коефіцієнтом пропускання для зовнішнього зображення та коефіцієнтом відбиття від комбайнера.

Миттєве поле зору - кутовий розмір області індикації ІЛС, яку пілот бачить без переміщення голови (будь-яким чином). *Повне поле зору* - максимальний кутовий розмір області індикації ІЛС, яку пілот може побачити з урахуванням переміщення голови. Природно, миттєве поле зору менше повного або дорівнює йому. Встановлено, що для символічної інформації бажано мати повне поле зору 30° за азимутом і 22-24° за кутом місця, а для пілотування ЛА вночі та в погану погоду потрібно зображення з СХД на миттєве 20°х20°

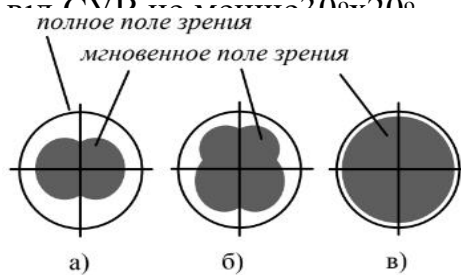


Рис. 7.4.6. Поле зору ІЛС:
 а) рефрактивного с одним комбайнером,
 б) рефрактивного с двойным комбайнером,
 в) катадиоптрического.

Рис. ...

Миттєве поле зору рефракційного ІЛС обмежується апертурою лінзового об'єктива. Оправа об'єктива є діафрагмою, крізь яку пілот дивиться на екран джерела зображення. Виникає ефект "замкової щілини": чим далі від неї перебуває спостерігач, тим меншу частину загальної картини він здатен побачити. Тому миттєве поле зору рефракційного ІЛС істотно менше за повне (рис. 7.4.6,а) і становить не більше $\varnothing 20^\circ$. Частини повного поля зору, яких бракує, пілот оглядає за рахунок рухів голови.

Збільшити розмір миттєвого поля зору у вертикальному напрямку можна подвійним комбайнером, що складається з двох паралельних комбайнерів, розташованих один за одним. При цьому миттєве поле зору має форму, показану на рис. 7.4.6,б. Однак подвійний комбайнер має, природно, меншу прозорість, тому погіршує огляд.

Катадіоптричні ІЛС не мають недоліків рефрактивних, при порівнянних габаритах і масі вони дають змогу отримати більше поле зору (рис. 7.4.6,в). У

них ширина пучків променів також обмежується апертурою лінзового об'єктива, проте силовий комбайнер збільшує діафрагму, тому вихідна зіниця оптичної системи в районі очей пілота виявляється настільки великою, що пілот може бачити все зображення без необхідності руху голови: миттєве поле зору збігається з повним. А розмір об'єктива може бути набагато меншим, ніж у рефрактивних ІЛС. Катадіоптричний ІЛС із голографічним комбайнером має повне поле зору порядку $\varnothing 30^\circ\text{-}35^\circ$ і миттєве поле зору, що практично збігається з ним.

Робочою зоною для очей (eye motion box) називається область простору кабіни, у межах якої забезпечується повне поле зору зображення на ІЛС. При цьому достатньо, щоб у робочій зоні перебувало хоча б одне око пілота: тоді він бачить усе зображення. ІЛС проєктують виходячи з розрахункового положення очей пілота. Але оскільки необхідно враховувати різницю в антропометричних характеристиках пілотів і оскільки голова пілота не залишається весь час нерухомою, важливо забезпечити досить великий розмір робочої зони. Стандарт визначає мінімально-допустимі розміри робочої зони таким чином: 75 мм по горизонталі, 50 мм по вертикалі, 100 мм у поздовжньому напрямку. Це мінімальний розмір, на практиці розмір робочої зони може знадобитися значно більший, тому бажано забезпечувати потрібний розмір для конкретної кабіни.

Коефіцієнт пропускання комбайнера для денного світла становить 70-80%.

ІЛС характеризується також світлотехнічними, геометричними та часовими параметрами.

Коефіцієнт контрастності C_r для ІЛС визначається таким чином:

$$C_r = \frac{B'_b + B'_i}{B'_b} = 1 + \frac{B'_i}{B'_b}$$

Коефіцієнт контрастності зображення ІЛС має бути не менше ніж 1,25 за високої зовнішньої освітленості та не менше 100 вночі. Слід зауважити, що вимоги до величини контрасту для ІЛС нижчі, ніж для індикаторів на приладовій дошці. Це пов'язано з тим, що у ІЛС вищий колірний контраст і кутові розміри символів: великі зелені символи добре помітні.

Яскравість зображення має змінюватися в широких межах відповідно до зміни яскравості фону. На практиці достатньо забезпечити яскравість

зображення ІЛС у розрахунковій точці положення очей у діапазоні від 0,5 до 5500 кд/м².

Вимоги до яскравості зображення від СУВ, яким користуються при невисокому рівні освітленості (вночі та в поганих метеоумовах), нижчі: достатньо 2100 кд/м².

Роздільну здатність задають як 0,5 мрад або як половину ширини лінії. Для матричних мікродисплеїв це відповідає розміру пікселя. Але частіше роздільну здатність мікродисплеїв характеризують кількістю пікселів по горизонталі та вертикалі зображення: 1280×1024 і більше.

Точність індикації символів на екрані ІЛС досить важлива, оскільки там індикуються конформні символи, які повинні точно потрапляти на позначувані ними об'єкти і напрямки. Похибка індикації по лінії візування пілота* має бути не більше 5 мрад, у межах поля зору Ø100 - не більше 7,5 мрад, у межах поля зору Ø300 - не більше 7,5 мрад, у межах поля зору Ø300 - не більше 10 мрад.

Частота оновлення рухомих елементів у зображенні ІЛС (стрілок, індексів тощо) має бути не менше ніж 15 Гц.

Затримка індикації пілотажної та прицільної інформації не повинна перевищувати 100 мс.

Детальні вимоги до ІЛС пасажирських і транспортних літаків встановлюють стандарти ARINC 764, SAE AS8055, SAE ARP5288, RTCA DO-315.

3.2 Аналіз переваг та недоліків HEAD-UP систем.

Пілотування за інформацією ІЛС дає змогу рідше опускати погляд у кабінку, щоб подивитися на приладову дошку. Це позитивно позначається на усвідомленні ним навколишнього оточення і, зрештою, на безпеці польоту. Результати розслідувань льотних подій і катастроф реактивних пасажирських літаків, не обладнаних ІЛС, показали, що третині з їх числа можна було б запобігти, якби екіпажі використовували ІЛС. У результаті цих досліджень авторитетна міжнародна організація Flight Safety Foundation виробила план запобігання льотним пригодам на зльоті та посадці, в якому рекомендувала авіакомпаніям і власникам реактивних літаків встановлювати на свої літаки ІЛС. А під патронажем ІКАО було розроблено план підвищення безпеки польотів (Global Aviation Safety

Roadmap), у якому прямо рекомендовано обладнати літаки індикаторами на лобовому склі.

ІЛС дає змогу підвищити точність пілотування за рахунок того, що:

- 1) пілот менше відволікається від візуального контролю траєкторії;
- 2) видимий розмір екрана ІЛС та відображених на ньому символів більший, ніж у індикаторів, встановлених на приладовій дошці, тому витримувати параметри польоту легше;
- 3) індикація вектора швидкості та інших конформних символів дає змогу легше витримувати потрібний напрямок.

При виведенні на ІЛС зображення від СУВ візуальний контроль стає можливим навіть за обмеженої видимості, що дає змогу здійснювати польоти вночі та в складних метеоумовах. У США, Європі та деяких інших країнах літакам, обладнаним ІЛС і СУВ, знижено метеоромічні вимоги. СУВ, знижені метеомінімуми зльоту і посадки, тобто такі літаки можуть злітати, коли інші літаки змушені залишатися на землі, або сідати, коли інші літаки змушені йти на інший аеродром.

Однак, маючи безсумнівні переваги, індикація на ІЛС не позбавлена принципових недоліків. Позбавлена і принципових недоліків. Зображення ІЛС загороджує пілоту частину зовнішнього простору в найважливішій області - прямо занапрямку польоту. Щоб якомога менше заважати пілоту, індикацію роблять гранично простою і лаконічною. Доводиться шукати компроміс між якісним зображенням і можливістю спостереження.

Щоб можна було позбутися зображення ІЛС, коли воно заважає, на всіх ЛА передбачають відповідний вимикач, причому розташовують його на одному з важелів управління, щоб можна було ввімкнути його миттєво, не відриваючи рук від важелів. Також передбачають можливість іншим перемикачем ("de-clutter") зняти з екрана ІЛС більшу частину шкал і символів, залишивши тільки найважливішу інформацію в спрощеному скелетному вигляді. Далі, ІЛС все-таки не зовсім прозорий, до того ж покриття, що відбивають покриття забарвлюють зображення від зовнішнього світу в рожевий колір. Таким чином, ІЛС погіршує умови спостереження за навколишнім простором.

Найбільш тривожним наслідком застосування ІЛС є уповільнена реакція пілота на несподівані події за бортом: яскрава символічна індикація "притягує" погляд, унаслідок чого пілот незавжди помічає те, що відбувається попереду.

Причину вбачають, зокрема, у тому, що символічне зображення ІЛС здебільшого неконформне зовнішньому середовищу, тому це зображення сприймається якось окреме від нього. Це змушує пілота переносити увагу або на символи, або на зовнішнє середовище - разом він їх не сприймає. Тому можливим рішенням може бути перехід до конформної символіки, яка змінюється разом із середовищем при зміні ракурсу.

Додатковою проблемою може виявитися і те, що індикація ІЛС відбувається на постійно мінливому колірному тлі. Євдомості, що тривале спостереження індикації на такому змінному тлі стомлює зорову систему людини і навіть може викликати хворобливі відчуття і дезорієнтацію.

Розміщення проєктора над головою пілота часто є проблемою, особливо для ЛА з невеликою кабіною.

Обмежувальним фактором є і висока вартість ІЛС.

Дві останні проблеми обіцяють вирішити за рахунок застосування хвилеводних ІЛС.

ІЛС програє СЕІ в достовірності інформації. Коли пілот перестає переносити погляд на індикатори приладової дошки, він втрачає можливість перехресного контролю інформації, що індикується йому, за рахунок порівняння її з інформацією на індикаторах іншого пілота.

ІЛС програє нашоломним індикаторам у тому, що індикацію ІЛС пілот бачить тільки тоді, коли дивиться прямо.

РОЗДІЛ 4.

ДОСЛІДЖЕННЯ ХАРАКТЕРИСТИК І ОБГРУНТУВАННЯ АРХИТЕКТУРИ HEAD-UP СИСТЕМИ.

4.1 Розробка схеми коліматорної головки з LCD

авіаційні індикатори (КАІ, також відомі як оптоелектронні індикатори на лобовому склі та Head Up Display, HUD), належать до числа складних високо-технологічних пристроїв авіаційного приладобудування і є центральною частиною бортових систем відображення візуальної інформації.

Індикатор має забезпечувати накладання на реальну картину зовнішнього простору різної символічної інформації, яку сприймає пілот.

Тобто сприймається пілотом за рахунок позитивного яскравості контрасту. Тому актуальним завданням є створення коліматорного авіаційного індикатора з високою максимальною яскравістю сформованого зображення, широким діапазоном регулювання яскравості і рівномірною яскравістю та рівномірною яскравістю по полю зору.

Нині в перспективних КАІ замість ЕПТ використовують матричні формувачі зображення: матриці LCD, LCoS і FLCoS, дисплеї OLED і AMOLED, пристрої DLP і MEMS.

Іншою ключовою характеристикою КАІ є розмір повного та миттєвого поля зору. Великий розмір поля зору суттєво збільшує можливості КАІ, оскільки дають змогу розмістити більше інформації, отже не переводити погляд на шкали та індикатори, оперативно реагувати на зміну зовнішньої обстановки. Необхідність збільшення поля зору збільшення поля зору, як шляху розвитку КАІ, відзначено в багатьох джерелах.

Принцип функціонування коліматорного авіаційного індикатора з рідкокристалічним формувачем зображення.

Як зазначалося вище, розміри полів зору є однією з ключових характеристик, отже, для створення ширококутного КАІ необхідно мінімізувати фокусну відстань коліматорної голівки.

Коліматорна голівка використовує формувач зображення великого розміру. Ці вимоги перебувають у протиріччі, оскільки зменшення фокусної відстані коліматорної голівки з плоским комбінером рівнозначно збільшенню її апертурного кута, що веде до катастрофічного зниження якості зображення внаслідок збільшення аберацій, насамперед дисторсії. Необхідність усунення аберацій веде до ускладнення оптичної схеми коліматорної системи.

З найбільш короткофокусних КАІ відомий прилад із подвійним плоским комбінером і фокусною відстанню голівки коліматора 104,8 мм [5], що для забезпечення повного поля діаметром 30° вимагає використання формувача зображення розміром 56 мм. Високояскравісні матричні формувачі зображення такого розміру не виробляються. Одним зі способів подолання описаної проблеми є перехід надвокомпонентну оптичну схему з використанням світлосильного повідношення до ходу променів комбінером. Комбайнер такого типу заведено називати силовим. Він являє собою увігнутий сферичний або асферичний з гнутим сферичним або асферичним оптичним елементом, який під час роботи на відбиття має позитивну оптичну силу.

Схематично пристрій КАІ позаосьового типу із силовим комбінером представлено на **рис. 1**. До складу КАІ входять формувач зображення 1, об'єктив 2, дзеркало 3 та комбінер 4 (5 – очіпілота, 6 - зовнішній (позакабінний) простір). В даному випадку формувач зображення розташовується у фокальній площині не об'єктива, а двокомпонентної оптичної системи, що складається з об'єктива та силового комбінера. Еквівалентний фокус системи такого типу може бути меншим за фокус описаної вище оптичної системи, однак комбінер, будучи позаосьовим оптичним елементом, вносить різні аберації, в першу чергу, дисторсію та астигматизм, які можуть бути виправлені в оптичній системі або при формуванні зображення. Крім того, повне поле зору в даній схемі близьке до МИТТЄВОГО.

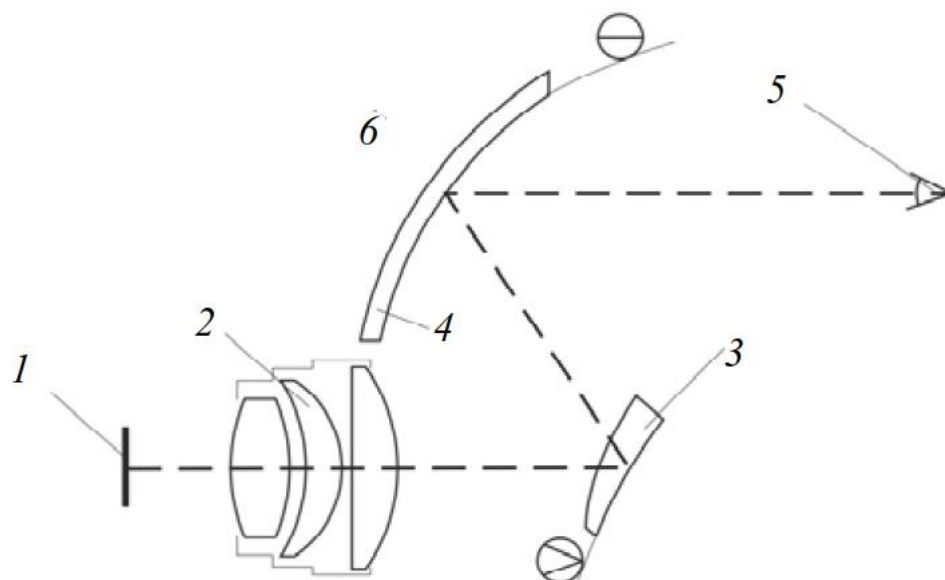


Рис.

Підберемо формувач зображення, що підходить для використання в складі нашого КАІ.

Відомо багато робіт, присвячених опису та порівнянню матричних формувачів зображення, наприклад [9, 10]. Однак до формувачів, використовуваних у складі КАІ, висуваються особливі вимоги. Ключовими вимогами є: висока яскравість формованого зображення, високий контраст, максимальні розміри та стійкість до ударів і вібрацій. На другий план відходять розміри пікселів, ефективність використання площі формувача зображення і частота кадрової розгортки, можливість роботи в повнокольоровому режимі також є несуттєвою.

Незважаючи на технічну можливість досягнення яскравості в 10^5 кд/м² на дисплеях OLED і AMOLED, виробники рекомендують використовувати такі дисплеї при низьких рівнях яскравості - до 10^3 кд/м², оскільки термін служби дисплея обернено пропорційний його яскравості. DLP і MEMS пристрої використовують електромеханічний принцип переміщення дзеркальних елементів, тому мають низьку стійкість до ударів і вібрацій.

Тому найбільш перспективними формувачами зображення є матриці LCD, LCoS і FLCoS, які використовують у цифрових кінопроекторах - відеопроєкторах із високим рівнем яскравості.кою роздільною здатністю і потужним світловим потоком. Оскільки як формувач зображення переважно використовувати матрицю максимально доступного розміру.

ра, для створення КАІ було обрано LCD-матрицю SONY діагоналлю 1,8' (36,8×27,6 мм) з рознесеними поляризаторами.

Для роботи LCD-матриці потрібне підсвічування всієї її площі поляризованим випромінюванням високої інтенсивності з високою рівномірністю. Випромінюванням високої інтенсивності з високою рівномірністю по площі, а для роботи у складі КАІ потрібне вузькополяризоване вузькосмугове випромінювання у видимій ділянці спектра. У зв'язку з цим першочерговим є перспективним є використання як джерела випромінювання лазерних діодів із довжиною хвилі 520 нм. Перевагами лазерних діодів є їхня висока монохроматичність, поляризованість випромінювання. висока яскравість, а також можливість формування пучків із точно заданими кутковими характеристиками. Таким чином, до складу КАІ мають увійти позаосьова голівка коліматора із силовим сферичним комбайнером.

Будова коліматорного авіаційного індикатора. Для отрисання яскравого і рівномірного зображення на поверхні обраної матриці потрібно сформувати пляму лінійно поляризованого випромінювання потрібної матриці потрібно сформувати пляму лінійно поляризованого випромінювання з високою рівністю по його поперечному перерізу.

Оскільки матриця має прямокутну форму зі співвідношенням сторін 4:3, пляма круглої форми буде віньєтируватися на оправі матриці. Тому в освітлювачі використано принцип формування квадратної плями з рівномірним розподілом потужності по її перетину за допомогою мікролінзових масивів. Для зменшення поздовжнього розміру освітлювача доцільно використовувати короткофокусні мікролінзові масиви. кусні мікролінзові масиви.

4.2 Обґрунтування схеми та розрахунок аберацій оптичної системи для HEAD-UP індикатора

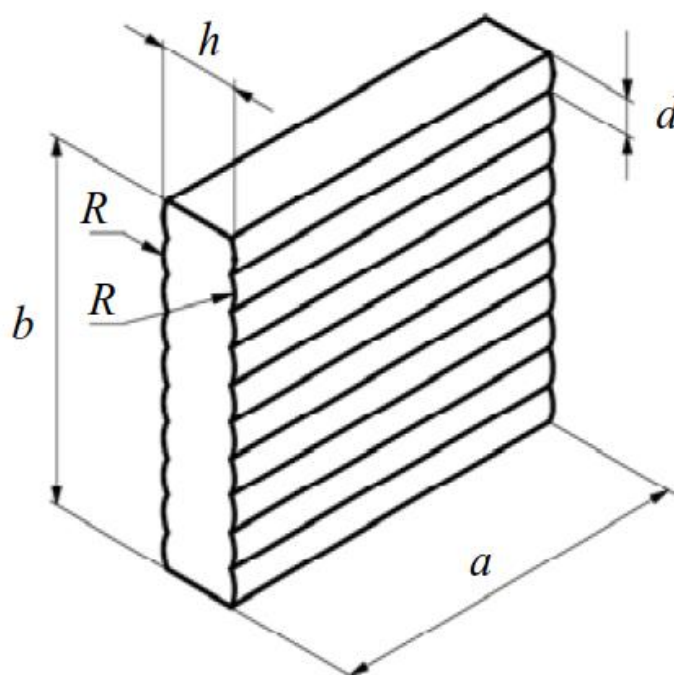


Рис.

Мікролінзовий масив гомогенізує пучок у напрямку, перпендикулярному до твірної циліндричного елемента растра. Отже, для гомогенізації пучка в обох напрямках необхідно використовувати два взаємно схрещених мікролінзових масивів даного типу. На вихіді спостерігається рівномірний за перерізом пучок лазерного випромінювання, якщо задня поверхня елемента мікролінзового масиву перебуває у фокальній площині передньої поверхні елемента масиву (у параксіальному наближенні). У цьому випадку числова апертура растрового елемента визначається як:

$$NA = \frac{d}{2f} = \frac{d(n-1)}{2R}$$

де d - розмір елемента мікролінзового масиву, f - еквівалентна фокусна відстань поверхності елемента, R - радіус кривизни елемента, n - показник заломлення масиву. Числова апертура характеризує кут на виході з масиву та кут, під яким допустимо вводити сколимований пучок лазерного випромінювання масив.

Нами було обрано циліндричні мікролінзові масиви з параболічним профілем утворюючої циліндра (рис. 3), параметри яких представлені нижче.

Відповідно до (1), числова апертура цих масивів становить 0,23. Дане значення числової апертури відповідає половині кута на виході та вході масиву 13° .

Параметри мікролінзових масивів

Тип растрового елемента	Двоопуклий
Профіль поверхні елемента	Параболічний
Розмір растру $a \times b$, мм	10×10
Товщина h , мм	0,75
Крок d , мм	0,3
Еквівалентний радіус кривизни R , (мм)..	0,293
Матеріал	Кварц ($n_{546}=1,46$)

Оптичні характеристики запропонованого КАІ:

Розмір зони видимості зображення, мм

по висоті	100
за шириною	110
за глибиною	210
Розмір повного поля зору, ... $^\circ$	26×17
Розмір миттєвого поля зору, ... $^\circ$	24×16
Яскравість зображення, кд/м ²	
у центрі	16000
по краю	11000
Нерівномірність яскравості зображення, %	18,5
Власний контраст зображення	150:1
Дисторсія, %	
у полі 10×10 $^\circ$	< 2
у полі 20×17 $^\circ$	< 4
Помилки паралакса, мрад	
конвергенція	2
дивергенція	1
дипвергенція	1

В якості джерела випромінювання обираємо лазерні діоди з довжиною хвилі випромінювання $\lambda=520$ нм, вихідний потужністю 1 Вт, розміром випромінювальної площадки 1×16 мкм і розбіжністю 46 і 11 $^\circ$ швидкої і повільної осі відповідно. За стандартом КТ-8055 яскравість зображення, що формується КАІ, має бути не менше 6000 кд/м². Виходячи з компонування виробу та вимог до його високої яскравості, було використано 6 лазерних діодів.

Загальний принцип роботи освітлювача показано на рис. 3 а. Випромінювання лазерних діодів (1) колімується асферичними лінзами (2) з фокусною відстанню 8 мм. Далі випромінювання проходить через систему клинів (3), які спрямовують промені на гомогенізатор (4), під кутами, меншими NA. Гомогенізатор складається із двох перпендикулярних мікролінзових масивів. Далі гомогенізоване лазерне випромінювання за допомогою конденсора (5), розташованого таким чином, щоб спроектувати зображення гомогенізатора у вхідній зіниці коліматорної головки (7), прямує на матрицю (6). На рис. 3 б показано розташування оптичних елементів освітлювача всередині виробу, де крім елементів, вказаних на рис. 3 а, вказані дзеркала (9), необхідні для зламу оптичних осей і розсіювач (8). Розсіювач необхідний для усунення ефекту Тальбота, що полягає у формуванні характерної дрібноперіодичної картини при інтерференції світла, що пройшов через періодичну структуру, що заломлює або розсіює. Як зазначено в [12], при взаємодії когерентного світла з періодичськими структурами, такими як мікролінзовий масив, завжди зберігатимуться сліди періодичної структури при подальшому поширенні світла, що є основним недоліком використання мікролінзових масивів спільно з когерентним і добре сколімованим лазерним випромінюванням.

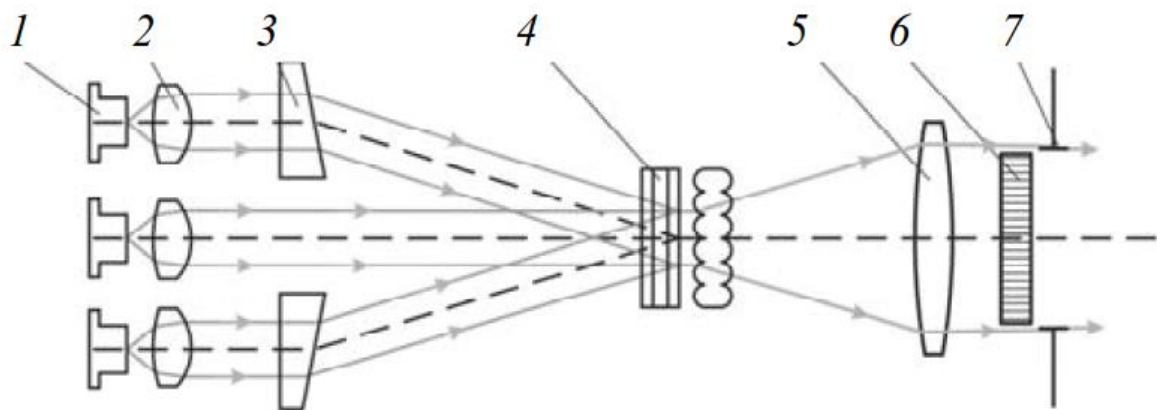


Рис.

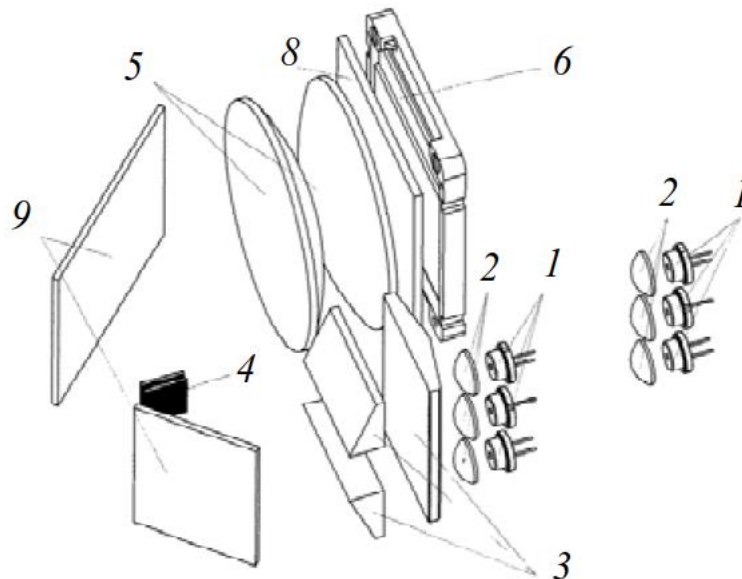


Рис.

Коліматорна голівка (рис. 4) являє собою двоканальну колімуючу оптичну систему з каналом LCD-матриці (1) і каналом сітки (2), які поєднуються по двох ортогональних поляризаціях за допомогою світлодільного куба (3). Далі світло проходить через об'єктив (4) і, відбиваючись від світлосильного клина (5) і комбінера (6) з нанесеним на ньому вузькосмуговим покриттям, що відбиває, направляє вzdovж лінії візирова в очі пілота. В результаті пілот сприймає сколімоване зображення матриці (сітки) на тлі зовнішнього простору. Слід зазначити, що в оптичній системі вжито заходів для усунення аберацій: дисторсії та астигматизму. Колімуюча система має еквівалентну фокусну відстань 77,8 мм і залишкову дисторсію в полі $20 \times 17^\circ$ менше 4%. У схемі використані дві асферичні та одна циліндрична оптичні поверхні, всього схема містить 21 оптичну поверхню. Для підсвічування сітки використано світлодіоди зеленої області спектра.

Основные характеристики индикаторов

Индикатор	Размер зоны видимости, ВxШxГ, мм	Размер полного поля зрения, ... °	Яркость изображения кд/м ²
Макет КАИ	100x110x210	26x17	16000
01\$11:a1 H\$Ы1 еп\$те (BAE 8У8ТЕМ8)	Нет данных	25x22	6000
1л*ен1ГО (BAE 8У8ТЕМ8)	8x177,8 не ограничено по глубине	25x20	8500
СМА-710001\$ка1 8рагго\уНа^к	0127 не ограничено по глубине	028	6000
ШКАИ (ОКБ Электроавтоматика)	Нет данных	30x20	10000

Требования КТ-8055	50, 8x76, 2x101, 6	Не регламентує	>6000
--------------------	--------------------	----------------	-------

Таким чином, запропонована оптична схема має в своєму складі ширококутний КАІ з рідкокристалічним формувачем зображення і системою лазерного підсвічування. Яка зможе не поступатися за оптичними характеристиками іншим індикаторам, а за яскравістю істотно перевершує як вимоги стандартів.

1. ПОСТАНОВКА ПРОБЛЕМИ:

Кілька конструкцій рідкокристалічних дисплеїв (РК-дисплеїв) можуть бути використані для відображення зображення в HUD: напівпрозорі, світловідбиваючі та світні. При оцінці доцільності використання дисплея в системі HUD, основні міркування стосуються таких параметрів, як максимально досяжна яскравість, контрастність, рівномірність, енергоспоживання та час відгуку. У цій статті описано конструкцію оптичної системи на основі сегнетоелектричного рідинного кристалу на кремнії (FLCoS). Дисплеї FLCoS класифікуються як відбивні дисплеї, що означає, що вони потребують системи підсвічування з джерелом світла і конденсором та конденсорною лінзою. Підкладка FLCoS-кристала напівпровідникова підкладка має світловідбиваючий шар, поверх якого розташований рідкокристалічний масив і поляризатор. У відповідь на електричні сигнали рідкі кристали або блокують відбивну поверхню, або пропускають поверхню, що відбиває, або пропускають її, тим самим дозволяючи світлу від прямого зовнішнього джерела відбиватися відного зовнішнього джерела відбиватися від відбивної кристалічної підкладки (рис. 1).

Оскільки FLCoS-дисплеї працюють на основі поляризованого світла, то в поєднанні з такими дисплеями використовуються поляризаційні розгалужувачі поляризаційні розгалужувачі променя використовуються в поєднанні з такими дисплеями. Іншою важливою умовою для досягнення значної яскравості та контрастності є реалізація телецентричної траєкторії променів. Яскравості та контрастності у просторі дисплея. Функціональна площа дисплея значно менша, ніж у ЕПТ, а це означає, що фактична вимога до оптичної системи, яка проектує зображення оптичної системи, яка проектує зображення з дисплея на екран, з якого воно буде на

екран, з якого воно проектується на око спостерігача за допомогою за допомогою коліаторної головки.

Для того, щоб спостерігач міг рухатися без втрат зображення, більшість оптичних систем HUD мають знічні зони розміром 100-120 мм по горизонталі та 80-100 мм по вертикалі, це означає, що головки коліатора мають відносні апертури порядку 1:1-1:0.7, які, як правило, можуть бути закриті напівпрозорими розсіювальними екранами в площині об'єкта. У таблиці 1 наведено результати вимірювань яскравості для кількох напівпрозорих розсіювальних екранів, виготовлених російськими виробниками оптики: k_L - коефіцієнт яскравості - відношення яскравості світла за напівпрозорим екраном при спостереженні під кутом α (L)^o

З таблиці 1 видно, що зміна на $\pm 25^\circ$ у куті падіння для променя на екран, що спостерігається під кутом α (L_0), призводить до зміни яскравості падіння променя на екран може зменшити яскравість на 30%-40%. Оскільки майже всі HUD демонструють зменшення яскравості по всьому полю (через

ня яскравості по всьому полю (через віньєтування), здається розумним вимагати, щоб оптична система проєктора була телецентричною як у просторі дисплея, так і в просторі екрана.

І, нарешті, ще однією важливою умовою є підтримка

TECHNICAL SPECIFICATIONS FOR THE DESIGN OF THE OPTICAL SYSTEM

Linear magnification	-3.111x
Numerical aperture in object space	0.123
Linear field in object space	18 mm
Spectral range	0.51-0.53 μm
Maximum length	165 mm
Temperature range	-40°C +75°C
Distortion	<0.5%

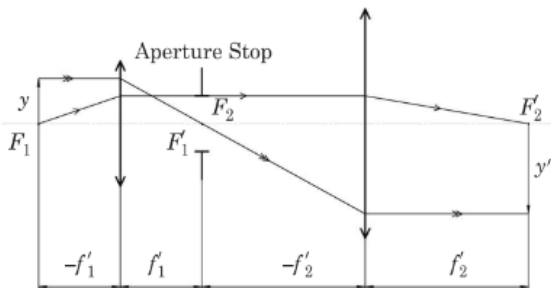


Fig. 2. Conceptual design of the projector system.

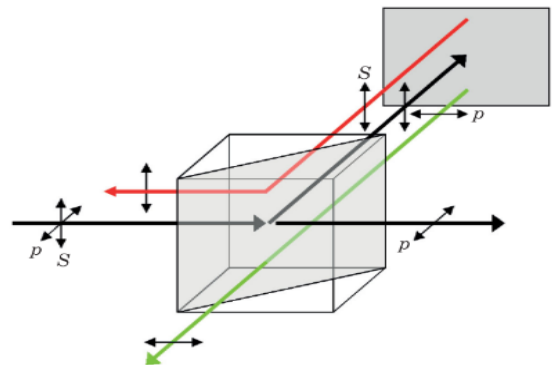


Fig. 1. Operating principle of the FLCoS display.

Table 1. Results from Measured Performance Characteristics of Diffusing Screens

Angle α (deg)	Brightness Coefficient $k_L = L' / L_0$			
	Screen 1	Screen 2	Screen 3	Screen 4
25	0.737	0.727	0.572	0.714
20	0.801	0.797	0.660	0.785
15	0.870	0.860	0.753	0.856
10	0.927	0.921	0.861	0.921
5	0.975	0.962	0.943	0.969
0	1.000	1.000	1.000	1.000
-5	0.986	0.990	0.970	0.980
-10	0.972	0.981	0.952	0.972
-15	0.931	0.931	0.869	0.907
-20	0.878	0.870	0.757	0.836
-25	0.815	0.801	0.656	0.762

достатньо компактною системою, щоб можна було замінити ЕПТВ існуючих дисплея, не впливаючи на розмір самих корпусів.

2. КОНЦЕПТУАЛЬНЕ ПРОЕКТУВАННЯ

Традиційно процес проектування оптичних систем складається з двох етапів: концептуального проектування та проектування на рівні аберацій. Під час концептуального проектування визначається оптична потужність кожного компонента, а також відстані між компонентами. Система, що проектується, має телецентричні головні промені як у просторі об'єкта, так і зображення одночасно. Цього можна досягти за допомогою двокомпонентної системи з апертурним упором розташованим між компонентами таким чином, що центр упору знаходиться в задньому фокусі компонента 1 і передньому фокусі компонента 2 (рис. 2).

Як видно з рис. 2, загальна довжина системи вдвічі перевищує суму фокусних відстаней компонентів:

$$L = 2f'_1 + 2f'_2 = 165 \text{ mm.} \quad (1)$$

Фокусні відстані компонентів також пов'язані між собою за допомогою лінійним збільшенням системи:

$$\beta = \frac{y'}{y} = -\frac{f'_2}{f'_1} = -3.111 \times. \quad (2)$$

Розв'язання системи рівнянь (1) і (2) дає фокусні відстані для компонент 1 і 2. Однак, оскільки ми використовуємо FLCoS-дисплей, необхідний також поляризаційний розгалужувач променя. Товщина призми має значний вплив на шлях променя, тому її необхідно враховувати під час концептуального проектування.

При проектуванні призми, які встановлюються в плоскопаралельному листі, використовується зменшена товщина листа [7]. Для цієї системи була обрана призма товщиною 25 мм, виходячи з розмірів системи та лінійних розмірів поля:

$$d_{pr}^* = \frac{d_{pr}}{n_{pr}} = \frac{25}{1.5197} = 16.45 \text{ mm,} \quad (3)$$

де d_{pr} - осьова товщина призми, а n_{pr} - показник заломлення матеріалу призми (в даному випадку скла К8).

Таким чином, система рівнянь для проектного розрахунку набуває наступний вигляд:

$$\begin{cases} 2(f_1' + f_2') = L - (d_{pr} - d_{pr}^*) = 156.45 \\ -\frac{f_2'}{f_1'} = -3.111 \end{cases} \quad (4)$$

Розв'язавши систему рівнянь (4), отримаємо:

$$f_1 = 19.028 \text{ nm} \quad f_2 = 59.196 \text{ nm}.$$

3. ДИЗАЙН НА РІВНІ АБЕРАЦІЙ

Наступним етапом є проектування на рівні аберацій для визначення внутрішніх параметрів системи (перші параксіальні кути променів для кожного компонента та коефіцієнти поверхневих спотворень).

Оскільки система складається з двох добре розділених компонентів, логічно використовувати метод проектування на рівні лінз або блоків [8], розглядаючи блоки, що містять перший і другий компоненти як одиниці. Такий підхід є особливо зручним, оскільки обидва компоненти класифікуються як фотооб'єктиви для зйомки на великі відстані/короткі відстані. об'єктів. Під терміном "блок" надалі будемо розуміти відноситься до однієї з двох частин загальної оптичної системи, тоді як термін "компонент" означає об'єktiv в межах кожного блоку.

Перший блок було спроектовано з використанням концептуально-конструкторського методом, запропонованим Русіновим [9]. Перший блок - це короткофокусний об'єktiv зі справжньою вхідною зіницею (у зворотному напрямку). Метод ескізного проектування, в якому розташування обмежувача діафрагми і принцип роботи апертурного обмежувача і шляху головного променя відіграють важливу роль, є найбільш прийнятним методом проектування. Важливу роль, є найбільш підходящою технікою для розробки таких завдань, включаючи проектування, засноване на можливості використання лінз лінзи скінченної товщини на першому етапі проектування процесу проектування.

Перший компонент складається з пари лінз, зцементованих разом таким чином, що зовнішні поверхні концентричні до виходу зіниці; ці зовнішні поверхні, таким чином, не вносять коматозного стану зіниці; ці зовнішні поверхні, таким чином, не створюють ніякої коми, астигматизму або

спотворень. Внутрішня поверхня пари лінз в першому компоненті є плоскою, тому вона вносить повний спектр аберацій, окрім кривизни зображення. Змінюючи радіус кривизни внутрішньої поверхні лінзової пари впливає на кому, астигматизм і хроматичну аберацію положення (що менш важлива, оскільки система є практично монохроматичною).

Другий компонент - це позитивна лінза з плоскою першою поверхнею і апланатичною другою поверхнею (яка, таким чином, не вносить сферичної аберації, коми або астигматизму [10]).

Третій компонент першого блоку також має позитивну фокусну силу і має плоску першу поверхню; друга поверхня має радіус кривизни, визначений з умови, що головний промінь після першої поверхні щоб головний промінь після першої поверхні був паралельний оптичній осі.

Загальний вигляд початкової оптичної системи для першого блоку (повернення променя) показано на рис. 3(a). Наступні важкі оптичні Для зменшення кривизни поверхонь у цій системі використовуються такі важкі оптичні цій системі: STK19 для позитивних компонентів і TF4 для для негативних компонентів.

Система була оптимізована за допомогою стандартної функції оптимізації, яка включала середньоквадратичне відхилення критерій середньоквадратичного відхилення (*Zemax*). Також були введені обмеження щодо товщини крайніх і центральних лінз, конструктивні обмеження на розмір повітряного зазору, а також вимога дотримання телецентричності в просторі зображення.

На рисунку 3(b) показано загальний вигляд першого блоку після оптимізації, а на рис. 3(в) показано картину плями розмиття, плями плутанини.

Другий блок має таке ж кутове поле, як і перший, але але з меншою відносною апертурою в 3,111 рази. Конструкція з двома тонкими компонентами, що контактують, була обрана як відправна точка

точки відліку. За відсутності асферичних поверхонь і враховуючи той факт, що розташування обмежувача апертури вже обмежене, такі системи мають два вільні параметри: перший параксіальний промінь. Кути першого параксіального променя для кожного з компонентів ("відхилення лінз"). Оскільки другий блок має числову апертуру порядку 1:12.5, сферична аберація, як очікується, буде низькою. У цьому випадку вільні можна використовувати для корекції коми та астигматизму.

Розрахунки мінімізації коми та астигматизму можуть бути легко виконані, використовуючи рівняння для коефіцієнтів аберації третього порядку, наприклад, у формі Чуриловського γ [11]. Подібно до як і в першій установці, матеріалом для використання в обох позитивних компонентах було обрано скло STK19. Для зручності розрахунків обидва компоненти вважалися такими, що мають однакову оптичну силу. Оскільки обмежувач діафрагми знаходиться в передньому фокусі системи, параметр k , що визначає положення вхідної. У таблиці 2 наведено вихідні дані для розрахунку перших параксіальних кутів променів у компонентах.

Підсумовуючи, нам потрібно розв'язати систему двох рівнянь (для коефіцієнтів коми третього порядку та астигматизму) у двох невідомих (кути α_2 і α_4 першого параксіального променя для кожного компонента). Через складність рівнянь у цієї системи не вдалося отримати розв'язок у замкненому вигляді. Однак наближені значення $\alpha_2 = 0$ і $\alpha_4 = 0.78$ дають кому третього порядку і коефіцієнти астигматизму $K = -0,05$ і $C = -0,001$, відповідно. Потім отримані результати переведено до лінз скінченної товщини (за методом Слюсарєва [8]), і вся система оптимізується (функція оптимізації є аналогічною до тієї, що була виконана для першого блоку). У таблиці 3 наведено конструктивні параметри оптимізованої системи.

На наступному етапі обидва блоки були зібрані в єдину, а потім оптимізували. Всі радіуси кривизни та осьові відстані були використані в якості параметрів оптимізації. В якості параметрів оптимізації були використані всі радіуси кривизни та осьові відстані. Оптимізація показала, що вільних внутрішніх параметрів недостатньо для корекції астигматизму і кривизни зображення по всій висоті системи.

Корекція польових аберацій потребуватиме додаткового компонента, який буде додано до другого блоку, безпосередньо до упору апертури до обмежувача діафрагми. Цим компонентом може бути меніскова лінза, в якій обидві поверхні концентричні до вхідної зіниці другого блоку, яка функціонує як обмежувач діафрагми для системи в цілому. Меніскова лінза не вносить кому або астигматизму; оскільки оптична сила від'ємна, лінза компенсує кривизну зображення в решті системи. Чим далі меніскова лінза знаходиться від обмежувача діафрагми, тим менша оптична сила і тим менші зміни на шляху променів через систему. З іншого боку, зі зменшенням оптичної сили зменшується викривлення зображення, спричинене оптичною силою, також зменшується, але це можна компенсувати збільшенням товщини меніска лінзи або зменшенням показника заломлення скла.

Вся система була повторно оптимізована після додавання меніскаліни (середньоквадратичне відхилення хвильового фронту було використано як критерієм для цього останнього кроку), причому меніска ліна стала концентричною ліною.

Цей тип лінз вважається складним у роботі таким типом лінз: Обидві поверхні мають однаковий центр кривизни (це означає що точки автоколімації також ідентичні), що робить таку ліну, які важко відцентрувати. Для простоти виготовлення, було вирішено замінити меніска ліни на цементовану пару лінз. До оптичної системи також було додано захисну кришку дисплея та розсіювальний екран. На рисунку 4(a) показано загальний вигляд об'єктива, а на рис. 4(b) показано модуляційну передавальну функцію (MTF).

Проекційна система, створена в цій конструкції, має майже обмежену дифракцією якість по всьому полю. Максимальне значення відхилення від телецентричності у просторі зображення становить $\pm 30^{\circ}$ з максимальним спотворенням 0,1%.

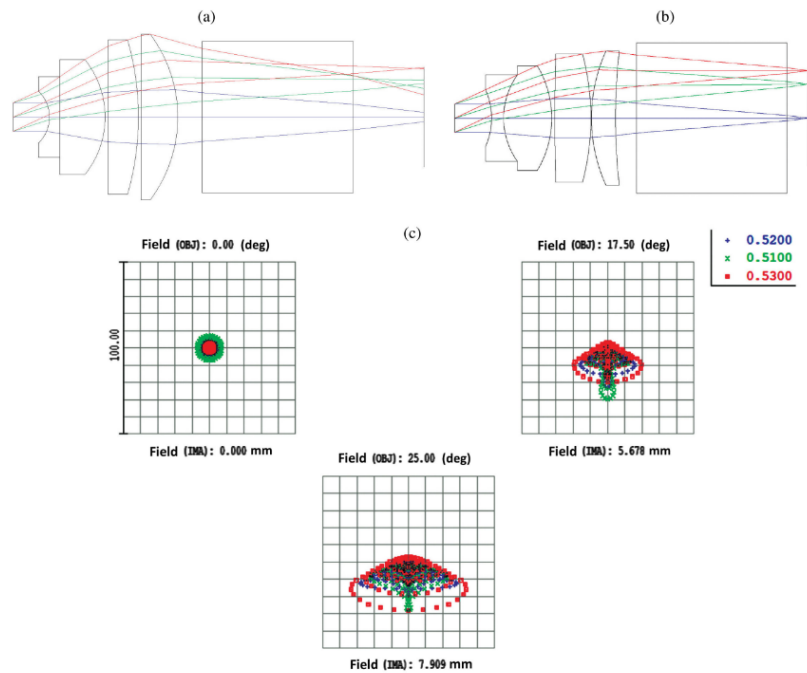


Fig. 3. Design of the first unit: (a) system as synthesized, (b) optimized system, (c) diagram of the diffusion spot for the optimized system.

Table 2. Input Data for Calculation of Third-Order Aberration Coefficients

Surface No.	α	b	$v = 1/n$
1	0	1	1
2	α_2	1	0.57133
3	0.5	1	1
4	α_4	1	0.57133
5	1	-	1

Table 3. Design Parameters of the Optimized System

	Radius of Curvature	Axial Distance	Material	Clear Height
Aperture stop	∞	53.650	Air	2.350
2	304.851	8.000	STK19	27.967
3	-98.298	0.500	Air	28.474
4	75.845	8.000	STK19	29.886
5	235.479	52.494	Air	29.474

Список використаних джерел:

1. M. K. Hedili, M. O. Freeman, and H. Urey, “Microstructured head-up display screen for automotive applications,” Proc. SPIE 8428,84280X (2012).
2. B. Irving, D. Hasenauer, and S. Mulder, “Multi-tool design and analysis of an automotive HUD,” Proc. SPIE 10021, 100210F (2017).
3. A. L. Kucheryavyĭ, On-Board Data Systems (UIGTU, UI’yanovsk,2004).
4. A. A. Bagdasarov, R. V. Anitropov, O. V. Bagdasarova, and I. L.Livshits, “Systems for the indication and display of secondary information in avionics and autobasing complexes,” Russ. Aeronaut.54, 185 (2011) [Izv. Vyssh. Uchebn. Zaved., Aviats. Tekh. (2), 48–52(2011)].