

**МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ УКРАЇНИ**  
**НАЦІОНАЛЬНИЙ АВІАЦІЙНИЙ УНІВЕРСИТЕТ**  
Факультет аеронавігації, електроніки та телекомунікацій  
Кафедра авіаційних комп'ютерно-інтегрованих комплексів

**ДОПУСТИТИ ДО ЗАХИСТУ**  
Завідувач кафедри  
Доктор технічних наук  
професор

Синеглазов В. М.  
“ \_\_\_\_\_ ” \_\_\_\_\_ 2020 р.

**ДИПЛОМНА РОБОТА**  
**(ПОЯСНЮВАЛЬНА ЗАПИСКА)**

**ВИПУСНИКА ОСВІТНЬОГО СТУПЕНЯ “МАГІСТР”**

**Спеціальність** 151 «Автоматизація та комп'ютерно-інтегровані технології»  
**Освітньо-професійна програма:** «Комп'ютерно-інтегровані технологічні процеси і виробництва»

**Тема: «Система автоматичного управління посадкою з прогнозуючою моделлю»**

Виконавець:

Сидоренко М.В.

Керівник: к.т.н., професор



Філяшкін М.К.

Консультант розділу

«Охорона навколишнього середовища»: проф., д.т.н.

Маджд С.М.

Консультант розділу «Охорона праці»: проф., к.т.н.

Козлітін О.О.

Нормоконтролер: доцент

Тупіцин М.Ф.

# НАЦІОНАЛЬНИЙ АВІАЦІЙНИЙ УНІВЕРСИТЕТ

**Факультет** аеронавігації, електроніки та телекомунікацій

**Кафедра** авіаційних комп'ютерно-інтегрованих комплексів

**Освітній ступінь** магістр

**Спеціальність** 151 “ Автоматизація та комп'ютерно-інтегровані технології”

**Освітньо-професійна програма:** Комп'ютерно-інтегровані технологічні процеси і виробництва

## **ЗАТВЕРДЖУЮ**

Завідувач кафедри АКІК

\_\_\_\_\_ Синєглазов В.М.  
“ \_\_\_\_\_ ” \_\_\_\_\_ 2020 р.

## **ЗАВДАННЯ**

**на виконання дипломної роботи студента**

Сидоренко М.В.

**1. Тема проекту (роботи):** “Система автоматичного управління посадкою з прогнозуючою моделлю”

**2. Термін виконання проекту (роботи):** з \_\_\_\_\_ 2020 р. до \_\_\_\_\_ 2020 р.

**3. Вихідні дані до проекту (роботи):** Розробку алгоритмів системи автоматичного управління приземленням проводити для поздовжнього каналу.

**4. Зміст пояснювальної записки (перелік питань, що підлягають розробці):**

1. Аналіз траєкторії заходу на посадку та інструкції виконання посадки на коротку ЗПС, перерахунок параметрів керування. 2. Розробка алгоритмів приземлення на коротку ЗПС. 3. Аналіз контурів та існуючих систем автоматичного управління заходом на посадку. Обґрунтування доцільності отримання інформації про подовження глісади. 4. Аналіз методів отримання непрямой інформації про дальність та обґрунтування доцільності використання ідентифікаційного методу отримання інформації. 5. Аналіз методів подовження глісади та розробка алгоритмів оцінювання середньої вертикальної швидкості. 6. Аналіз траєкторій приземлення та розробка алгоритмів управління на етапі приземлення. 7. Для автоматичного керування посадкою літака сформулювати алгоритм керування з використанням прогновної моделі. 8. Дослідження розроблених алгоритмів.

**5. Перелік обов'язкового графічного матеріалу:**

1. Плакат, що ілюструє траєкторії приземлення. 2. Графік, що ілюструє алгоритм перерахунку параметрів управління. 3. Методи отримання непрямой інформації про дальність. 4. Алгоритм оцінювання середньої вертикальної швидкості. 5. Математичні моделі процесу заходу на посадку. 6. Структурна схема контурів

автоматичного управління приземленням. 7. Алгоритми формування траєкторії приземлення на коротку ЗПС. 8. Алгоритми керування з використанням прогнозної моделі 9. Результати дослідження розроблених алгоритмів.


## 6. Календарно-графічний план

№ пор.	Завдання	Термін виконання	Відмітка про виконання
1	Підбір літератури.	20.06.20-01.09.20	Виконано
2	Аналіз систем автоматичної посадки літального апарату.	01.09.20-04.09.20	Виконано
3	Аналіз навігаційних засобів забезпечення посадки.	04.09.20-10.09.20	Виконано
4	Аналіз траєкторії заходу на посадку та інструкції виконання посадки на коротку ЗПС, перерахунок параметрів керування	10.09.20-14.09.20	Виконано
5	Аналіз контурів автоматичного управління та радіотехнічних систем заходу на посадку й обґрунтування доцільності отримання непрямої інформації про дальність до посадкових маяків.	15.09.20-20.09.20	Виконано
6	Аналіз траєкторій приземлення.	21.09.20-02.10.20	Виконано
7	Розробка алгоритмів управління на етапі приземлення.	05.10.20-10.10.20	Виконано
8	Модифікація алгоритмів приземлення на коротку ЗПС.	11.10.20-19.10.20	Виконано
9	Дослідження розроблених алгоритмів.	20.10.20-03.11.20	Виконано
10	Дослідження руху реальної динамічної системи у середовищі Simulink програми Matlab.	04.11.20-17.11.20	Виконано

## 7. Консультанти з окремих розділів роботи:

Розділ	Консультант (посада, П.І.Б.)	Дата, підпис	
		Завдання видав	Завдання прийняв
З охорони навколишнього природного середовища	Маджд С.М. проф., д.т.н.		
З охорони праці	Козлітін О.О. проф., к.т.н.		

8. Дата видачі завдання \_\_\_\_\_

Керівник к.т.н., професор  \_\_\_\_\_ Філяшкін М.К.  
(підпис)

Завдання прийняв до виконання \_\_\_\_\_ Сидоренко М.В.  
(підпис)

## АНОТАЦІЯ

Метою даної роботи є розробка системи автоматичного управління (САУ) заходом на посадку літального апарату на коротку злітно-посадкову смугу.

Для досягнення поставленої мети були розв'язані наступні задачі:

- проаналізовані траєкторії заходу на посадку;
- проаналізовані інструкції, щодо заходу на посадку та посадки на коротку ЗПС;
- виявлені можливі недостачі існуючих варіантів заходу на посадку та посадки на коротку ЗПС та запропоновано нову траєкторію;
- запропоновано варіант побудови траєкторії зниження так, щоб вирівнювання літака починалося не над глісадним маяком, а над порогом ЗПС;
- запропоновано використовувати інформацію про дальність до ГРМ отриманої в результаті параметричної ідентифікації математичної моделі заходу на посадку;
- проведено перерахунок параметрів управління при заході на посадку коротку ЗПС.
- проведені дослідження розроблених алгоритмів шляхом математичного моделювання.

## ЗМІСТ

<b>Вступ.....</b>	<b>14</b>
<b>1. Аналіз траєкторії заходу на посадку та інструкції виконання посадки на коротку ЗПС, перерахунок параметрів керування .....</b>	<b>17</b>
<b>1.1. Аналіз навігаційних засобів забезпечення автоматичної посадки літаків.....</b>	<b>17</b>
1.1.1. Радіотехнічні системи заходу на посадку.....	17
1.1.2. Характеристики автономних систем посадки.....	22
<b>1.1.3. Системи навігації і посадки.....</b>	<b>25</b>
<b>1.2. Інструкції, щодо заходу на посадку та посадки на коротку ЗПС...29</b>	
<b>1.3. Перерахунок параметрів управління при заході на коротку ЗПС.....</b>	<b>33</b>
<b>2. Розробка алгоритмів приземлення на коротку ЗПС.....</b>	<b>37</b>
2.1. Особливості посадки на коротку ЗПС.....	37
2.2. Модифікація алгоритмів приземлення на коротку ЗПС.....	43
<b>3. Аналіз контурів та існуючих систем автоматичного управління заходом на посадку. Обґрунтування доцільності отримання інформації про подовження глісади.....</b>	<b>46</b>
3.1. Аналіз контурів автоматичного управління.....	46
3.2. Аналіз існуючих систем автоматичного управління заходом на посадку.....	52
<b>4. Аналіз методів отримання непрямой інформації про дальність та обґрунтування доцільності використання ідентифікаційного методу отримання інформації.....</b>	<b>60</b>
<b>5. Аналіз методів подовження глісади та розробка алгоритмів оцінювання середньої вертикальної швидкості.....</b>	<b>68</b>

5.1. Розробка алгоритмів оцінювання середньої вертикальної швидкості.....	70
5.2. Розробка алгоритмів методом найменших квадратів.....	71
5.3. Алгоритм оцінювання за методом максимуму правдоподібності.....	75
<b>6. Аналіз траєкторій приземлення та розробка алгоритмів управління на етапі приземлення.....</b>	<b>77</b>
6.1. Аналіз траєкторій приземлення.....	77
6.2. Розробка алгоритмів управління на етапі приземлення.....	81
6.3. Оцінка інформації про вертикальну швидкість та істинну висоту польоту.....	83
6.4. Розробка алгоритмів перемикання законів управління на етапі приземлення.....	86
<b>7. Автоматичне керування посадкою літака на основі алгоритму з прогноною моделлю.....</b>	<b>87</b>
<b>8. Дослідження розроблених алгоритмів.....</b>	<b>96</b>
<b>9. Охорона навколишнього природного середовища.....</b>	<b>102</b>
<b>10. Охорона праці.....</b>	<b>114</b>
<b>Висновки.....</b>	<b>122</b>
<b>Список літератури.....</b>	<b>123</b>
<b>Додаток А.....</b>	<b>126</b>
<b>Додаток В.....</b>	<b>133</b>

## Перелік скорочень

**ЗПС** – Злітно-посадочна смуга.

**КПЗС** – Коротка злітно-посадочна смуга.

**САУ** – Система автоматичного управління.

**СП** – Система посадки.

**КРМ** - Курсовий радіомаяк.

**ГРМ** – Глісадний радіомаяк.

**ДПРС** - Дальня приводна радіостанція.

**БПРС** - Ближня приводна радіостанція.

**MLS** – Мікрохвильові системи посадки.

**ILS** - Наземне обладнання системи посадки метрового діапазону хвиль, що працюють за принципом ILS.

**АП** – Авіаційна подія.

**ЛА** – Літальний апарат.

**РМС** - Радіомаякова система.

**РСБН** - Російська радіотехнічна система ближньої навігації.

**ЕОМ** – Електронно-обчислювальна машина.

**ПК** – Персональний комп'ютер.



## ВСТУП

Для сучасних повітряних суден (ПС) характерним є широке застосування систем автоматичного управління (САУ) практично на всіх режимах та етапах польоту. Без таких систем неможливо ефективне використання авіаційної техніки навіть при вирішуванні найпростіших задач пілотування.

Впровадження САУ в процес управління обумовлюється не тільки зміною пілотажних характеристик літального апарата (ЛА), головним чином характеристик стійкості та керованості, але й зростанням тенденцій інформаційного об'єднання САУ з комплексами бортового обладнання (навігаційними та радіотехнічними комплексами, системами забезпечення посадки та ін.). На сучасних ПС САУ перетворились із засобів, що полегшують пілоту процес управління у засоби, які суттєво підвищують економічну ефективність і безпеку польоту.

Задачі автоматичного управління польотом можна умовно поділити на три рівні:

- забезпечення потрібних характеристик стійкості та керованості літака;
- стабілізація та управління кутовим рухом;
- стабілізація та цілеспрямоване управління траєкторією польоту, тобто, виконання складних траєкторних маневрів.

Контури траєкторного управління у цій ієрархії є головними і забезпечують цілеспрямоване управління траєкторією на деяких етапах польоту, зокрема на етапах заходу на посадку та посадки.

Етапи заходу на посадку та посадки найбільш напружені та потенційно небезпечні, пов'язані з великими психофізіологічними навантаженнями на пілота та членів екіпажу. Саме на них згідно з світовою статистикою трапляється більше третини всіх льотних подій. Близькість землі і контактування з поверхнею ЗПС потребує високої точності управління кутовими та траєкторними параметрами польоту, а завантаженість пілота та членів екіпажу до-

датковими функціями (зв'язок з наземними службами; випуск – прибирання шасі та закрилків; зміна режимів роботи двигунів; контроль позакабінного простору та інші) значно ускладнюють управління літаком і призводять до похибок при роботі с апаратурою особливо на етапі посадки.

Як показав аналіз статичних даних, помилки екіпажу при роботі з системами проявляються у вигляді неправильних, несвоєчасних дій або відсутніх необхідних дій. Часто ці помилки викликаються недостатньою підготовкою літального складу, так як в програмах підготовки літального складу не акцентується увага в достатній мірі цим питанням. Але, в ряді випадків, вони викликані умовами, які сприяють здійсненню помилок. Коли політ проходить в нормальних умовах, літальний склад, як правило, не помиляється. При виникненні ускладнення умов польоту їм можуть бути допущені відхилення в роботі. Велике значення при цьому набуває професійна і психофізична підготовка літального складу.

По характеру виявлення, помилки екіпажу при роботі зі системами повітряних суден які мають місце випадків класифікуються наступним видом:

- пропуск операцій (не випуск закрилків перед взльотом, нерозходження рулів перед взльотом, не включення реверса тяги двигунів на посадці та ін.);
- неправильне виконання операцій (неправильне введення координат радіомаяка в обчислювач бортової навігаційної системи);
- ненавмисне включення або виключення функціональної системи в польоті (випуск інтерцепторів на взльоті, включення реверса тяги двигунів в повітрі, виключення живлення авіагоризонту та ін.);
- неправильна установка режиму роботи системи (приймання важелів управління двигуном за прохідну клямку( защелку) малого газу в повітрі, неправильне використання режиму бортового радіолокатора та ін.).

Одним із найважливіших напрямлень в забезпеченні безпеки польотів являється оснащенні літаків комплексом технічних засобів, які дозволяють звести до мінімуму ймовірність небезпечних наслідків помилок екіпажу. До таких засобів частково відносяться системи автоматичного управління.

Тому автоматизація напружених та потенційно небезпечних етапів польоту, пов'язаних з великими психофізіологічними навантаженнями на пілота та членів екіпажу значно підвищує безпеку польоту та знижує навантаження на членів екіпажу.

# 1. Аналіз траєкторії заходу на посадку та інструкції виконання посадки на коротку ЗПС, перерахунок параметрів керування

## 1.1. Аналіз навігаційних засобів забезпечення автоматичної посадки літаків

### 1.1.1. Радіотехнічні системи заходу на посадку

У даний час у цивільній авіації України основними системами посадки (СП) є системи посадки типу СП-50, СП-70 і СП-75.

До складу СП входять курсовий, глісадний і маркерні радіомаяки. Траєкторія заходу на посадку формується рівносигнальними зонами курсового (КРМ) та глісадного (ГРМ) радіомаяків, переріз яких стає

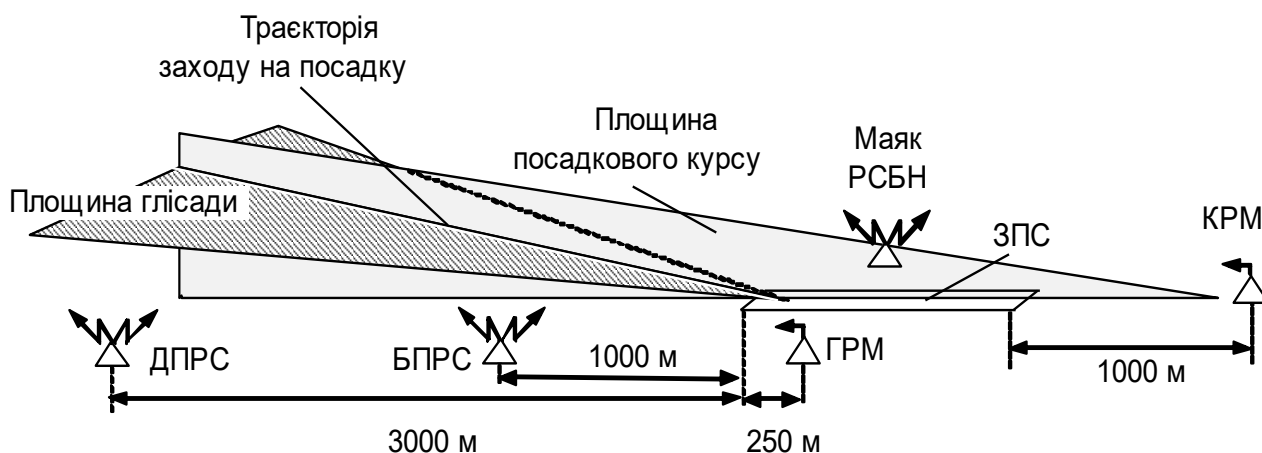


Рис.1.1.1

траєкторією заходу на посадку. На рис. 1.1.1 показано розміщення радіомаяків відносно ЗПС і принцип формування траєкторії заходу на посадку.

Антенa курсового радіомаяка, який складається з генератора несної частоти, модуляторів 90 і 150 Гц, розподільного пристрою та пристрою

<i>Кафедра АКІК</i>				<i>НАУ 20 16 06 000 ПЗ</i>			
Виконала	Сидоренко М. В.			Система автоматичного управління посадкою з прогнозуючою моделлю	Літ.	Арк.	Аркушів
Керівник	Філяшкін М. К.						
Консул-т							
Н.контр.	Тупіцин М.Ф.						
Зав. каф.	Синєглазов В.М.						
					204М.151		

фазування, формує двопелюсткову діаграму спрямованості, яка перетинається в площині посадкового курсу (рис. 1.1.1.) – вертикальній площині, що збігається з продовженням осі ЗПС. В одному пелюстку несна частота промодульована частотою 150 Гц, а в іншому – 90 Гц. У площині посадкового курсу (рівносигнальній зоні курсового радіомаяка) глибина модуляції обох пелюстків однакова, а при відхиленні від лінії курсу (осі ЗПС) переважає та чи інша частота залежно від напрямку відхилення літака. Курсовий радіоприймач, установлений на борті літака, виділяє частоти модуляції 90 Гц і 150 Гц і порівнює глибину модуляції обох сигналів. Різниця глибини модуляції несе в себе інформацію про величину  $\epsilon_k$  – відхилення літака від рівносигнальної зони курсового радіомаяка.

Антенна глісадного радіомаяка також формує двопелюсткову діаграму. У верхньому пелюстку переважає модуляція 90 Гц, а в нижньому – 150 Гц. На рівносигнальному напрямку, що формує площину глісади планування літака, глибина модуляції обох сигналів однакова. Площина глісади планування перпендикулярна площині посадкового курсу й нахилена до горизонту на кут  $\Theta_r = 2^\circ 40' \dots 3^\circ$ . Глісадний радіоприймач бортової апаратури виділяє напруги різних частот, порівнює їх і за різницею глибин модуляції, визначає величину  $\epsilon_r$  – відхилення літака від глісади.

На рис. 1.1.2 показані статичні характеристики курсового та глісадного радіоприймачів й основні навігаційні параметри, які використовуються для

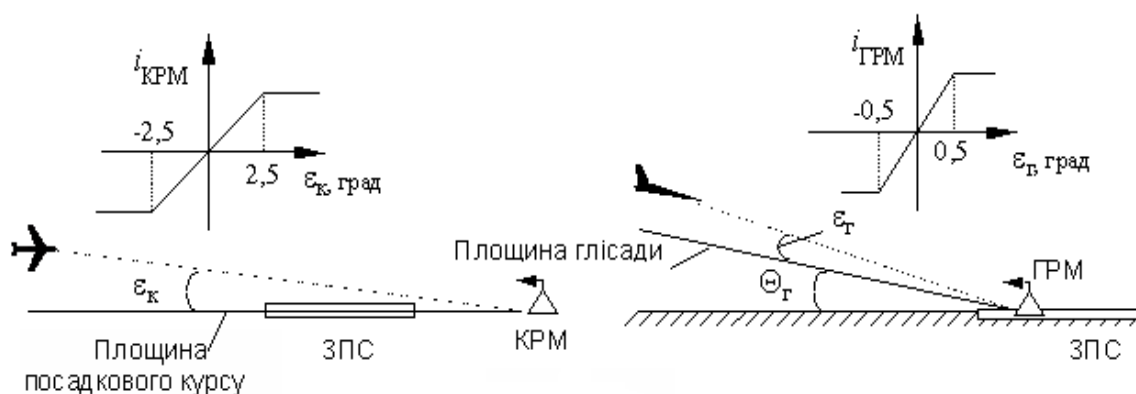


Рис.1.1.2

будування контурів управління заходом на посадку.

Своєрідністю контурів управління є те, що для управління використовуються не лінійні відхилення від траєкторії, а кутові ( $\epsilon_r$  – кутове відхилення центра мас літака від площини глісади,  $\epsilon_k$  – кутове відхилення центра мас літака від площини посадкового курсу). Природно, що антена глісадного радіомаяка має більш вузькі пелюстки діаграм спрямованості та, відповідно, більш вузьку рівносигнальну зону.

Дальня приводна радіостанція (ДПРС) і ближня приводна радіостанція (БПРС) випромінюють спеціальні кодовані сигнали. За цими сигналами пілот визначає відстань до ЗПС і, використовуючи висотомір, ще раз переконується в правильності руху літака по глісаді.

Системи посадки метрового діапазону мають ряд істотних недоліків. Зокрема, лінія курсу і глісади піддана сильному впливу рельєфу земної поверхні та навколишніх місцевих предметів, дуже чутлива до настроювання апаратури й потребує періодичних льотних випробувань. Крім того, за їхньою допомогою не можна забезпечити оптимальні траєкторії посадки для літаків різних типів. Тому в практику польотів цивільної авіації інтенсивно впроваджуються мікрохвильові системи посадки MLS, для якої ІКАО рекомендує використовувати діапазон частот 5 ГГц. Існують два принципи роботи MLS: зі скануванням діаграм спрямованості й з використанням доплерівського зсуву частоти.

Принцип дії MLS зі скануванням діаграм спрямованості ілюструється рис. 1.1.3, а.

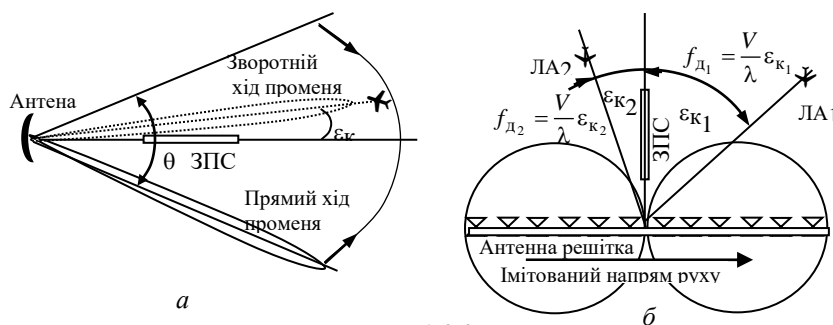


Рис. 1.3.3

Антенна решітка MLS має вузький промінь, який сканує у межах заданого сектора  $\theta$  зі строго визначеною швидкістю. Кутове відхилення центра мас літака від площини посадкового курсу обчислюється за формулою

$$\varepsilon_k = k(t - T_0),$$

де  $k$  – коефіцієнт ( $k = \theta/T_{\text{ск}}$ , тут  $T_{\text{ск}}$  – час сканування);  $t$  – час між опроміненням літака в моменти прямого та зворотного ходу променя;  $T_0$  – опорний час, що визначає положення площини посадкового курсу ( $T_0 = 0,5 T_{\text{ск}}$ ).

Доплерівські MLS використовують лінійні антенні решітки з джерелами випромінювання, що комутуються, за рахунок чого імітується рух джерела уздовж апертури (рис. 1.1.3 б). Залежність доплерівського зсуву частоти від напрямку на літак  $\varepsilon_k$  визначається за формулою

$$f = \frac{V}{\lambda} \sin \varepsilon_k$$

де  $V$  – швидкість руху випромінювача,  $\lambda$  – довжина хвилі випромінюваного сигналу.

Доплерівські MLS дозволяють практично виключити вплив місцевих предметів і перевипромінювання від Землі.

Мікрохвильові системи посадки мають підвищену точність і завадозахищеність, сумісні з іншими системами, дозволяють формувати траєкторії заходу на посадку, оптимальні для літаків різних типів.

### 1.1.2. Характеристики автономних систем посадки

Для виключення авіаційних подій (АП) необхідно виконувати рішення ІКАО, прийняте в 1978 р. про необхідності установки в аеропортах які відповідають вимогам системи ILS або мікрохвильову систему посадки MLS.

В наш час є чотири типи систем автоматичної посадки які відповідають вимогам ІКАО і авіаційні спеціалісти повинні вибрати одну із них. Ці системи ILS, MLS і дві зовсім різні супутникові системи автоматичної посадки. Всі чотири системи відповідають вимогам ІКАО до систем автоматичної посадки для XXI століття.

Фактори, що впливають на вибір системи посадки (погодні умови) районі аеропорту, частота посадок і зльотів, вартість заходу на посадку й зльоту, діють спільно. Вибір типу системи визначає висоту ухвалення рішення, тобто точки на глісаді, у якій пілот повинен ухвалити рішення щодо припинення зниження й відході на повторний захід, якщо ЗПС не видно.

В наш час захід на посадку й посадка в складних умовах при зниженої RVR здійснюється по системі ILS. ILS для посадки при зниженому мінімумі використовується на світовому рівні, але найбільш часто — у Великобританії й Західній Європі. В усьому світі більше 2500 ЗПС обладнано системою ILS, але тільки 90 з них сертифіковано для посадки по III категорії складності, причому близько 2/3 встановлено в Європі. ILS забезпечує захід на посадку при RVR не менше 550 м., а в деяких випадках навіть не менше 300 м. При більш низькій видимості посадка ЛА або затримується до поліпшення погоди, або він відправляється в запасний аеропорт. Нижче перераховані три основні причини, що обґрунтовують перехід NATS на систему MLS.

1. Властиві ILS обмеження на посадки ЛА при метеорологічному мінімумі нижче встановленого й частоту посадок на ЗПС перешкоджають потребам зростаючого обсягу повітряного руху. Часовий інтервал між ЛА, що сідають і що злітають не може бути менше певного, тому що при його скороченні радіопромені посадкових маяків можуть бути перекручені що



злітає ЛА і перебуває над передавачем ILS або ЛА, що перебуває на фінальній стадії заходу на посадку. Для виключення цього дистанція між сідаючими по системі ILS ЛА повинна бути збільшена, що, у свою чергу, приводить до зниження частоти посадок. У цей час провідні авіакомпанії сертифіковані для посадки своїх ЛА в умовах категорії III, а це вимагає збільшення пропускну здатності аеропортів, тобто зняття будь-яких обмежень, що перешкоджають цьому. На відміну від ILS промінь наведення системи MLS не піддається перекручуванням від ЛА, що пролітають, що дозволяє забезпечити таку ж дистанцію між ЛА, що заходять на посадку, як при візуальному заході.

2. "Захищений" для системи ILS частотний діапазон 112-118 МГц усе більшою мірою піддається інтерференції на кінцях діапазону від потужних комерційних радіомовних станцій, приватних радіостанцій, не ліцензованих експериментів і інших джерел. Хоча NATS приймає істотні зусилля для забезпечення реального захисту встановленого для системи ILS діапазону, гарантувати повністю такий захист після 2000 р. неможливо. Для частотного діапазону системи MLS 5000 МГц джерел перешкод значно менше.

3. Хоча система посадки з використанням супутникової технології прогнозується як система майбутнього, але сказати виразно, коли вона буде сертифікована для цивільного пасажирського транспорту при перевезеннях в умовах зниженого метеорологічного мінімуму, важко. Найбільш імовірною датою є 2010-2015 р. і навіть більш пізній строк.

Авіаційні фахівці Данії, ґрунтуючись на загальних думках з фахівцями Великобританії, установлюють дві системи посадки MLS категорії III ІКАО в аеропорті Амстердама Шіпхол, надалі будуть установлені ще чотири MLS для ЗПС, обладнаних системами ILS. Для аеропорту Шіпхол установка MLS особливо важлива, тому що на відміну від ILS вона не піддана впливу перешкод від висотних будинків поблизу аеропорту ("роздвоєння" посадкового курсу).

Для аеропортів з гарною погодою достатня система, що відповідає вимогам I категорії ІКАО, для країн північно-західної частини Європи необхідна система, що відповідає вимогам III ІКАО. В наш час система ILS, що є стандартом ІКАО, установлена у всіх міжнародних і більшості регіональних аеропортів. Однак характерні для неї іноді приводять до перекручування променя курсового маяка.

Пізніше було запропоновано використати в системах автоматичної посадки диференціальну глобальну супутникову навігаційну систему DGPS. Система DGPS дає можливість використати два варіанти автоматичної посадки, що повністю відповідають вимогам точності при заході на посадку й посадці по I категорії ІКАО. Система LAAS (система наведення для місцевого регіону) є наземною системою, що безупинно порівнює відбитий сигнал DGPS з посланим нею, що визначає неузгодженість і передає його на борт ЛА, що виконує захід на посадку.

Для забезпечення широкого використання супутникової навігаційної системи DGPS мережа її наземних станцій повинна бути збільшена; буде потрібно корекція ліній передачі даних супутник-наземні станції й запуск геостаціонарного супутника з екваторіальною орбітою. Для такого варіанта супутникової системи FAA розробляє систему автоматичної посадки WAAS (система наведення для великої площі перекриття).

У США затверджена спеціальна програма заміни системи ILS на систему з використанням DGPS. FAA планує перевірити стан близько 1000 систем ILS і замінити їх на систему LAAS I категорії ІКАО. Необхідність обладнати літак для роботи із чотирма різними системами автоматичної посадки привела до створення авіаційними фірмами багаторежимного приймача (MMR). З його допомогою пілот у польоті вибирає систему посадки конкретного аеропорту й виконує захід на посадку й посадку по процедурі системи ILS. На останніх серіях літаків фірм Boeing і Airbus установлюються MMR, крім того для заміни старого встаткування літаків попередніх серій використовуються цифрові й аналогові блоки.

### 1.1.3. Системи навігації і посадки

"На сучасних літаках встановлюються різноманітні навігаційні системи, які допомагають пілоту керувати літаком по заданому курсу і виконувати передпосадкові маневрування. Основним міжнародним засобом радіонавігації являються все направленні азимутальні радіомаяки УКВ-діапазону. Міжнародна радіотехнічна система близької навігації DME забезпечує визначення нахилу дальності ЛА до радіомаяків DME, які розташовані на всіх регіонах земної кулі. Російська радіотехнічна система ближньої навігації РСБН являється основним засобом ближньої навігації військових і цивільних літаків всіх типів в Росії і СНД..."

#### VOR & ILS

Міжнародна радіотехнічна система близької навігації VOR забезпечує визначення магнітного пеленгу ЛА відносно радіомаяків VOR, які розташовані на всіх регіонах земної кулі.



Міжнародна радіотехнічна система інструментальної посадки літаків ILS метрового діапазону радіохвиль знаходиться нарівні з GLS і MLS міжнародної системи посадки.



Система ILS забезпечує захід на посадку і посадку літаків в більшості аеропортів світу по I, II і III категоріям ІКАО.

### DME

Міжнародна радіотехнічна система ближньої навігації DME забезпечує визначення нахиленої дальності ЛА до радіомаяків DME, які розташовані на всіх регіонах земної кулі.



Система може експлуатуватися окремо від системи VOR, забезпечуючи одночасне визначення нахиленої дальності ЛА до декількох радіомаяків DME.

MLS Міжнародна радіотехнічна система інструментальної посадки літаків сантиметрового діапазону радіохвиль забезпечує захід на посадку і посадку літаків в аеропортах зі складним рельєфом місцевості і високою інтенсивністю виконуючих посадок.

## РСБН & ПРМГ

Російська радіотехнічна система ближньої навігації РСБН являється основним засобом ближньої навігації військових і цивільних літаків всіх типів Росії і СНД. Використовується і військовою авіацією ряду іноземних країн.



Система забезпечує визначення азимута і нахиленої дальності літака відносно радіомаяків РСБН з великою точністю в порівнянні із іноземними системами VOR і DME. Російська радіотехнічна система інструментальної посадки літаків ПРМГ дециметрового діапазону радіохвиль являється основною системою посадки російських військових літаків.

Обладнання системи посадки складається із двох приводних радіостанцій із МРМ (дальня й ближня) і призначено для приводу повітряного судна, у район аеродрому, виконання передпосадочного маневру й заходу на посадку. Далека приводна радіостанція (ДПРС) і МРМ призначені для приводу повітряного судна в район аеродрому, виконання передпосадочного маневру, витримування курсу посадки й забезпечення роботи в мікрофонному режимі. Ближня приводна радіостанція (БПРС) і МРМ призначені для витримування повітряного судна курсу посадки. Дальня приводна радіостанція й ближня приводна радіостанція крім роботи на

основних частотах повинні забезпечувати роботу й на резервних частотах 355 КГц і 725 КГц.

На напрямках ЗПС, обладнаних РМС, ДПРС і БПРС розміщуються в місцях установки МРМ РМС, а на напрямках ЗПС, не обладнаних РМС, ДПРС і БПРС установлюються на видаленнях, що відповідають розміщенню МРМ РМС, при цьому антена БПРС повинна бути розміщена не більше ніж на  $\pm 15$  м убік від осьової лінії ЗПС. У тих випадках, коли системи ОСП установлені на протилежних напрямках однієї, і тієї ж ЗПС і мають однакові привласнені частоти, повинні бути вжиті заходи, що виключають можливість одночасної роботи обох систем або двох ОПС на одній частоті. Для забезпечення аварійного радіозв'язку з повітряними судами організується канал передачі команд диспетчера центра (пункту) ОВД через дальню приводну радіостанцію або окрему приводну радіостанцію (аеродромну). Радіомаякова система інструментального заходу повітряного судна на посадку (РМС) складається з комплексу наземного й бортового радіотехнічного встаткування й призначена для забезпечення одержання на борті повітряного судна й видачі екіпажу й у систему автоматичного керування інформації про значення й знак відхилення від номінальної траєкторії зниження, а також для визначення моментів прольоту характерних крапок на траєкторії заходу на посадку.

До складу РМС входять курсовий радіомаяк (КРМ), глісадний радіомаяк (ГРМ) і маркерні радіомаяки (МРМ). Курсовий радіомаяк (КРМ) являє собою наземний радіотехнічний пристрій, що випромінює в простір радіосигнали, що містять інформацію для керування повітряним судном щодо посадкового курсу при виконанні заходу на посадку до висоти ухвалення рішення. Антена КРМ установлюється на продовженні осьової лінії ЗПС, бічний зсув антени КРМ від продовження осьової лінії ЗПС не допускається.

## 1.2. Інструкції, щодо заходу на посадку та посадки на коротку ЗПС

При посадці на коротку ЗПС пілота підстерігає набагато більше небезпек, ніж просто розлад від виїзду за розмітку або сигнальні вогні при посадці на злітно-посадкову смугу підготовленого аеродрому. Те ж саме стосується і зльоту з короткою майданчика ЗПС.

«Широка страна моя родная, багато в ній полів лісів і річок ..», - знайомі всім з дитинства рядки. У нас найбільша країна, але не так багато підготовлених в ній посадочних майданчиків для польотів приватних літаків. Звичайно, можна літати по прокладених шляхах, але набагато цікавіше відчутти себе дослідником, і відправитися в далеку льотну подорож, наприклад, до моря. У польоті може виникнути ситуація, коли необхідно буде здійснити посадку в незнайомій вам місцевості на коротку ЗПС або на майданчик з м'яким ґрунтом.

У зв'язку з цим ми хотіли б поділитися з вами деякими рекомендаціями, які можуть бути використані для того, щоб допомогти вам вийти з таких ситуацій з мінімальними ризиками і втратами.

Точно так же, як і при виконанні коротких злетів, тут важливо чітко дотримуватися деяких правил. При короткій посадці на ЗПС цими правилами будуть:

- Початкове відсутність сумнівів у позитивному результаті
- Місце дотик ВПП краще на самому початку, якщо нічого цього не заважає
- Заздалегідь планування місця торкання

- Приземлення на мінімальній швидкості

## Інструкція по виконанню посадки на коротку ЗПС по крокам



1. Захід на посадку починається відповідно до стандартної процедури: після виконання необхідних розворотів і заходу на посадкову глисаду, випускаються закрилки. За допомогою тяги двигуна і кута тангажу виставляється нормальна посадкова швидкість.
2. Далі коригуємо посадкову траєкторію візуально. У загальному випадку ми повинні знаходитися на мінімально можливій висоті над порогом (торцем) посадкового майданчика, якщо нічого не заважає. Контролювати наближення порога ЗПС потрібно через вітрове скло. Якщо після вирівнювання літака поріг рухається вниз, повз нас, то місце торкання буде далі, ніж був зроблений розрахунок, якщо вгору, то місце торкання буде ближче. Завдання пілота в тому, щоб поріг утримувати на одному місці за рахунок зміни тяги двигуна і кута тангажу. Причому чим ближче ми до порогу ЗПС, тим краще ми



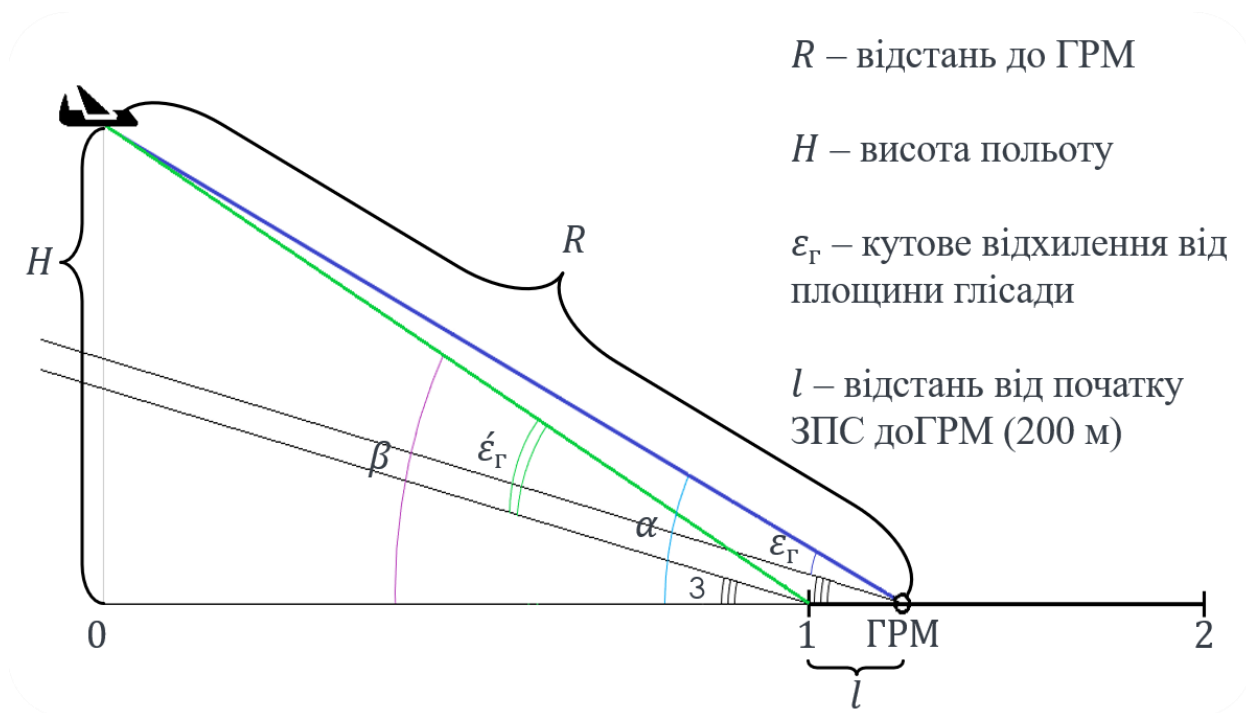
3. У момент перетину порога ЗПС слід зменшити швидкість до мінімально можливої. Мінімально можлива швидкість - це швидкість звалювання плюс деякий запас, як захист від можливих поривів вітру, і щоб відчувати себе господарем становища. Готуємося до торкання. Тут важливо зрозуміти, що якщо нас щось не влаштовує: ми не правильно порахували точку дотику, швидкість висока, то на цьому етапі є можливість дати газу і піти на друге коло, потім такої можливості не буде.
4. Плавно піднімаємо ніс, збільшуємо аеродинамічний опір літака, торкаємося смуги. Тут кілька важливих моментів: до самого останнього моменту боріться з сильним бажанням підняти ніс літака вгору, в посадочне положення. Також не варто працювати ручкою управління двигуном (РУД) занадто різко. Газ слід прибирати поступово, поки літак не торкнеться землі і не почне на ній встановлюватися. Головне, щоб він не гепнувся на землю і не «скозліл», при «козлів» (стрибках) посадкова дистанція буде збільшуватися і можливостей гальмувати не буде.
5. Після торкання смуги прибираємо закрилки і штурвал в попереднє положення - рухом від себе. Сенс в тому, щоб завантажити повністю переднє колесо.
6. Починаємо плавно гальмувати. Намагайтеся уникнути ковзання коліс, тому що при ковзанні шасі гальмувати не буде.

Підхід до аеродрому і захід на посадку пов'язані з поступовим зменшенням швидкості повітряного судна. Оскільки величина підйомної сили крила знаходиться в прямій залежності і від швидкості, і від площі крила, для підтримки підйомної сили, достатньої для утримання машини від звалювання в штопор, потрібна площа крила збільшити. З цією метою використовуються елементи механізації - закрилки і предкрилки. Закрилки і предкрилки виконують ту ж роль, що і пір'я, які віялом розпускають птиці, перед тим як опуститися на землю. При досягненні швидкості початку випуску механізації КВС дає команду на випуск закрилків і практично одночасно - на збільшення режиму роботи двигунів для запобігання критичної втрати швидкості через зростання лобового опору. Чим на більший кут відхилені закрилки / предкрилки, тим більший режим необхідний двигунів. Тому чим ближче до смуги відбувається остаточний випуск механізації (закрилки / предкрилки і шасі), тим менше буде спалено палива.

### 1.3. Перерахунок параметрів управління при заході на коротку ЗПС

Враховуючи усі можливі чинники зменшення величини посадочної дистанції, робимо висновок, що навіть абсолютно правильного виконання інструкцій заходу на посадку та безпосередньо посадки літального апарату на ЗПС може бути недостатньо для успішного її завершення (особливо, роблячи поправку на можливий вплив людського фактору).

Так, як співпадіння декількох факторів, що впливають на посадочну дистанцію, наприклад: несприятливі погодні умови, гірська місцевість та нахил злітно-посадкової полоси з негативним кутом, або інші, водночас можуть спричинити суттєве зменшення цієї дистанції і призвести до катастрофи, було запропоновано збільшити крутизну нахилу площини глісади та перерахунок точки приземлення з глісадного радіо маяка на початок (поріг) ЗПС, що розташований на відстані 200 м. від ГРМ.



0 – Положення літака на площині землі,

1 – Початок ЗПС,

2 – Кінець ЗПС,

3 -  $\theta_{\Gamma}$  (кут нахилу глісади)

Перерозрахунок нових параметрів керування за даною формулою передбачає необхідність у отриманні певних даних.

А саме:

$R$  – відстань до ГРМ

$H$  – висота польоту

$\varepsilon_{\Gamma}$  – кутове відхилення від площини глісади

$l$  – відстань від початку ЗПС до ГРМ (200 м)

Виходячи з графіку, маємо:

$$\alpha = \theta_{\Gamma} + \varepsilon_{\Gamma}$$

$$\beta = \theta_{\Gamma} + \acute{\varepsilon}_{\Gamma}$$

Оскільки точний кут нахилу площини глісади невідомий, виразимо його з формули вище:

$$\theta_{\Gamma} = \alpha - \varepsilon_{\Gamma}$$

Врахувавши тригонометричні відношення кутів, маємо:

$$\alpha = \arcsin \frac{H}{R}$$

$$\beta = \arctg \frac{H}{\sqrt{R^2 - H^2} - l}$$

Із рівнянь кутів  $\alpha$  та  $\beta$  виразимо шуканий сигнал кутового відхилення положення літака від площини глісади проведеної з порогу ЗПС,  $\acute{\varepsilon}_{\Gamma}$ :

$$\acute{\varepsilon}_{\Gamma} = \beta - \alpha + \varepsilon_{\Gamma}$$

Отже, формула перерахунку має вигляд:

$$\epsilon_r = \operatorname{arctg} \frac{H}{\sqrt{R^2 - H^2} - l} - \operatorname{arcsin} \frac{H}{R} + \epsilon_r$$

Загальна формула, що використовується для розрахунку відстані, необхідної для спуску, становить "3 рази від висоти", де використовується "висота" у кількох тисячах футів. Більш точну цифру отримують за допомогою:

(3 x висоти) + (1 нм на 10 вузлів втрат швидкості) + (1 нм на 10 вузлів хвоста)

"Зниження швидкості" у вищевказаній формулі є різницею між максимальною швидкістю, що використовується під час спуску, і мінімальною швидкістю нульового закрилка. Для середнього випадку максимальної швидкості, використовуваної під час спуску 300 вузлів і мінімальної швидкості нульового клапана 210 вузлів, це дасть корекцію 9 нм. Додайте до подібних випадків, коли під час спуску існує хвостовий вітер 50 вузлів - 100 вузлів, і видно, що корекції в районі 15 нм - 20 нм можуть вимагатися для того, щоб дати точний розрахунок відстані, ніж загальне використання правило "3 рази висоти". Навіть без хвостового вітру необхідні поправки в області 7 нм - 10 нм для втрати швидкості.

Якщо під час початкових етапів спуску літальний апарат перевищує профіль ідеального спуску (наприклад, на висоті 30000 футів), то, як правило, має бути достатньо часу, щоб здійснити відповідні дії (наприклад, за допомогою швидкісного гальма) для відновлення та відновлення ідеального профілю спуску. Однак на більш пізніх етапах спуску стає набагато важче відродитися від того, щоб бути високим у профілі, оскільки існує менша відстань і час, доступний для цього. Тому важливо розуміти, що льотні екіпажі повинні використовувати розширену формулу на більш пізніх етапах спуску, оскільки відстань, необхідна для зменшення швидкості і збільшеної відстані, необхідна внаслідок хвостового вітру, є реальністю і тому не може бути проігнорована. Як приклад, якщо літак знаходиться на відстані 15 нм від приземлення на висоті 5000 футів і швидкості 250 вузлів, можна подумати, що, використовуючи правило «3 рази висоти», літак цілком у профілі. Проте, у такому випадку може виявитися важким або неможливим зменшити швидкість, необхідну для посадки, зберігаючи або намагаючись відновити необхідний профіль кінцевого підходу (тим більше, якщо існує хвостовий вітер). Отже, це може означати, що або скорочення швидкості повинно бути розпочато раніше для того, щоб прибути на 15 нм на 5000 футів, але цього

разу вже на мінімальній швидкості нульового клаптя або повільніше, або що, якщо це можливо, літак повинен бути на висоті 4000 футів на 15 нм і швидкість 230 вузлів, щоб літаки потім могли літати на дуже дрібному шляху спуску для того, щоб полегшити зниження швидкості і потім прибудуть на ідеальному профілі кінцевого підходу на 11 нм на 3600 футів на правильній швидкості з початковими етапами клаптя розгорнуто.

Коли літак вище ідеального профілю спуску, швидкість-гальмо часто використовується для збільшення швидкості спуску і кута спуску для того, щоб повернути ідеальний профіль. Зауважимо, що внаслідок аеродинамічних рівнянь ефективність швидкісного гальма є функцією швидкості і, отже, її ефективність зменшується зі зменшенням швидкості. При швидкості нижче 250 вузлів ефективність використання швидкісного гальма для відновлення від ідеального профілю спуску часто незначна. Таким чином, не слід заохочувати розуміння того, що швидкісний гальмо завжди можна використовувати для відновлення від того, що він вище ідеального профілю спуску, особливо коли ситуація, що розглядається, наближається до остаточного підходу.

Під час або наближення до кінцевого підходу, якщо літак знаходиться над ідеальним профілем спуску, часто ходова частина буде знижена раніше, ніж це було б інакше, оскільки це створює велике перетягування і, отже, значно збільшує шлях спуску. Часто це відбувається при повороті на кінцевий підхід і перебування вище ідеального шляху кінцевого підходу (наприклад, перехоплення ILS і перебування «над ковзанням») або при польоті вниз і переходу на «візуальний контур» від спочатку запланованого (довше) відстань) 'інструмент візерунок'.

FMS створить точку «Top Of Descent» (TOD). Зазвичай це відображається на навігаційному дисплеї (ND) як символ "TD". Розрахована точка TOD буде такою, що призведе до безперервного спуску холостого ходу від рівня крейсерського рівня до точки на кінцевому підході, де шасі і посадочна заслінка розгорнуті, і тяга збільшується, як це необхідно для підтримки кінцевого профілю наближення. Виключення з цього, коли обмеження спуску вводяться в FMS, FMS, таким чином, змінить профіль спуску відповідно для досягнення обмежень на спуск. Розрахунок точки TOD буде враховувати відстань, необхідну для зменшення швидкості до кінцевої швидкості підходу, і буде включати інші фактори, які впливають на відстань, необхідну для спуску, наприклад, компонент вітру хвоста / голови і швидкість спуску (як визначено витратами) індекс).

Зауважимо, що завдяки законам фізики збільшення швидкості спуску призводить до зменшення відстані, необхідної для спуску. Хоча при такому збільшенні швидкості спуску це, таким чином, призведе до збільшення

відстані, необхідної для зниження швидкості до швидкості підходу (або нульової швидкості закрилка, як використовується в формулі відстані від спуску), збільшення швидкості спуску призведе до загального зниження відстань. Таким чином, індекс вартості буде впливати на точку TOD.

Для того, щоб FMS обчислила реалістичну точку TOD, віртуальний екіпаж повинен вводити правильний спуск вітру. Якщо сходи вітру вводяться неправильно, і тому не повторюють умови, які будуть відчуватися в реальності, будь-яка така передбачена точка TOD, таким чином, буде неточна. Якщо неточність така, що фактичний хвостовий вітер більше, ніж введений в FMS, то це означає, що FMS, обчислена точка TOD відбувається пізніше, ніж необхідна точка TOD для фактичних умов. У такому випадку, якщо починається спуск в точці FOD, обчисленої TOD, літак буде вище профілю спуску, необхідного для фактичних умов, і, отже, не може досягти наступних обмежень на спуску або бути нездатним стати стабілізованим на кінцевому підході ( див. далі розділ щодо критеріїв «стабілізованого підходу»). Залежно від тяжкості неточності, використання інших заходів, таких як використання швидкісного гальма, все ще може зробити неможливим досягнення обмежень на спуск або стабілізованого підходу. Тому важливо, щоб екіпаж перевірів, що швидкість спуску FMS є доречною, і що вітри FMS-спуску є правильними для успішного і комфортного спуску і остаточного підходу. Що стосується досягнення обмежень по спуску, якщо екіпаж забуде або неправильно введе обмеження спуску або швидкість спуску або вітер спуску, як описано вище, то повітряне судно може бути не в змозі досягти обмеження спуску. Обмеження на спуск вводяться в FMS, вводячи необхідні цифри в блокнот FMS, вибираючи відповідну точку, до якої застосовується обмеження, а потім натиснувши кнопку "Execute" на клавіатурі FMS. Якщо обмеження має бути "вище" або "нижче", тоді типowo "A" або "B" додаються до чисел відповідно для досягнення цього, наприклад "230B".

## 2. Розробка алгоритмів приземлення на коротку ЗПС

Під короткою ЗПС будемо розуміти не лише малу за розмірами ЗПС, але і ЗПС у якої величина фактичної посадочної дистанції по тим чи іншим причинам збільшена. Характерний перелік самих коротких ЗПС світу приведені в додатку 1.

### 2.1. Особливості посадки на коротку ЗПС

#### *Чинники, що впливають на величину посадочної дистанції.*

Викочування на кінцеву смугу безпеки складають 12% від числа льотних подій при заході на посадку і посадці. Розуміння чинників, що впливають на величину посадочної дистанції, може сприяти скороченню викочувань на ЗПС.

#### *Визначення поняття – посадочна дистанція.*

Слід розглянути два поняття посадочної дистанції:

- *Фактична посадочна дистанція* – це дистанція, що розташовується для виконання посадки і повної зупинки ЛА (на сухій ЗПС) після перетину порогу ЗПС на висоті 50 футів. Значення фактичної посадочної дистанції завжди береться за основу при розрахунках посадочної дистанції у польоті.

- *Потрібна посадочна дистанція* – це значення посадочної дистанції, отримане в результаті множення на нормативний коефіцієнт. Потрібна посадочна дистанція застосовується в цілях плануванні польоту (тобто, для вибору основних, запасних аеродромів і аеродромів для аварійної посадки). Фактичні посадочні дистанції визначаються в результаті сертифікаційних випробувань без застосування реверсу. Рисунки 2.1.1 і 2.1.2 ілюструють визначення фактичною і потрібною посадочних дистанцій відповідно до норм European JAA / U.S.FAA / U.K.CAA. потрібна посадочна дистанція JAA/FAA.

<i>Кафедра АКІК</i>				<i>НАУ 20 16 06 000 ПЗ</i>			
<i>Виконала</i>	<i>Сидоренко М. В.</i>			Система автоматичного управління посадкою з прогнозуючою моделлю	<i>Лім.</i>	<i>Арк.</i>	<i>Аркушів</i>
<i>Керівник</i>	<i>Філяшкін М. К.</i>						
<i>Консул-т</i>							
<i>Н.контр.</i>	<i>Тупіцин М.Ф.</i>				<i>204М.151</i>		
<i>Зав. каф.</i>	<i>Синєглазов В.М.</i>						



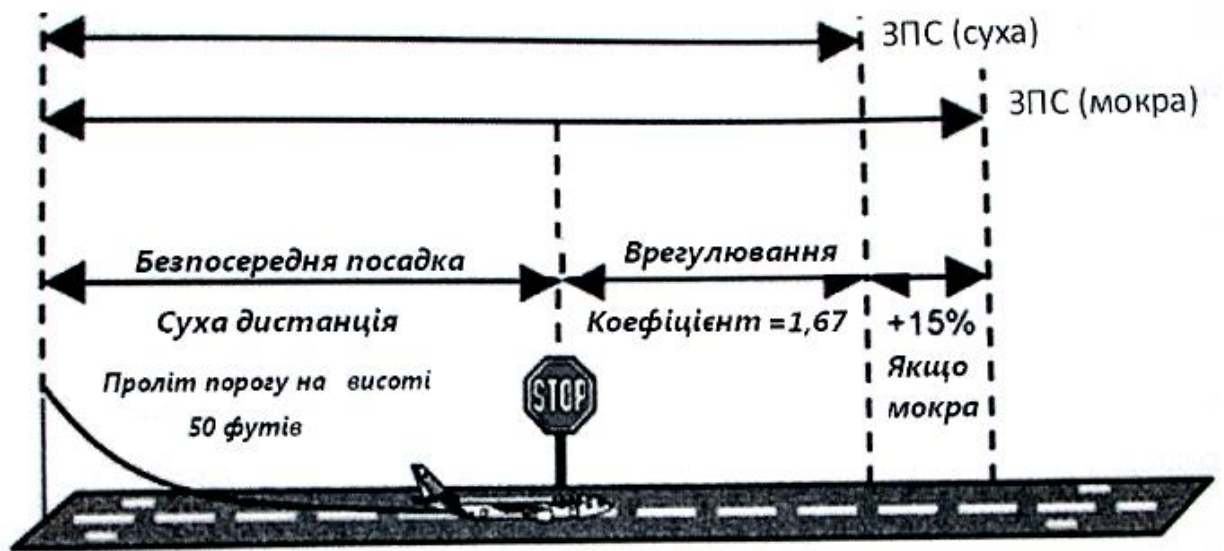


Рис.2.1.1

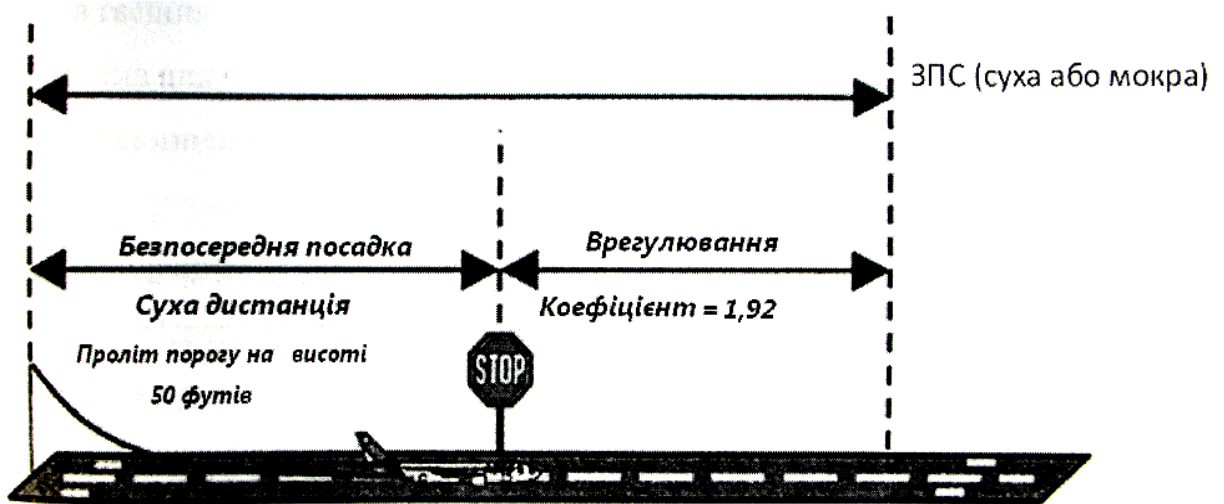


Рис.2.1.2

На величину фактичної посадочної дистанції роблять вплив наступні різні чинники, що знижують нормативний запас:

- Висота аеродрому або знижений атмосферний тиск (QNH) (тобто, збільшена шляхова швидкість);
- Ухил ЗПС (негативний);
- Стан поверхні ЗПС (тобто, характер і глибина шару опадів: волога ЗПС, покрита шаром води, снігу або льоду);
- Вітер (наприклад, попутна складова);
- Тип гальмування (тобто, педалями, автоматичне гальмування, реверс);

- Застосування поправок до швидкості заходу на посадку;
- Техніка виконання посадки (тобто точність швидкості і висоти прольоту порогу ЗПС, зменшення режиму роботи двигунів і техніка вирівнювання);
- Відхилення від стандартних процедур (тобто пропуск підготовки режиму автоматичного випуску наземних спойлерів);
- Умови вильоту згідно MEL і DDG (тобто, несправність реверсу, гальмівних пристроїв, автомата розгальмування, наземних спойлерів); і відмови систем у польоті, що впливають на швидкість заходу на посадку (зростання), ефективність засобів гасіння підйомної сили і гальм.

### ***Перевищення аеродрому:***

Перевищення аеродрому або, відповідно, низький атмосферний тиск приводить до підвищеної дійсної і шляхової швидкості, отже, збільшенню посадочної дистанції. Перевищення аеродрому 1000 футів або відповідне падіння атмосферного тиску (QNH менше 980 паскаль) збільшують посадочну дистанцію на 5 - 10% . Ухил ЗПС (негативний ухил) впливає на посадочну дистанцію при посадці без застосування автомата гальмування. Автомат гальмування забезпечує вибране екіпажем постійне значення швидкості уповільнення незалежно від ухилу ЗПС. Наприклад, 1% негативного ухилу ЗПС збільшує посадочну дистанцію на - %. Проте цей ефект враховують тільки при ухилі ЗПС більше 2%. Стан поверхні ЗПС, не дивлячись на те, що шар опадів на ЗПС збільшує опір руху коліс і аеродинамічний опір, він одночасно знижує ефективність гальмування. Наступні поправочні коефіцієнти посадочної дистанції типові для ЗПС, покритих шаром опадів:

- Волога – 1.3 – 1.4;
- Вкрита шаром води або слякоті ЗПС – 2.0 – 2.3;
- Утрамбований сніг – 1.6 – 1.7;
- Лід – 3.5 – 4.5.

## ***Вітер***

Відповідно до сертифікаційних вимог і правил експлуатації розрахункові значення дистанцій враховують:

- 50% стрічною складовою вітру;
- 150% попутній швидкості вітру, що є його складовою.

*Примітка:* При поривчастому бічному вітрі відсутність інформації про попутну складову вітру не означає її відсутності. Її наявність може бути не відмічена і тому не врахована.

## ***Швидкість прольоту порогу ЗПС***

Величина фактичної посадочної (LD) дистанції прямо-пропорційно залежить від кінетичної енергії ЛА (E), яку необхідно погасити на пробігу. Кінетична енергія ЛА певної маси (GW), що зберігає над порогом ЗПС постійну швидкість (V app) рівна:

$$E = 1/2 GW (VAPP)^2$$

При незмінній посадочній масі (GW) будь-яке збільшення швидкості (поправка або відхилення) в порівнянні з розрахунковою швидкістю заходу на посадку (V app) приводить, відповідно, до збільшення кінетичної енергії ( $\Delta E$ ):

$$\Delta E (\text{в } \%) = 2 \times \Delta VAPP (\text{в } \%)$$

Відповідно, приріст посадочної дистанції ( $\Delta LD$ ), прямою функцією кінетичної енергії, що є:

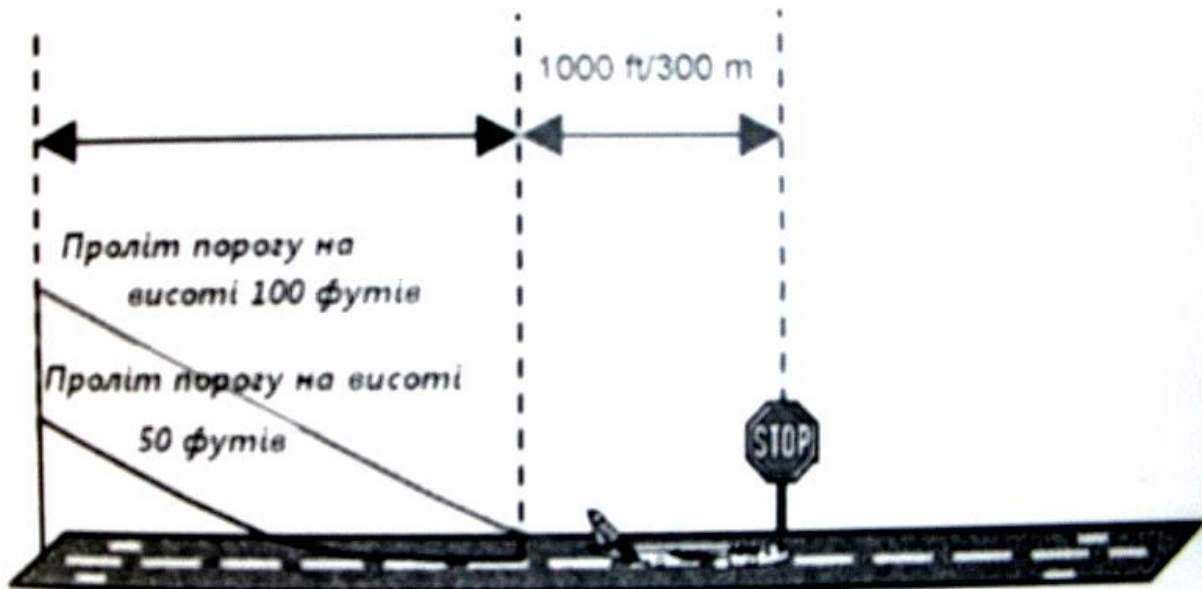
$$\Delta LD (\text{в } \%) = 2 \times \Delta VAPP (\text{в } \%)$$

*З погляду пілота:* збільшення швидкості заходу на посадку на 10% приведе до збільшення посадочної дистанції на 20%.

*Примітка:* Це правило припускає нормальний профіль вирівнювання і приземлення (тобто без витримки над ЗПС для гасіння швидкості).

## ***Висота прольоту порогу ЗПС.***

Проліт порогу ЗПС на висоті 100 футів збільшує посадочну дистанцію в середньому на 1000 футів (300м), незалежно від стану ЗПС і типу ПС.



### ***Техніка вирівнювання.***

Тривала витримка ПС над ЗПС: гасіння надлишку швидкості збільшує посадочну дистанцію ще більше.

*З погляду пілота:* збільшення швидкості заходу на посадку на 10% приведе до збільшення посадочної дистанції на 20%.

- 10% при нормальному вирівнюванні і приземленні (тобто, гальмування на землі);

- 30% при тривалій витримці (тобто, гальмування в повітрі). Приземлення при тязі двигунів меншого газу з метою зменшення надлишку вертикальної швидкості або запобігання грубому приземленню приводить до:

- Посадки з перельотом;
- Не випуску наземних спойлерів. При цьому підвищується небезпека зльоту і подальшого грубого приземлення.

### ***Несправності систем ПС:***

Несправності систем літака, наприклад, часткова втрата тиску в гідросистемі можуть зробити складний вплив на швидкість заходу на посадку і на величину посадочної дистанції, зокрема:

- Застосування поправок до швидкості заходу на посадку із-за несправності закрилків або предкрилків;

- Застосування поправок до швидкості заходу на посадку із-за несправності елеронів (тобто, для збереження запасу маневреності / керованості);

- Збільшення посадочної дистанції при несправності системи гальмування (тобто, зниження ефективності гальмування).

Поправки до швидкості заходу на посадку і коефіцієнти збільшення посадочної дистанції для всіх видів несправностей систем ПС містяться в QRH.

Отже, при розрахунку посадочної дистанції застосування поправок до швидкості заходу на посадку із-за несправності ступні чинники повинні бути враховані відповідно до правил QRH:

- Несправності, допустимі згідно MEL / DDG;
- Відмови, виявлені у польоті;
- Метеорологічні умови (тобто, відкладення льоду / умови обмерзання);
- Вітер (тобто, сила вітру, величина поривів і прогнозоване зрушення вітру);
- Перевищення аеродрому;
- Ухил ЗПС;
- Стан ЗПС (тобто, характер і глибина шару опадів);
- Застосування гальмівних пристроїв (тобто, реверсу, автомата гальмування).

Тобто, існують умови, коли необхідно забезпечити дуже точне приземлення з ціллю скорочення довжини посадочної смуги.

## 2.2. Модифікація алгоритмів приземлення на коротку ЗПС

Система заходу на посадку повинна мати два режими : "На стандартну ЗПС" і "На КЗПС".

В режимі "На КЗПС" пропонується:

Для зменшення посадочної дистанції і збільшення точності приземлення пропонується: при дії вертикальних вітрових збурень, які змінюють експоненту і відповідно точку приземлення, коректувати постійну часу  $T$  так, щоб при відхиленні від поточної вертикальної швидкості, крутизна експоненти змінювалася, а точка перетину експоненти з рівнем ЗПС залишалася незмінною.

Інформацію про відхилення ПС від поточної експоненти можна отримати по величині неспівпадання  $V_y$  і  $V_{y_{зад}}$ . Відповідно до цього неспівпадання необхідно пропорційно змінювати постійну часу  $T$ :

$$T=f(\Delta V_y)$$

Однак така функціональна залежність змінює постійну часу  $T$  тільки на короткотривалих проміжках часу (коли  $\Delta V \neq 0$ ). Тому в роботі по результатам експерименту запропонована інша залежність:

$$T=f\left(\int \Delta V_y dt\right).$$

Проте змінювати постійну часу  $T$  можна лише в межах  $T=1\dots 8$  с. тому більш правильно буде записати:

$$T=F_{зад} f\left(\int_1^8 \Delta V_y dt\right).$$

Тоді траєкторія що реалізується при формуванні вертикальної швидкості при посадці на коротку ЗПС буде формуватися у вигляді:

$$\dot{H}_z = -\frac{H + H_{ac}}{T(\Delta V_y)}.$$

Таким чином, при відхиленні літака під впливом збурень від заданої траєкторії траєкторія посадки змінюється, тобто траєкторія будується з нової

точки місцезнаходження літака, але її крутизна стає такою, що точка приземлення (точка дотику до ЗПС) не змінюється.

Додатково для зменшення посадкової траєкторії пропонується змінювати швидкість зниження так, щоб вирівнювання літака починалося не над глісадним маяком, а над порогом ЗПС (на 300м раніше). Для цього пропонується наступний алгоритм перерахунку вертикальної швидкості.

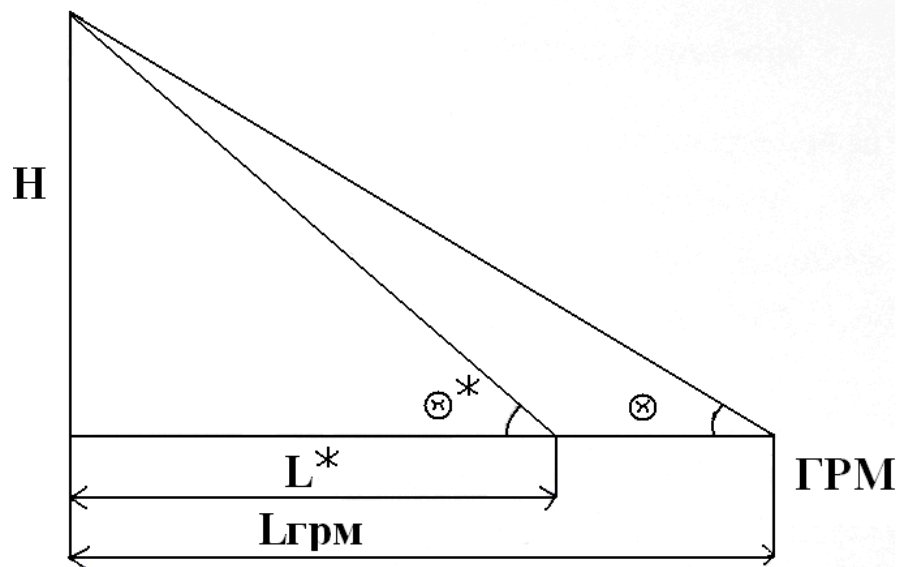


Рис.2.2.1. Посадка на КЗПС.

Ми знаємо, що  $\Theta$  – кут нахилу глісади планерування, який знаходиться за формулою:

$$\Theta \approx \text{tg } \Theta = \frac{H}{L_{\text{ади}}}$$

А використовуючи інформацію про швидкість польоту, розраховується задана вертикальна швидкість

$$V_{Y_c} = V \sin \Theta$$

Таким же чином знаходимо швидкість приземлення на КЗПС:

$$\Theta^* \approx \text{tg } \Theta^* = \frac{H}{L^*}$$

Де  $L^* = L_{\text{ади}} - 300$

Тоді  $V_{Y_c}^* = V \sin \Theta^*$

Отже, для зменшення посадочної дистанції і збільшення точності приземлення було запропоновано: при дії вертикальних вітрових збурень, які змінюють експоненту і відповідно точку приземлення, коректувати постійну часу  $T$  так, щоб при відхиленні від поточної вертикальної швидкості, крутизна експоненти змінювалася, а точка перетину експоненти з рівнем ЗПС залишалася незмінною. Про відхилення ПС від поточної експоненти отримали по величині неспівпадання  $V_Y$  і  $V_{Y_{зад}}$ . Додатково для зменшення посадкової траєкторії було запропоновано змінювати швидкість зниження так, щоб вирівнювання літака починалося не над глісадним маяком, а над порогом ЗПС (на 300м раніше).



### 3. Аналіз контурів та існуючих систем автоматичного управління заходом на посадку. Обґрунтування доцільності отримання інформації про подовження глісади

#### 3.1. Аналіз контурів автоматичного управління

Злітно-посадкові режими відносять до категорій етапів польоту, для яких характерно плавне маневрування. Тому, як правило, контури автоматичного управління траєкторним рухом на цих етапах будують на основі контура управління кутом тангажа.

Структурну схему контура управління на етапі заходу на посадку, що використовує як внутрішній контур – контур управління кутом тангажа, можна побудувати на основі структурної схеми, яка зображена на (рис. 3.1.1),

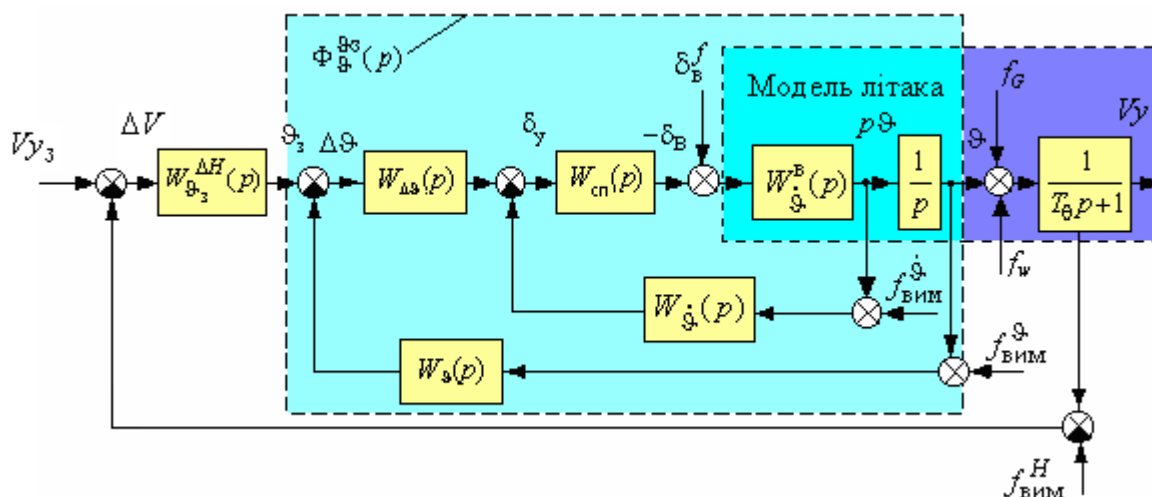


Рис.3.1.1

заміняючи передаточну функцію, що зв'язує зміну висоти польоту з кутом нахилу траєкторії, передаточною функцією  $W_{\epsilon_A}^{\Theta}(\delta) = \frac{\epsilon_A(\delta)}{\Theta(\delta)} = \frac{1}{T_A \delta - 1}$ . У такому вигляді структурна схема зображена на (рис. 3.1.2)

<i>Кафедра АКІК</i>				<i>НАУ 20 16 06 000 ПЗ</i>						
Виконала	Сидоренко М. В.			Система автоматичного управління посадкою з прогнозуючою моделлю	Літ.	Арк.	Аркушів			
Керівник	Філяшкін М. К.									
Консул-т										
Н.контр.	Тупіцин М.Ф.									
Зав. каф.	Синьглазов В.М.									
					<i>204М.151</i>					

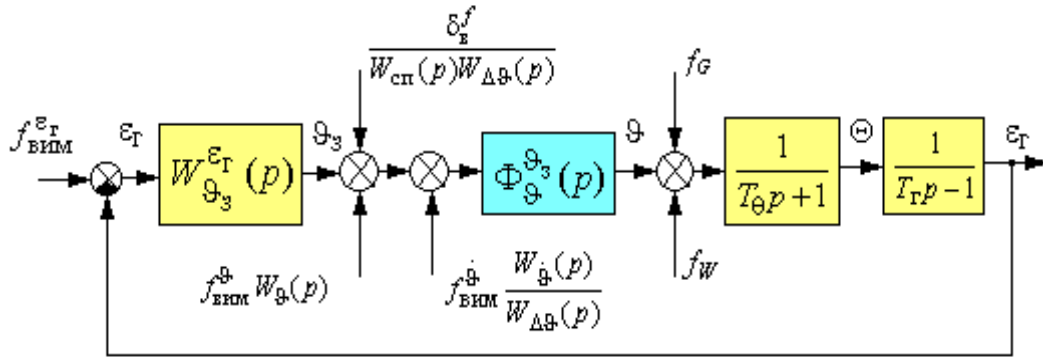


Рис.3.1.2

Якщо за внутрішній контур управління на етапі заходу на посадку використовується статичний автопілот тангажа з жорстким зворотним зв'язком ( $W_{сп}(p)=1$ ), який реалізує закон управління

$$\delta_{\hat{A}} = \hat{E}_g (\vartheta - \vartheta_c) + \hat{E}_g \delta \vartheta, \quad (3.1.1)$$

де  $\vartheta_3$  – задане значення кута тангажа, формується передаточною функцією

$W^{\varepsilon_a}_{g_c}(\delta)$  за інформацією про  $\varepsilon_{\Gamma}$  за різними законами управління. Нестійкість контура управління, яку обумовлює нестійка аперіодична ланка в математичній моделі літака, визначає необхідність формування  $\vartheta_3$  у законі управління (3.1.1) з урахуванням похідної від  $\varepsilon_{\Gamma}$ . Наприклад:

$$\vartheta_c = \frac{-1}{\hat{E}_g} (\hat{E}_{\varepsilon_a} + \hat{E}_{\dot{\varepsilon}_a} \delta) \varepsilon_{\bar{a}}. \quad (3.1.2)$$

Для закону (3.1.2) формування  $\vartheta_3$  передаточна функція  $W^{\varepsilon_a}_{g_c}(\delta)$  має вигляд:

$$W^{\varepsilon_a}_{g_c}(\delta) = \frac{\hat{E}_{\varepsilon_a}}{\hat{E}_g} \left( \frac{\hat{E}_{\dot{\varepsilon}_a}}{\hat{E}_{\varepsilon_a}} \delta + 1 \right). \quad (3.1.3)$$

Для аналізу динаміки необхідно отримати передаточну функцію розімкнутого контура

$$W_{\varepsilon_a}(\delta) = W_{g_{\varepsilon_a}}(\delta) \hat{O}_{g_{\varepsilon_a}}(\delta) \frac{1}{(T_{\Theta} \delta + 1)(T_A \delta - 1)}.$$

Передаточна функція контура тангажа  $\Phi_{g_{\varepsilon_a}}$  була визначена раніше, тому з урахуванням (3.1.4), (3.1.3) отримаємо:

$$W_{\varepsilon_a}(\delta) = \frac{\hat{E}_{iN} \left( \frac{\hat{E}_{\varepsilon_a}}{\hat{E}_{g_{\varepsilon_a}}} \delta + 1 \right)}{(T_A \delta - 1)(T_g \delta + 1) \left( \frac{\delta^2}{\omega_a^2} + 2 \frac{\xi_a}{\omega_a} \delta + 1 \right)}, \quad (3.1.4)$$

де  $\hat{E}_{iN} = \frac{\hat{E}_{\varepsilon_a}}{\hat{E}_{g_{\varepsilon_a}}}$ .

Передаточній функції розімкнутого контура (3.1.4) відповідає ЛАЧХ, що зображена на рис. 3.1.4.

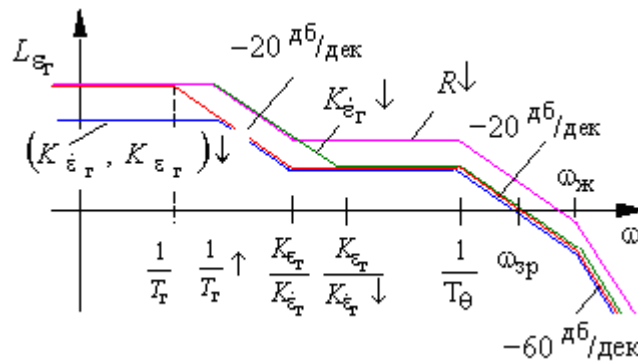


Рис.3.1.4

Нестационарність контура управління призводить до того, що при наближенні до ГРМ ( $R \downarrow$ ) стала часу  $T_r$  зменшується  $\frac{1}{T_A} \uparrow$ . При цьому частота зрізу наближується до високочастотної ділянки ЛАЧХ з нахилом  $-60$  дб/дек, стійкість контура управління погіршується, у перехідних процесах

з'являються коливання з частотою близькою до  $\omega_{ж}$ . Для відновлення попередніх якостей контура управління необхідно в міру наближення до ГРМ зменшувати величину сигналу  $\varepsilon_r$ , тобто передаточні числа  $K_{\varepsilon r}$ ,  $\hat{E}_{\varepsilon_A}$ .

У цьому випадку (рис. 3.1.5) при пропорційному зменшенні  $K_{\varepsilon r}$ ,  $\hat{E}_{\varepsilon_A}$  частота  $\omega_{зр}$  не змінюється й середня ділянка ЛАЧХ, яка визначає якість перехідних процесів у контурі управління, відновлює своє попереднє положення. Але при цьому рівень низькочастотної асимптоти ЛАЧХ, який визначає статичні характеристики контура управління, зменшується, тобто погіршується точність стабілізації літака на глісаді. До речі, структурний аналіз контура управління показує, що при формуванні  $\mathfrak{U}_3$  у вигляді (3.1.2) у контурі буде мати місце статична помилка по відношенню до будь-якого збурення.

Щоб не погіршувати статичні характеристики контура пропонується залишати незмінним передаточне число  $K_{\varepsilon r}$ , а зменшувати тільки при наближенні до ГРМ. У цьому випадку відновлюється положення частоти зрізу  $\omega_{зр}$  на ділянці  $-20$  дб/дек, а значить і якість перехідних процесів у контурі управління. Залишається незмінним і рівень низькочастотної асимптоти, тобто статичні характеристики контура управління не змінюються.

Для поліпшення точнісних характеристик контура управління використовують контури з ізодромним зворотним зв'язком у сервоприводі (використовують інтегровальні властивості сервопривода –  $W_{\text{НІ}} = \frac{T_1 \delta + 1}{T_1 \delta}$ ) або додають інтегральну складову в закон формування  $\mathfrak{U}_3$ . Наприклад:

$$\mathfrak{U}_3 = \frac{-1}{K_g} (K_{\varepsilon_A} + K_{\dot{\varepsilon}_A} \delta + \frac{K_{\varepsilon_A}}{\delta}) \varepsilon_A. \quad (3.1.5)$$

У цьому випадку передаточна функція  $W_{\mathfrak{U}_3}^{\varepsilon_A}(\delta)$  може бути подана як

$$W_{\theta_s}^{\varepsilon_{\bar{A}}}(\delta) = \frac{-1}{K_g} (K_{\varepsilon_{\bar{A}}} + K_{\dot{\varepsilon}_{\bar{A}}} \delta + \frac{K_{\ddot{\varepsilon}_{\bar{A}}}}{\delta}) = \frac{K_{\ddot{\varepsilon}_{\bar{A}}}}{K_g \delta} \left( \frac{K_{\dot{\varepsilon}_{\bar{A}}}}{K_{\ddot{\varepsilon}_{\bar{A}}}} \delta^2 + \frac{K_{\varepsilon_{\bar{A}}}}{K_{\ddot{\varepsilon}_{\bar{A}}}} \delta + 1 \right), \quad (3.1.6)$$

а передаточна функція розімкнутого контура з урахуванням (3.1.6) набуває вигляду:

$$W_{\varepsilon_{\bar{A}}}(\delta) = \frac{\hat{E}_{i\bar{N}} \left( \frac{\hat{E}_{\dot{\varepsilon}_{\bar{A}}}}{\hat{E}_{\ddot{\varepsilon}_{\bar{A}}}} \delta^2 + \frac{K_{\varepsilon_{\bar{A}}}}{K_{\ddot{\varepsilon}_{\bar{A}}}} \delta + 1 \right)}{\delta(T_{\bar{A}} \delta - 1)(T_g \delta + 1) \left( \frac{\delta^2}{\omega_\alpha^2} + 2 \frac{\zeta_\alpha}{\omega_\alpha} \delta + 1 \right)}, \quad (3.1.7)$$

де  $K_{i\bar{N}} = K_{\ddot{\varepsilon}_{\bar{A}}} (K_g)^{-1}$ .

Як і в попередньому випадку в міру наближення до ГРМ  $\left( \frac{1}{T_{\bar{A}}} \uparrow \right)$  частота зрізу ЛАЧХ, що відповідає передаточній функції (3.1.7), зміщується (рис. 3.1.6), тобто порушуються умови забезпечення прийнятних динамічних характеристик контура управління. Зменшення сигналу  $\varepsilon_r$  пропорційно зменшенню дальності до ГРМ (одночасне зменшення передаточних чисел  $K_{\varepsilon_{\bar{A}}}, K_{\dot{\varepsilon}_{\bar{A}}}, K_{\ddot{\varepsilon}_{\bar{A}}}$ ) не впливає на статичні властивості контура управління (низькочастотна асимптота ЛАЧХ має нахил  $-20$  дБ/дек), а динамічні характеристики контура управління при цьому залишаються незмінними (рис. 3.1.6, середня ділянка ЛАЧХ).

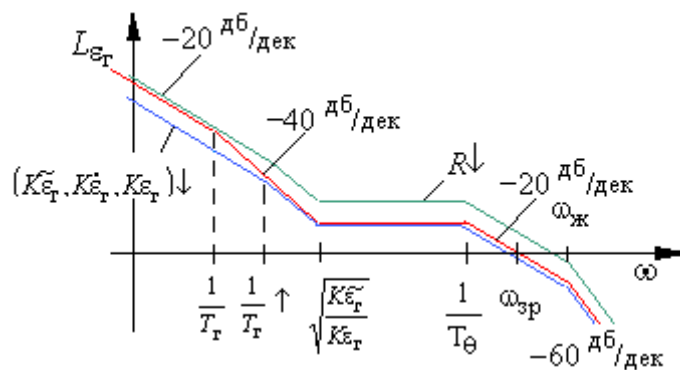


Рис.3.1.6

Якщо за внутрішній контур використовують автопілот тангажа з ізодромним зворотним зв'язком у сервоприводі

$$\frac{T_1 \delta}{T_1 \delta + 1} \delta_{\dot{A}} = K_g (\vartheta - \vartheta_c) + K_{\dot{\vartheta}} \delta \vartheta, \quad (3.1.8)$$

$$\text{де } \vartheta_c = \frac{1}{K_g} (K_{\varepsilon_{\dot{A}}} + K_{\varepsilon_{\dot{A}}} \delta) \varepsilon_{\dot{A}},$$

то засоби боротьби з нестационарністю залишаються такі ж самі. Але контур управління з законом (3.1.8) у порівнянні з астатичним контуром, що реалізує закон управління (3.1.5) має гірші статичні характеристики. У контурі будуть мати місце статичні помилки при дії вітрових збурень, при наявності похибок вимірювання кута тангажа та кутової швидкості.

Перетворюючи закон управління (3.1.8) до вигляду

$$\frac{T_1 \delta}{T_1 \delta + 1} \delta_{\dot{A}} = (K_{\varepsilon_{\dot{A}}} + K_{\varepsilon_{\dot{A}}} \delta) \varepsilon_{\dot{A}} + K_g \frac{T_g \delta}{T_g \delta + 1} \vartheta + K_{\omega_z} \frac{T_{\omega_z} \delta}{T_{\omega_z} \delta + 1} \omega_z, \quad (3.1.9)$$

можна позбутися основних недоліків у статичних характеристиках контура з ізодромним зворотним зв'язком.

Нагадаємо, що отримувати інформацію про відхилення літака від глісади можна тільки при наявності самої глісади. А при аналізі існуючих систем посадки підкреслювалося, що поблизу ГРМ глісади вже не існує, тому виникає проблема побудови на цьому етапі певних контурів автоматичного управління. Тож проведемо аналіз існуючих систем автоматичного управління заходом на посадку з метою виявлення способів розв'язання цієї проблеми.

### 3.3. Аналіз існуючих систем автоматичного управління заходом на посадку

На відміну від існуючих вітчизняних систем заходу на посадку ВСУП-85 у поздовжньому каналі здійснює управління не за кутом тангажа, а за вертикальним прискоренням. Це дозволяє поліпшити точність стабілізації при змінах конфігурації літака, швидкості польоту, а також при дії на літак вітрових збурень.

Сигнал вертикальної швидкості використовується для демпфірування (в існуючих системах демпфірування здійснюється сигналом похідної від  $\varepsilon_r$  – основного джерела завад).

Алгоритм управління заходом на посадку в бічному каналі системи ВСУП-85 передбачає три функції: “Вихід на курсову зону”, “Стабілізацію курсової зони” і “Доворот – пробіг”.

Основні вимоги при виході на курсову зону, яке реалізується за законом управління (3.4),

$$\gamma_{\zeta} = F_{\dot{\alpha}0}^{\gamma} \left( K_{\varepsilon_{\dot{\varepsilon}}} \varepsilon_{\dot{\varepsilon}} + \frac{\partial}{T_{\dot{\varepsilon}}} K_{\varepsilon_{\dot{\varepsilon}}} \varepsilon_{\dot{\varepsilon}} \right) + K_{\psi} F_{\psi} \Delta\psi + K_{\dot{\psi}} F_{\dot{\psi}} \frac{\partial}{T_{\dot{\psi}}} \Delta\psi \quad (3.3.1)$$

це мінімум часу та перегулювання в границях обмежень на кут і кутову швидкість крену. На етапі стабілізації курсової зони забезпечується мінімум похибки. Функція “Доворот” потребує зведення до мінімуму похибки бічної складової швидкості та положення літака при приземленні з одночасною мінімізацією кутової похибки  $\psi - \psi_{ЗПС}$  при крені, що наближується до нуля. На етапі "пробігу" мінімізується похибка стабілізації літака на осі ЗПС.

Режим вмикається при натисненні на пульті керування САУ кнопок “Посадка” або “Курс. зона”, а також автоматично від обчислювальної системи літаководіння типу ВСС. Для реалізації автоматичного управління потрібно додатково натиснути кнопку “АП”. Управління при виході на курсову зону реалізується відповідно до закону управління (3.2.1).

На етапі стабілізації курсової зони управління реалізується за інформацією про лінійне бічне відхилення від рівносигнальної зони курсового маяка  $z$  та про швидкість зміни бічного відхилення від заданої траєкторії  $\dot{z}$  за законом управління

$$\gamma_z = F_\gamma \left( K_z \frac{(z + K_{\text{фк}} p z)}{T_{\text{фк}} p + 1} + K_{\dot{z}} p z \right) + K_\psi F_\psi \Delta\psi + K_{\dot{\psi}} F_{\dot{\psi}} \frac{p}{T_{\dot{\psi}} p + 1} \Delta\psi. \quad (3.2.2)$$

Сигнал лінійного бічного відхилення формується на основі співвідношення

$$z = \varepsilon_{\text{к}} L_{\text{крм}};$$

де  $L_{\text{крм}}$  вимірюється дальномірним каналом системи посадки MLS, або для інших систем посадки розраховується як

$$L_{\text{крм}} \approx L_{\text{грм}} + L_{\text{кг}};$$

тут  $L_{\text{кг}}$  – відстань між КРМ і ГРМ, що дорівнює 3700 м.

$L_{\text{грм}}$  – дальність до глісадного маяка, яка обчислюється за формулою

$$L_{\text{грм}} = \frac{H}{\text{tg}\Theta_{\text{Г}}},$$

де  $H$  – істина висота польоту по глісаді, яку отримують шляхом комплексної обробки інформації від системи повітряних сигналів і радіовисотоміра, ця інформація використовується також для змін обмежень  $F_\gamma$  сигналу  $\gamma_z$  в законі управління;  $\Theta_{\text{Г}}$  – стандартний кут нахилу глісади планерування

$$\text{tg}\Theta_{\text{Г}} \approx \Theta_{\text{Г}} = \frac{1}{19,08}.$$

Швидкість зміни лінійного бічного відхилення від заданої траєкторії  $\dot{z}$ , що використовується в цьому алгоритмі, отримують шляхом комплексної обробки інформації інерціальної системи (сигнали  $V_x, \Delta\psi$ ) та інформації КРМ (сигнал  $\varepsilon_{\text{к}}$ ).



Сигнал похідної  $\dot{z}$  формується за двома вітками: низькочастотною та високочастотною.

У високочастотній вітці сигнал швидкості  $\dot{z}_1$  отримують шляхом диференціювання  $z$

$$\dot{z}_1 = \frac{P}{T_z P + 1} z.$$

Потім сигнал  $\dot{z}_1$  обмежується і надходить на вхід фільтра з передаточною функцією  $\frac{1}{T_a P + 1}$  (стала часу  $T_z$  набагато менше в порівнянні зі сталою часу  $T_a$ ). На частотах нижче  $\frac{1}{T_a}$  сигнал швидкості  $\dot{z}_1$  пропускається, а при більш високих послаблюється. Таким чином фільтрується високочастотна завада КРМ і виділяється сигнал  $\dot{z}_1^k$ .

У низькочастотній вітці сигнал  $\dot{z}_2$  наближено зв'язується з відхиленням шляхового кута від курсу ЗПС співвідношенням

$$\dot{z}_2 \cong -\frac{\Delta\psi}{57,3} V_x.$$

і надходить на вхід ланки з передаточною функцією  $\frac{T_a P}{T_a P + 1}$ , формуючи сигнал  $\dot{z}_2^k$ . У результаті низькочастотний дрейф інерціальної системи не проявляється, тобто в сигналі  $\dot{z}_2^k$  відсутня постійна складова.

Результуючий сигнал швидкості відхилення від курсової зони

$$\dot{z}_k = \dot{z}_1^k + \dot{z}_2^k = \dot{z}_1 \frac{1}{T_a P + 1} + \dot{z}_2 \frac{T_a P}{T_a P + 1} = \dot{z}$$

у значній мірі звільняється від завад курсового маяка, а також від дрейфу інерціальної системи.

Сигнал  $\dot{z}_k$  використовується в алгоритмах, по-перше, як демпфіруючий сигнал і, по-друге, для компенсації запізнення, що вноситься при фільтрації

завад сигналу  $z = \varepsilon_k L_{\text{КРМ}}$  аперіодичним фільтром  $\frac{1}{T_{\text{фк}} p + 1}$  (див. закон управління (3.3.2)). Таким чином, корисний сигнал пропускається без спотворень, а завада курсового маяка, особливо високочастотна, фільтрується.

При посадці в умовах стаціонарного бічного вітру повздовжня вісь літака розвернута відносно осі ЗПС на кут зносу, але при приземленні вони повинні співпадати. Таким чином задачею управління в бічному каналі на етапі приземлення є поворот осі літака на кут ЗПС безпосередньо перед дотиком до ЗПС. Оскільки управління креном поблизу землі небезпечно, то управління в системі ВСУП-85 здійснюється через руль направлення. Елерони при цьому працюють у режимі стабілізації нульового кута крену. Алгоритм “Доворот” підключається в роботу на висоті 1...1,5 м. За основний інформаційний засіб наведення на вісь ЗПС на етапах “довороту” і “пробігу” використовують курсовий канал міжнародної системи посадки MLS, ILS. Для збільшення демпфіруючого сигналу при наближенні літака до кінця ЗПС в закон управління вводиться сигнал кутової швидкості рискання, величина якого збільшується у міру наближення до торця ЗПС. Закон управління в каналі руля направлення може бути поданий у вигляді

$$\delta_i = \frac{1}{\hat{E}_{\varepsilon_i} p + 1} \left( \hat{E}_{\varepsilon_i} + \frac{\hat{E}_{\tilde{\varepsilon}_i}}{p} \right) \varepsilon_{\tilde{\varepsilon}_i} + \hat{E}_{\psi} \frac{\dot{\psi} p}{\hat{E}_{\psi} p + 1} (\psi - \psi_{\text{сін}}) + \hat{E}_{\omega_{\psi}} p \psi + \left( \hat{E}_{n_z} + \frac{K_{\tilde{n}_z}}{p} \right) \frac{n_z}{T_{n_z} p + 1}$$

Одразу після вмикання режиму “Доворот” літак енергійно розвертає поздовжню вісь за напрямком ЗПС, у подальшому перевага віддається астатичної стабілізації центра мас на осі ЗПС (на рівносигнальній зоні КРМ), а сигнал  $\psi - \psi_{\text{зпс}}$  поступово онулюється через ізодромну ланку, але літак за цей час вже повинен торкнутися ЗПС. Сигнал бічного прискорення

використовується для демпфірування руху центра мас на етапі пробігу, а інтегрувальна складова забезпечує парирування дії бічного вітру.

Характеристики сучасних радіомаяків типу MLS дозволяють створювати бортові системи управління, що забезпечують повністю автоматичне приземлення літака за III категорією ІКАО. Однак цьому заважає наявність радіозавад і викривлень рівносигнальних зон, які обумовлюються складовими додаткового випромінювання від нерухомих або рухомих об'єктів. Для подавлення цих завад в існуючих системах заходу на посадку використовують фільтрацію сигналів радіотехнічних систем, в сучасних системах ця проблема розв'язується шляхом комплексної обробки інформації курсоглісадних приймачів й інерціальної системи для формування сигналів лінійного відхилення від траєкторії заходу на посадку та швидкості його зміни. При цьому забезпечується більш ефективно подавлення радіозавад та вітрових збурень без внесення запізнювання в отриману інформацію. За таким принципом побудований режим заходу на посадку в системі управління ВСУП-85 літаків ІЛ-96-300, ТУ-204.

Алгоритм автоматичного управління поздовжнім рухом системи ВСУП-85 формує команду прискорення, яка порівнюється з сигналом прискорення, що надходить з інерціальної навігаційної системи. Керуючий сигнал формується за відхиленням заданого та поточного прискорення. Управління за прискоренням дозволяє суттєво поліпшити пілотування при дії вітрових збурень. Керуючий сигнал заданого вертикального прискорення обчислюється за формулою

$$a_{y_{\text{зад}}} = K \dot{\Delta \dot{H}}_{\Gamma}^* + \Delta \sigma,$$

тут  $\Delta \dot{H}_{\Gamma}^* = \dot{H} - \dot{H}^*$  різниця між оцінкою вертикальної швидкості й розрахованим значенням цього параметра на глісаді

$$\dot{H}^* = \frac{\Theta_{\Gamma}}{57,3} V_x,$$

де  $H^*$  – розраховане значення вертикальної швидкості на глісаді;

$V_x$  – шляхова швидкість, що отримують з інерціальної системи;

$\Theta_\Gamma$  – стандартний кут нахилу глісади планерування ( $\Theta_\Gamma = 2,75^\circ$ );

$\Delta\sigma$  – задана зміна вертикальної швидкості.

Задана зміна вертикальної швидкості отримується за формулою

$$\Delta\sigma = K_{\varepsilon_\Gamma} \left( \frac{\varepsilon_\Gamma(H) + K_{\text{КС}} \Delta \dot{H}_\Gamma^*}{T_{\varepsilon_\Gamma} p + 1} \right) + \frac{K_{\varepsilon_\Gamma}^{\sim}}{p} \varepsilon_\Gamma(H),$$

тут  $\varepsilon_\Gamma(H)$  – сигнал відхилення літака від глісади, який коректується, або залежно від дальності до глісадного маяка в системах посадки MLS, або залежно від істинної висоти польоту в системах посадки ILS.

Фільтрація сигналу  $\varepsilon_\Gamma(H)$  здійснюється за допомогою аперіодичного фільтра I-го порядку  $\frac{1}{T_{\varepsilon_\Gamma} p + 1}$ . Запізнення що вноситься фільтром компенсується сигналом вертикального прискорення  $K_{\text{КС}} \Delta \dot{H}_\Gamma^*$ . Одночасно з сигналом  $\varepsilon_\Gamma(H)$  у кола формування заданої зміни вертикальної швидкості підключається інтегральна складова. Введення інтегральної складової закон управління забезпечує астатичну стабілізацію літака на площині глісади. У результаті закон формування заданого вертикального прискорення набуває вигляду

$$a_{y_{\text{зад}}} = K_{\varepsilon_\Gamma} \left( \frac{\varepsilon_\Gamma(H) + K_{\text{КС}} \Delta \dot{H}_\Gamma^*}{T_{\varepsilon_\Gamma} p + 1} \right) + \frac{K_{\varepsilon_\Gamma}^{\sim}}{p} \varepsilon_\Gamma(H) + K_{\dot{H}} \Delta \dot{H}_\Gamma^*.$$

Алгоритм системи ВСУП-85 передбачає три режими роботи, які об'єднані в режим посадки: “Вихід на глісаду”, “Стабілізація на глісаді” і “Вирівнювання”. “Вихід на глісаду” вмикається автоматично з початковими умовами, які забезпечують аперіодичний процес входження літака на глісаду. Форсований вихід на глісаду забезпечується сигналом

$$\dot{H}^* = \frac{\Theta_{\Gamma}}{57,3} V_x.$$

Автоматичне вирівнювання починається з висоти  $H = 15$  м при виконанні умови перевищення керуючого сигналу алгоритму “Вирівнювання” понад сигналом алгоритму “Стабілізація на глісаді”. Вирівнювання здійснюється за траєкторії експоненти. Глибина залягання експоненти під ЗПС залежить від типу літака і для ИЛ-96-300 складає 3,2 м., а для ТУ-204 – 3,5 м.

Алгоритм формування заданого прискорення на етапі вирівнювання має вигляд

$$a_{y_{\text{зад}}} = - \left[ K_H (H_{\text{п}} + H_{\text{ас}}) + K_{Vy} \frac{pH + T_{\dot{H}} a_y}{T_{\dot{H}} p + 1} \right],$$

де  $H_{\text{п}}$  – поточна висота польоту;  $H_{\text{ас}}$  – глибина залягання експоненти під ЗПС.

Алгоритм забезпечує стабілізацію заданої вертикальної швидкості зниження літака. При формуванні сигналу поточної висоти  $H_{\text{п}}$  використовують інформацію радіовисотоміра. В алгоритмі визначення  $H_{\text{п}}$  використовується сигнал шляхової швидкості, це суттєво зменшує розкид висоти початку вирівнювання та точки дотику до ЗПС при дії градієнтного вітру. Поточне значення вертикальної швидкості отримують шляхом диференціювання сигналу радіовисотоміру. Високочастотні радіотехнічні завади фільтруються аперіодичним фільтром, а запізнення, що вноситься фільтром компенсується сигналом вертикального прискорення.

Зауважимо, що характеристики радіомаяків типу ILS не можуть забезпечити повністю автоматичне приземлення літака. Цьому заважає недосконалість її радіомаяків на відміну від радіомаяків системи MLS. Етап заходу на посадку за сигналами глісадного маяка системи ILS закінчується на висоті 30...60 м, оскільки на меншій висоті сигнали ГРМ, по-перше, значно викривлюються через близькість землі, а по-друге, сильно починає

проявляться нестійкість контура управління поздовжнім рухом. Тому для таких систем виникає проблема продовження глісади до висоти  $H = 15$  м – висоти початку вирівнювання.

де  $H_p$  - поточна висота польоту;  $M_i$  є глибиною показника злітно-посадкової смуги.

Алгоритм забезпечує стабілізацію заданої вертикальної швидкості скорочення літака. При формуванні сигналу висоти струму  $H_p$  використовується інформація радіометра. У алгоритмі визначення  $H_p$  використовується сигнал про швидкість дорожнього руху, що значно зменшує поширення висоти початку вирівнювання і точки дотику до ЗПС під дією градієнтного вітру. Поточне значення вертикальної швидкості буде отримано шляхом диференціації сигналу радіовисотоміра. Високочастотні радіоперешкоди фільтруються аперіодичним фільтром, а затримка, введена фільтром, компенсується сигналом вертикального прискорення.

Зазначимо, що характеристики радіомаяків типу IMS не можуть забезпечити повністю автоматичну посадку літака. Це перешкоджає недосконалість його радіомаяків на відміну від радіомаяків системи MLS. Етап підходу для сигналів дзеркального маяка системи ILS закінчується на висоті 30 x 60 м, оскільки на меншій висоті сигнали ГРМ, по-перше, значно спотворюються через близькість землі, а по-друге, нестійкість контуру управління починає сильно проявлятися поздовжнім рухом. Тому для таких систем існує проблема продовження глісади до висоти  $H = 15$  м - висоти початку вирівнювання.

#### 4. Аналіз методів отримання непрямой інформації про дальність та обґрунтування доцільності використання ідентифікаційного методу отримання інформації.

Режим заходу на посадку вмикається автоматично з режиму польоту за маршрутом, коли літак входить в зону дії курсового радіомаяка. При цьому на пульті керування САУ спалахує кнопка-лампочка “Заход”. У поздовжньому каналі продовжується режим стабілізації барометричної висоти польоту – висоти кола.

При вході на незапрограмований аеродром режим заходу на посадку вмикається вручну, натисканням відповідної кнопки вмикання режиму. Вхід літака в зону дії курсового маяка сигналізується закриттям бленкера “К” на покажчику ПНП-72 (НПП).

Після перетину літаком площини глісади канал руля висоти перемикається на режим зниження по глісаді. Як правило, це сигналізується спалахуванням, наприклад кнопки-табло “Заход прод.”, або згасанням кнопки-лампочки “КВ” (відключення стабілізації висоти польоту). Бленкер “Г” на лицьовій панелі приладу ПНП-72 (НПП) закривається.

Для форсованого виходу літака на глісаду зниження у закон управління деяких систем управління підключається сигнал  $\Theta_r$ , який у момент перетину літаком глісади надходить на руль висоти, переводячи літак у режим зниження. Іздромна ланка в колі цього сигналу поступово анулює його й у подальшому літак утримується на глісаді основним керуючим сигналом  $\varepsilon_r$  - відхиленням літака від рівно сигнальної зони радіомаяка (ГРМ). Наприклад, закон управління системи автоматичного управління літака з двоканальним сервоприводом типу “РАУ+МП” має вигляд:

$$\delta_B = \delta_B^{МП} + \delta_B^{PAV}; \quad (4.1)$$

<i>Кафедра АКІК</i>				<i>НАУ 20 16 06 000 ПЗ</i>					
Виконала	Сидоренко М. В.			Система автоматичного управління посадкою з прогнозуючою моделлю	Лім.	Арк.	Аркушів		
Керівник	Філяшкін М. К.								
Консулт-т					<i>204М.151</i>				
Н.контр.	Тупіцин М.Ф.								
Зав. каф.	Синєглазов В.М.								

$$p \delta_B^{MTI} = \begin{cases} 0 & \text{при } \delta_B^{PAY} < |\delta_B^{*PAY}| \\ K_{MTI} & \text{при } |\delta_B^{PAY}| \geq |\delta_B^{*PAY}| \end{cases} \quad (4.2)$$

$$\frac{T_i p}{T_i p + p} \delta_B^{PAY} = \frac{1}{T_i p + 1} \left( K_{\varepsilon_\Gamma} \varepsilon_\Gamma + \frac{K_{\varepsilon_\Gamma} P}{T_i p + 1} \varepsilon_\Gamma \right) + W_g(p) \vartheta + \frac{T_\Theta P}{T_\Theta p + 1} \Theta_\Gamma + K_{\omega_z} \frac{T_{\omega_z} P}{T_{\omega_z} p + 1} \omega_z \quad (4.3)$$

Для подавлення високочастотних радіотехнічних завад сигнал  $\varepsilon_\Gamma$  фільтрується, а для підвищення точності стабілізації літака на глісаді планерування сигнал кута тангажа ізодромується, забезпечуючи можливість парувати шляхом зміни кута тангажа вертикальні вітрові збурення, а також змінювати кут тангажа на етапі виходу на глісаду. Для забезпечення структурної стійкості контура в закон управління вводиться похідна  $p\varepsilon_\Gamma$ . Ізодромування кута тангажа може здійснюватися через фільтр першого порядку  $W_g(p) = K_g \frac{T_g p}{T_g p + 1}$ , або через фільтр другого порядку

$$W_g(p) = K_g \frac{p(a_2 p^2 + a_1 p + 1)}{(T_1 p + 1)(T_2 p + 1)(T_3 p + 1)} \quad (4.4)$$

В якості прикладу можна привести алгоритм роботи системи автоматичного управління ВСУП-85. Алгоритм автоматичного управління поздовжнім рухом системи ВСУП-85 формує команду прискорення, яка порівнюється з сигналом прискорення, що надходить з інерціальної навігаційної системи. Керуючий сигнал формується за відхиленням заданого та поточного прискорення. Управління за прискоренням дозволяє суттєво поліпшити пілотування при дії вітрових збурень. Керуючий сигнал заданого вертикального прискорення обчислюється за формулою

$$a_{y_{\text{зад}}} = K_{\dot{H}} \Delta \dot{H}_\Gamma^* + \Delta \sigma, \quad (4.5)$$



тут  $\Delta\dot{H}_\Gamma^* = \dot{H} - \dot{H}^*$  різниця між оцінкою вертикальної швидкості й розрахованим значенням цього параметра на глісаді

$$\dot{H}^* = \frac{\Theta_\Gamma}{57,3} V_x, \quad (4.6)$$

де  $H^*$  – розраховане значення вертикальної швидкості на глісаді;

$V_x$  – шляхова швидкість, що отримують з інерціальної системи;

$\Theta_\Gamma$  – стандартний кут нахилу глісади планерування ( $\Theta_\Gamma = 2,75^\circ$ );

$\Delta\sigma$  – задана зміна вертикальної швидкості.

Задана зміна вертикальної швидкості отримується за формулою

$$\Delta\sigma = K_{\varepsilon_\Gamma} \left( \frac{\varepsilon_\Gamma(H) + K_{\text{КС}} \Delta\dot{H}_\Gamma^*}{T_{\varepsilon_\Gamma} p + 1} \right) + \frac{K_{\tilde{\varepsilon}_\Gamma}}{p} \varepsilon_\Gamma(H), \quad (4.7)$$

тут  $\varepsilon_\Gamma(H)$  – сигнал відхилення літака від глісади, який для забезпечення структурної стійкості контуру управління і боротьби з не стаціонарністю коректується, або залежно від дальності до глісадного маяка в системах посадки MLS, які мають далекомірний канал, або залежно від істинної висоти польоту в системах посадки ILS.

Фільтрація сигналу  $\varepsilon_\Gamma(H)$  здійснюється за допомогою аперіодичного фільтра I-го порядку  $\frac{1}{T_{\varepsilon_\Gamma} p + 1}$ . Запізнення що вноситься фільтром

компенсується сигналом вертикального прискорення  $K_{\text{КС}} \Delta\dot{H}_\Gamma^*$ . Одночасно з сигналом  $\varepsilon_\Gamma(H)$  у кола формування заданої зміни вертикальної швидкості підключається інтегральна складова. Введення інтегральної складової закон управління забезпечує астатичну стабілізацію літака на площині глісади. У результаті закон формування заданого вертикального прискорення набуває вигляду:

$$a_{y_{\text{зад}}} = K_{\varepsilon_{\Gamma}} \left( \frac{\varepsilon_{\Gamma}(H) + K_{\text{КС}} \Delta \dot{H}_{\Gamma}^*}{T_{\varepsilon_{\Gamma}} p + 1} \right) + \frac{K_{\tilde{\varepsilon}_{\Gamma}}}{p} \varepsilon_{\Gamma}(H) + K_{\dot{H}} \Delta \dot{H}_{\Gamma}^*. \quad (4.8)$$

Алгоритми системи ВСУП-85 при реалізації управління за інформацією систем посадки ILS передбачає забезпечення структурної стійкості контуру управління шляхом коректування сигналу відхилення літака від глісади залежно від істинної висоти польоту.

Алгоритм системи ВСУП-85 передбачає три режими роботи, які об'єднані в режим посадки : “Вихід на глісаду”, “Стабілізація на глісаді”, “Вирівнювання”.

“Вихід на глісаду” вмикається автоматично з початковими умовами, які забезпечують аперіодичний процес входження літака на глісаду. Форсований вихід на глісаду забезпечується сигналом

$$H^* = \frac{\Theta_{\Gamma}}{57,3} V_x \quad (4.9)$$

Автоматичне вирівнювання починається з висоти  $H=15$  м при виконанні умови перевищення керуючого сигналу алгоритму “Вирівнювання” понад сигналом алгоритму “Стабілізація на глісаді”. Вирівнювання здійснюється на траєкторії експоненти. Глибина залягання експоненти під ЗПС залежить від типу літака і для ИЛ-96-300 складає 3,2 м., а для ТУ-204 – 3,5 м. Докладно теорія побудови контурів управління поздовжнім рухом на етапі приземлення викладається в розділі 2.

Алгоритм формування заданого прискорення на етапі вирівнювання має вигляд:

$$a_{y_{\text{зад}}} = - \left[ K_H (H_{\Pi} + H_{ac}) + K_{v_y} \frac{pH + T_{\dot{H}} a_y}{T_{\dot{H}} p + 1} \right] \quad (4.10)$$

де  $H_{\Pi}$  – поточна висота польоту;  $H_{ac}$ - глибина залягання експоненти під ЗПС.

Алгоритм забезпечує стабілізацію заданої вертикальної швидкості зниження літака. При формуванні сигналу поточної висоти  $H_{\Pi}$

використовують інформацію радіовисотоміра. В алгоритмі визначення  $H_D$  використовується сигнал шляхової швидкості, це суттєво зменшує розкид висоти початку вирівнювання та точки дотику до ЗПС при дії градієнтного вітру. Поточне значення вертикальної швидкості отримують шляхом диференціюванням сигналу радіовисотоміру. Високочастотні радіотехнічні завади фільтруються аперіодичним фільтром, а запізнення, що вносяться фільтром компенсується сигналом вертикального прискорення.

У деяких системах для компенсації збурень, що виникають при випуску механізації та шасі передбачаються додаткові сигнали.

Особливістю контурів управління заходом на посадку є їхня не стаціонарність. Для врахування цієї особливості при заході на посадку за інформацією системи посадки СП-50 або ILS у законах управління передбачається корекція керуючих сигналів. Особливо сильно не стаціонарність проявляється у поздовжньому каналі, оскільки глісадний радіомаяк розташовується у районі точки приземлення літака, а курсовий маяк КРМ приблизно за 1 км від кінця ЗПС. Тому саме в поздовжньому каналі заходам забезпечення стійкості контурів приділяється значна увага.

Основний засіб збереження стійкості контура – це зменшення коефіцієнта підсилення сигналу  $\varepsilon_r$  в міру наближення літака до ГРМ. Цього можна досягти вимірюванням дальності від літака до ГРМ, але системи СП-50 та ILS не мають дальномірного каналу, тому інформацію про дальність до ГРМ отримують опосередковано.

Найбільш просто корекція реалізується двократною зміною коефіцієнта підсилення при прольоті літаком дальнього (ДПРМ) та ближнього (БПРМ) приводу, така корекція реалізована у системах автоматичного управління першого покоління.

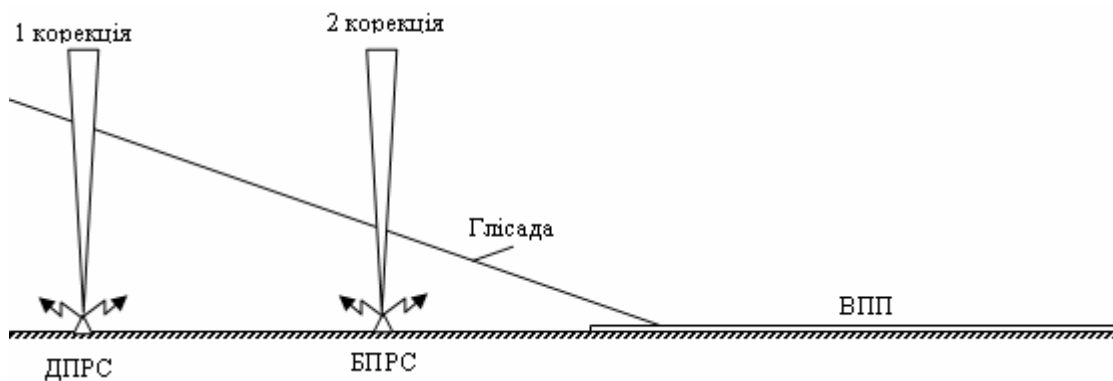


Рис 4.2 Корекція, що реалізується двократною зміною коефіцієнта підсилення.

Недоліки цього методу це досить тривалі інтервали некоректованих етапів заходу на посадку. Тому на при кінці першій та другий корекції стійкість контурів управління погіршується.

Може бути реалізована корекція за часом польоту по глісаді. Але при цьому виникають проблеми з уточненням моментів корекції залежно від умов заходу на посадку (висоти та швидкості польоту літака при виході на глісаду) та від характеристик глісадного маяка, зокрема від крутості глісади. Така корекція реалізована у системі траєкторного управління “Борт-45” бортової системи управління АБСУ-145м. Причому корекції підлягає тільки передаточне число  $K_{\varepsilon_r}$ , докладно про переваги і недоліки корекції тільки передаточного числа  $K_{\varepsilon_r}$

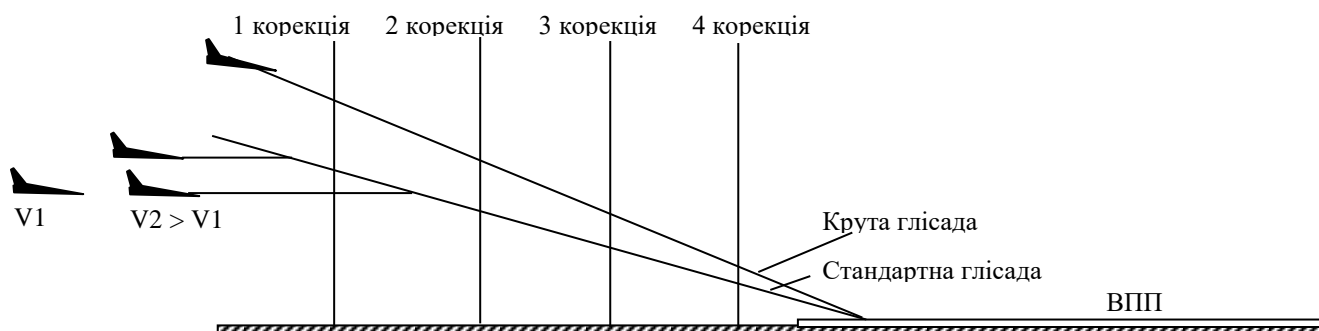


Рис. 4.3 Корекція, що реалізована за часом польоту по глісаді.

Частіше за все в системах заходу на посадку, наприклад, в САУ-1Т, в системі ВСУП-85 інформацію про дальність до глісадного радіомаяка отримують побічно за інформацією про поточну істинну висоту польоту. При

цьому вважається, що літак знаходиться на глісаді, а рельєф у районі аеродрому в напрямку ЗПС плоско-рівнинний. Корекція реалізується за інформацією від радіовисотоміра.

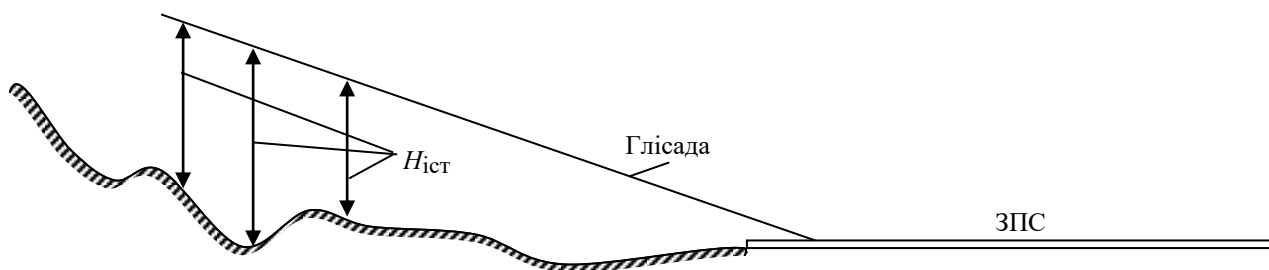


Рис. 4.4 Корекція, що реалізується за інформацією від радіовисотоміра.

Однак багато аеропортів країн світу не мають у районі аеродрому умов для застосування такої корекції. Наприклад, у Росії дуже "складним" вважається іркутський аеропорт. Аеродром розташований у гірській місцевості, на висоті 600 метрів над рівнем моря. Через круту глісаду заходу, при посадці літак повинен майже "падати" на смугу. Схожі умови й в аеропорті Петропавловська-Камчатського. Чимало "складних" аеропортів і в інших країнах.

Самими складними для зльоту й посадки з аеропортів світу вважаються Лхаса й Бангда, розташовані в Тибеті. Перший перебуває на висоті 3,5 тисячі метрів, другий - 4,3 тисячі метрів над рівнем моря. Обоє оточені горами. Аеропорт у Бангдє є самим високогірним цивільним аеропортом у світі. Оточений горами аеропорт непальської столиці Катманду вважається одним із самих важких для посадки місць у світі. Літак сідає в ущелину, на краю обриву.

Надзвичайно складні умови посадки в іранському аеропорті Хорремабад, розташованому на південному-заході країни. Аеропорт із усіх боків оточує гірська гряда, вершини якої досягають п'ятикілометрової висоти.

У Монголії аеропорт "Буянт-Ухаа", розташований в 17 кілометрах від центра монгольської столиці, має складний захід на посадку через гірський

рельєф місцевості. У Скоп'є (Македонія) знаходиться самий важкий аеропорт Європи. Проблема в тім, що прямо за курсом злітно-посадочної смуги перебуває двокілометрова гора.

Враховуючи вище викладене можна зробити висновок, що при заході на посадку в аеропортах, що розташовані в гірських районах найбільш розповсюджений спосіб корекції керуючих сигналів залежно від істинної висоти польоту не може бути застосований.

В роботі пропонується інформацію про дальність до глісадного маяка отримувати з використанням процедури ідентифікації. Для цього в обчислювачі САУ слід створити математичну модель процесу заходу на посадку, яка у загальному вигляді може бути подана як функція  $\ddot{\epsilon}_T = f(\dot{H}, V, L)$ , інформація  $\ddot{\epsilon}_T$  використовується як найбільш інформативна.

Порівнюючи інформацію  $\hat{\ddot{\epsilon}}_T$  математичної моделі й інформацію  $\ddot{\epsilon}_z$  самого процесу заходу на посадку можна отримати оцінку  $\Delta = \ddot{\epsilon}_T - \hat{\ddot{\epsilon}}_T$ . Змінюючи в математичної моделі параметр  $L$  – дальність до глісадного маяка, і намагаючись мінімізувати цю оцінку, можна отримати в наслідок такої процедури значення  $L$ , яке й використовувати для корекції основного керуючого сигналу.

Наприкінці зауважимо, що нестационарність та нестійкість у контурах управління бічним рухом на етапі заходу на посадку проявляється в меншій мірі ніж у контурах управління поздовжнім рухом. Це обумовлюється різними дальностями від літака до КРМ і до ГРМ, зокрема, курсовий радіомаяк розташовується на відстані 1000 м за ЗПС, а глісадний маяк – безпосередньо біля початку ЗПС.

Отже інформацію про дальність до глісадного маяка будемо отримувати з використанням процедури ідентифікації.

## 5. Аналіз методів продовження глісади та розробка алгоритмів оцінювання середньої вертикальної швидкості

Для продовження глісади використовуються різні способи. У найпростішому випадку управління на цьому етапі виконується з використанням середнього значення кута тангажа, яке запам'ятовується при польоті по глісаді. Більш точне продовження глісади виконується шляхом стабілізації вертикальної швидкості, що рівнозначно стабілізації кута нахилу траєкторії. Найбільш точне вимірювання вертикальної швидкості здійснюється шляхом комплексування інерціальних і барометричних вимірників вертикальної швидкості.

Відповідно до «Наставляння по виконанню польотів» (НВП) на кінцевій ділянці заходу на посадку поле здійснюється за **розрахунковою вертикальною швидкістю, обумовленою градієнтом зниження (кутом нахилу траєкторії) з урахуванням вітру.**

При відхиленні ЛА від заданої траєкторії кінцевої ділянки заходу на посадку на величину, що перевищують установлені межі, командир ВР припиняє зниження для заходу на посадку й виконує процедуру перерваного заходу на посадку (відходу на друге коло).

Захід на посадку вважається стабілізованим тільки, якщо всі перераховані нижче умови виконані до досягнення встановленої висоти стабілізації:

- літак перебуває на розрахунковій траєкторії у вертикальній і горизонтальній площині (по приладах або по візуальних орієнтирах);
- для польоту по розрахунковій траєкторії достатні незначні зміни курсу й тангажа;
- літак перебуває в посадковій конфігурації;

<i>Кафедра АКІК</i>				<i>НАУ 20 16 06 000 ПЗ</i>			
<i>Виконала</i>	<i>Сидоренко М. В.</i>			Система автоматичного управління посадкою з прогнозуючою моделлю	<i>Літ.</i>	<i>Арк.</i>	<i>Аркушів</i>
<i>Керівник</i>	<i>Філяшкін М. К.</i>						
<i>Консул-т</i>					<b>204М.151</b>		
<i>Н.контр.</i>	<i>Тупіцин М.Ф.</i>						
<i>Зав. каф.</i>	<i>Синьглазов В.М.</i>						

– тяга двигунів постійна, режим роботи двигунів у межах, установлених РЛЕ.

– балансування літака забезпечує політ на розрахунковій швидкості;

– швидкість польоту не менш розрахункової швидкості заходу на посадку й не більше швидкості заходу на посадку + 40 км/ч (20 вузлів);

– вертикальна швидкість не більше 5 м/сек (1000 футів/хв).

Градiєнт зниження (розрахункова вертикальна швидкість) залежить від крутості глісади зниження. Але тому що на кінцевій ділянці заходу на посадку поблизу землі глісада сильно спотворюється, то при реалізації автоматичного керування заходом на посадку необхідне відновлення інформації про розрахункову вертикальну швидкість, що рівносильно продовженню глісади заходу на посадку.

Отже в роботі пропонується на кінцевій ділянці заходу на посадку поле здійснювати подовження глісади за розрахунковою вертикальною швидкістю, обумовлену градієнтом зниження (кутом нахилу траєкторії) з урахуванням вітру.



## 5.1. Розробка алгоритмів оцінювання середньої вертикальної швидкості

Найбільш просто задану вертикальну швидкість можна розрахувати використовуючи інформацію про дальність до ГРМ  $L_{\text{ГРМ}}$ , істинну висоту польоту по глісаді  $H$  та швидкість польоту  $V$ .

За інформацією про істинну висоту та дальність до ГРМ уточнюється  $\Theta_{\Gamma}$  – кут нахилу глісади планерування (якщо глісада не є стандартною)

$$\Theta_{\bar{a}} \approx \text{tg}\Theta_{\bar{a}} = \frac{\dot{I}}{L_{\bar{a}0i}},$$

а використовуючи інформацію про швидкість польоту розраховується задана вертикальна швидкість

$$V_{y_3} = V \sin \Theta_{\Gamma}$$

Вище наведений алгоритм можна застосовувати тільки в системах посадки типу MLS, які мають далекомірний канал.

При заході на посадку за сигналами систем посадки СП-50 або ILS пропонується отримувати інформацію про задану вертикальну швидкість шляхом обробки вимірювань поточної вертикальної швидкості. При цьому вважається, що літак весь час утримується системою автоматичного управління на глісаді.

## 5.2. Розробка алгоритмів методом найменших квадратів

Для обробки вимірювань поточної вертикальної швидкості доцільно застосовувати метод найменших квадратів.

Метод найменших квадратів застосовується для одержання оптимальних оцінок при обробці накопичених вимірювань. Якщо виконано  $m$  вимірювань координат  $\mathbf{X}$  (параметрів) системи  $\dot{\mathbf{X}}(t) = \mathbf{A}(t)\mathbf{X}(t) + \mathbf{B}(t)\mathbf{V}_x(t)$ , тоді

$$\mathbf{Z} = \mathbf{H}\mathbf{X} + \mathbf{V}_z, \quad (5.2.2)$$

де  $\mathbf{H}$  – матриця спостереження;  $\mathbf{Z}$ ,  $\mathbf{X}$  і  $\mathbf{V}_z$  – вектори, компонентами яких є реалізація вектора вимірювання  $\mathbf{Z}_i$ , вектора стану системи  $\mathbf{X}_i$  і вектора помилок вимірювання  $\mathbf{V}_{z_i}$  відповідно, причому  $i = \overline{1, m}$ .

Необхідно за спостереженнями  $\mathbf{Z}$  і заданою матрицею спостереження  $\mathbf{H}$  щонайкраще оцінити стан вектора  $\mathbf{X}$ . Критерієм такої оцінки за МНК служить функціонал

$$J = \sum_{i=1}^m \mathbf{V}_{z_i}^T \mathbf{V}_{z_i}$$

який мінімізує суму квадратів помилок вимірювання  $\mathbf{V}_{z_i}$ .

У матричному виді цей вираз запишеться так:

$$J = \left| \begin{array}{c} \mathbf{V}_{z_1} \\ \mathbf{V}_{z_2} \\ \vdots \\ \mathbf{V}_{z_m} \end{array} \right|^2$$

або з урахуванням (5.2.2)

$$J = (\mathbf{Z} - \mathbf{H}\mathbf{X})^T (\mathbf{Z} - \mathbf{H}\mathbf{X}) \quad (5.2.3)$$

Оцінку  $\hat{\mathbf{X}}$ , вектора стану системи  $\mathbf{X}$  можна одержати шляхом розв'язання рівняння  $\frac{\partial J}{\partial \mathbf{X}} = 0$ .

З урахуванням рівняння  $J = (\mathbf{Z} - \mathbf{H}\mathbf{X})^T (\mathbf{Z} - \mathbf{H}\mathbf{X})$  маємо

$$\mathbf{H}^T (\mathbf{Z} - \mathbf{H}\hat{\mathbf{X}}) + (\mathbf{Z} - \mathbf{H}\hat{\mathbf{X}})^T \mathbf{H} = 0 \quad (5.2.4)$$

Доданки виразу (5.2.4) рівні між собою, оскільки є добутками транспонованих відносно один до одного однакових співмножників  $\mathbf{H}^T$  і  $(\mathbf{Z} - \mathbf{H}\hat{\mathbf{X}})$ . Отже, тільки рівність нулю кожного з цих двох доданків забезпечує рівність нулю виразу (5.2.4).

Нехай:

$$\mathbf{H}^T(\mathbf{Z} - \mathbf{H}\hat{\mathbf{X}}) = 0,$$

тоді  $\mathbf{H}^T\mathbf{Z} - \mathbf{H}^T\mathbf{H}\hat{\mathbf{X}} = 0$ , або  $\hat{\mathbf{X}} = (\mathbf{H}^T\mathbf{H})^{-1}\mathbf{H}^T\mathbf{Z}$ .

Відтепер можна сформулювати необхідні і достатні умови одержання оптимальних оцінок  $\hat{\mathbf{X}}$  вектора стану системи  $\mathbf{X}$  за методом найменших квадратів у вигляді основних положень, виконання яких передбачає:

- наявність накопичених спостережень  $Z_i, i = \overline{1, m}$ ;
- знання матриці спостережень  $\mathbf{H}$ ;
- не особливість матриці  $\mathbf{H}^T\mathbf{H}$ , тобто  $|\mathbf{H}^T\mathbf{H}| \neq 0$ .

Структурна схема одержання оптимальних оцінок за методом найменших квадратів показана на рис.5.2.4.

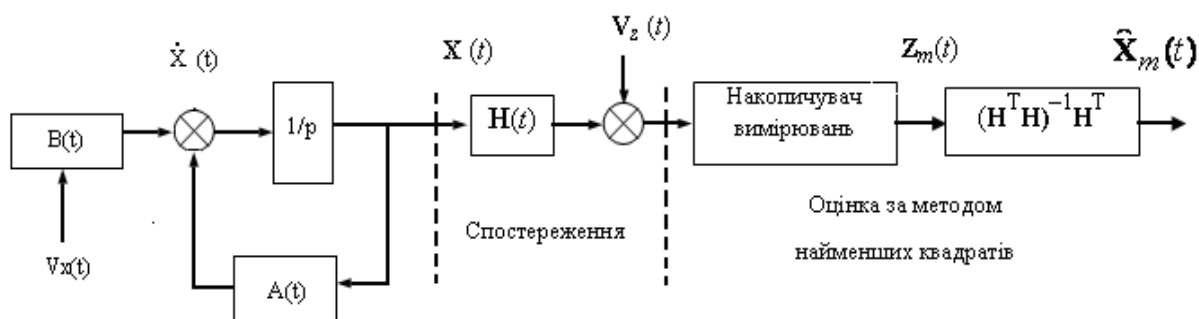


Рис.5.2.4.

Метод найменших квадратів — один із методів теорії помилок для оцінки невідомих величин за результатами вимірів, що містять випадкові помилки.

Метод найменших квадратів застосовується також для наближеного подання заданої функції іншими (більш простими) функціями й часто виявляється корисним при обробці спостережень.

Коли шукана величина може бути виміряна безпосередньо, як, наприклад, вертикальна швидкість то, для збільшення точності, вимір виробляється багато разів, і за остаточний результат беруть арифметичне середнє із всіх окремих вимірів. Це правило арифметичної середини ґрунтується на міркуваннях; легко показати, що сума квадратів відхилень окремих вимірів від арифметичної середини буде менше, ніж сума квадратів відхилень окремих вимірів від якої б те не було іншої величини. Саме правило арифметичної середини представляє, отже, найпростіший випадок методу найменших квадратів.

У разі оцінки вертикальної швидкості зниження, що стабілізується, по глісаді необхідно врахувати, що на літак можуть впливати випадкові збурювання у вигляді поривів вертикального вітру. Тому в роботі пропонується додаткова обробка накопичених вимірювань.

### Алгоритм додаткової обробки накопичених вимірювань

Для того, щоб не враховувати в алгоритмах оцінки середньої вертикальної швидкості випадкових викидів, які пов'язані з парируванням вітрових збурень пропонується здійснити вибраковку таких вимірів.

Суть алгоритму заключається в наступному.

На першій ітерації осереднюються всі зроблені виміри. Потім з місця накопичення вимірів виключаємо ті виміри, величина яких на 10% перевищує середньоквадратичні значення. Потім знову знаходимо середньоквадратичне значення, але вже не враховуючи вибраковку вимірів. Така ітераційна процедура повторюється кілька разів (наприклад 5 разів). По даному алгоритму в роботі була розроблена програма оцінки середнього значення вертикальної швидкості. На рис.5.2.1 представлений інтерфейс цієї програми і результати роботи алгоритму

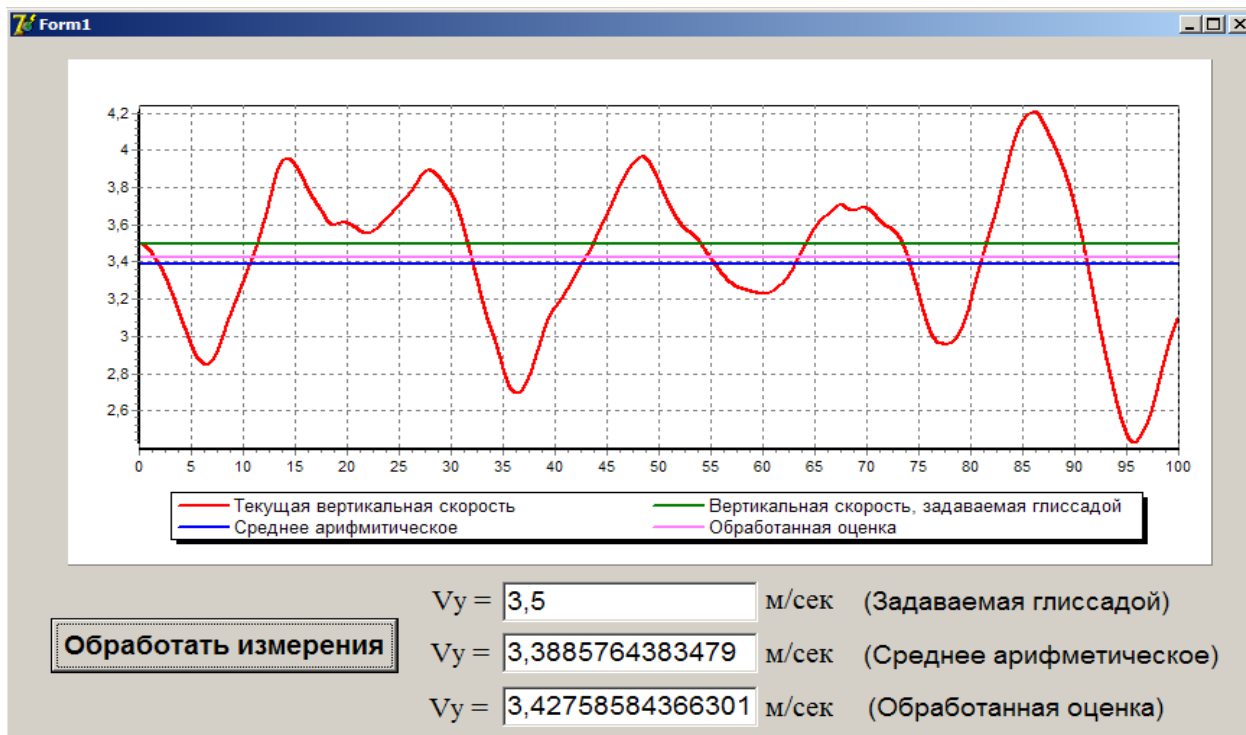


Рис. 5.2.1

### 5.3. Алгоритм оцінювання за методом максимуму правдоподібності

Алгоритм оцінювання за методом максимуму правдоподібності, як і алгоритм оцінювання за МНК, потребує накопичення вимірювань, тобто наявності вектора спостережень.

Передбачається, що похибки вимірювання розподілені за нормальним законом. Тоді щільність розподілу ймовірностей вектора  $V_{z_m}$  має вигляд:

$$P(V_{z_m}) = \frac{1}{\sqrt{(2\pi)^m |R_z|}} \exp\left[-\frac{1}{2} V_{z_m}^T R_z^{-1} V_{z_m}\right], \quad (5.4.1)$$

Де  $R_z$  - кореляційна матриця похибок вимірювання;  $|R_z|$  - визначник матриці  $R_z$ .

Використання алгоритму оцінок за методом максимуму правдоподібності передбачує виконання умови  $|R_z| \neq 0$ , тобто матриця  $R_z$  не повинна бути особливою. Підставивши  $Z = HX + V_z$  у (5.4.1), отримаємо вираз для функції правдоподібності

$$\Psi(X) = \frac{1}{\sqrt{(2\pi)^m |R_z|}} \exp\left[-\frac{1}{2} (Z_m - HX_m)^T R_z^{-1} (Z_m - HX_m)\right],$$

Яка являє собою щільність розподілу помилок вимірювання.

Необхідно обрати таку оцінку  $\hat{X}_m$ , при якій функція правдоподібності  $\Psi(X)$  перетворюється в максимум, що відповідає мінімуму квадратів відхилень виміряних координат вектора  $X$  від їхнього дійсного значення. Для цього необхідно, щоб

$$\frac{\partial \Psi(X)}{\partial X} = 0.$$

На практиці зручніше обчислювати максимум не самої функції правдоподібності, а її логарифма, тобто

$$\ln \Psi(X) = \ln \frac{1}{\sqrt{(2\pi)^m |R_z|}} - \frac{1}{2} (Z_m - HX_m)^T R_z^{-1} (Z_m - HX_m). \quad (5.4.2)$$

Узявши в рівнянні (5.4.2) похідні за компонентами вектора  $X_m$  і прирівнюючи їхню суму до нуля, одержимо:

$$\frac{1}{2} H^T R_z^{-1} (Z_m - H\hat{X}_m) + \frac{1}{2} H R_z^{-1} (Z_m - H\hat{X}_m)^T = 0. \quad (5.4.3)$$

Зауважимо, що як і для формули оцінки вимірювань за методом найменших квадратів, один із доданків виразу (3) є транспонованим відносно іншого. Отже, доданки цього виразу рівні між собою, вони не можуть бути від'ємні, тому кожний з них дорівнює нулю. Припустимо, що

$$H^T R_z^{-1} (Z_m - H\hat{X}_m) = 0$$

Тоді

$$\hat{X}_m = (H^T R_z^{-1} H)^{-1} H^T R_z^{-1} Z_m. \quad (5.4.4)$$

Вираз (4) стає вихідним для розробки алгоритму отримання оптимальних оцінок за методом максимуму правдоподібності.

Для визначення цих оцінок необхідно:

- Накопичити  $m$  спостережень -  $Z_m$ ;
- Знайти кореляційну матрицю  $R_z$  похибок вимірника;
- Знайти матрицю зв'язків спостереження  $H$ .

Структурна схема отримання оптимальних оцінок за методом максимуму правдоподібності показана на рис.5.4.1.

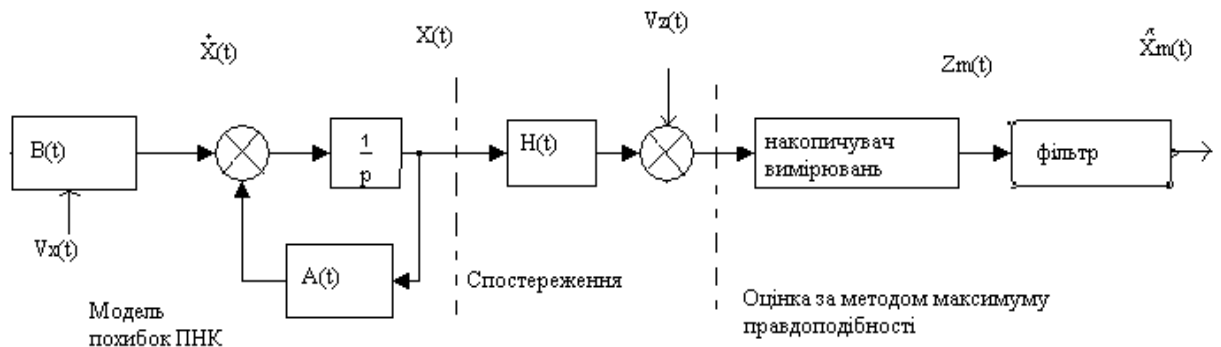


Рис.5.4.1

Як і для алгоритму оцінок за МНК отримання оцінки  $\hat{X}_m$  пов'язане з накопиченням вимірювань  $Z_m$ , тому цей метод, як і МНК, можна використовувати лише при вимірюванні одного параметра декількома системами. В іншому випадку нова оцінка помилок ПНК не буде співпадати з поточним значенням помилок на час, що дорівнює часу накопичення спостережень.

## 6. Аналіз траєкторій приземлення та розробка алгоритмів управління на етапі приземлення

### 6.1. Аналіз траєкторій приземлення

Автоматизація режиму “безпосередньо посадки” є складною проблемою, яка ще не отримала повного свого вирішення. Цей етап польоту характеризується значною нестационарністю, як через зменшення швидкості польоту й збільшення кута атаки, що наближується до критичного, так і внаслідок аеродинамічного впливу землі. Час, що відводиться на виконання цього етапу польоту дуже малий та сумірний з часом перехідних процесів стабілізації літака на заданій траєкторії при дії різних збурень, що може призвести до неможливості парирування цих збурень і до зростання помилок управління.

Зважаючи на близькість землі, до контурів управління пред`являються дуже жорсткі вимоги. Наприклад:

- на висоті 30 м точність польоту літака вздовж глісади повинна бути  $\pm 9,6$  м;
- у точці приземлення вертикальна швидкість  $V_{у\text{приз}}$  не повинна перевищувати  $1,5$  м/с;
- точка приземлення має знаходитися в межах 150...320 м від джерела глісади в поздовжньому напрямку і в межах  $\pm 8,2$  м від осі ЗПС.

Вказані вимоги повинні бути витримані за таких умов: зустрічний вітер 46 км/год, ходовий вітер до 18 км/год, бічний вітер до 28 км/год .

Зауважимо, що на цьому етапі окрім вимог до точності управління рухом центра мас літака пред`являються вимоги й до кутових параметрів руху. Це обумовлено тим, що в момент дотику до посадкової смуги літак повинен

<i>Кафедра АКІК</i>				<i>НАУ 20 16 06 000 ПЗ</i>			
<i>Виконала</i>	<i>Сидоренко М. В.</i>			Система автоматичного управління посадкою з прогнозуючою моделлю	<i>Літ.</i>	<i>Арк.</i>	<i>Аркушів</i>
<i>Керівник</i>	<i>Філяшкін М. К.</i>						
<i>Консул-т</i>					<i>204М.151</i>		
<i>Н.контр.</i>	<i>Тупіцин М.Ф.</i>						
<i>Зав. каф.</i>	<i>Синєглазов В.М.</i>						



мати певне кутове положення й певну орієнтацію вектора швидкості відносно ЗПС.

Важливим питанням на цьому етапі є будування посадкової траєкторії, яка забезпечує приземлення літака в заданій точці ЗПС із необхідними параметрами руху.

Із принципової точки зору саме просте розв'язання цієї задачі – це призначення незбуреної траєкторії як продовження глісади, аж до землі. У теперішній час пропонуються різні способи побудови траєкторії приземлення й автоматичного управління поздовжнім рухом літака на цій траєкторії.

Найбільш широко відомі такі методи побудови траєкторії приземлення (рис. 6.1.1.):

1. Посадка за задалегідь заданою (програмною) траєкторією приземлення. Для будування такої траєкторії пропонується використовувати радіолокаційні системи посадки.

2. Посадка літака в задану точку ЗПС. При реалізації цього способу управління пропонується при відхиленні літака від заданої траєкторії розраховувати в обчислювачі траєкторного управління нову траєкторію, яка забезпечує приземлення літака в задану точку ЗПС.

3. Посадка літака за експоненціальною траєкторією, нежорстко заданою відносно ЗПС. При відхиленні літака під впливом збурень від заданої траєкторії траєкторія посадки зміщується вздовж осі ЗПС, тобто та ж сама траєкторія будується вже з нової точки місцезнаходження літака.

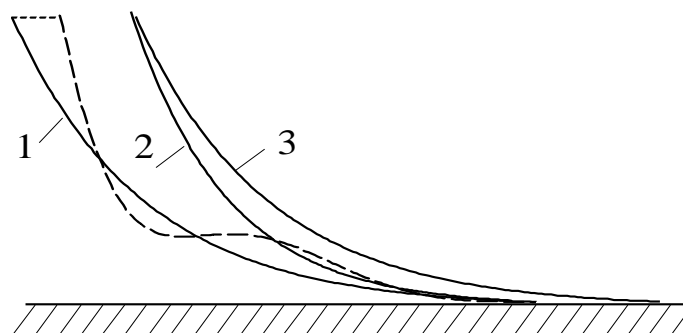


Рис.6.1.1

Перший та другий спосіб забезпечують високу точність приземлення при дії збурень і при випадкових відхиленнях літака від траєкторії приземлення. Однак реалізація першого способу зустрічає труднощі, що пов'язані з коливальним характером перехідних процесів повернення літака на траєкторію посадки і можливістю жорстких ударів об посадкову смугу, якщо збурення виникає в момент дотику до ЗПС. Другий спосіб більш ефективний, але для його реалізації необхідна додаткова інформація про дальність до точки приземлення. Крім того, при дії висхідного потоку повітря існує тенденція значного збільшення крутості траєкторії приземлення й жорсткості посадки. Ось чому ці способи можуть використовуватися, в основному, в системах посадки палубних літаків.

При експоненціальному нежорсткому способі формування траєкторії дія збурень призводить до значного розкиду точок приземлення, однак у зв'язку з простотою апаратної реалізації цей метод може знайти більш широке розповсюдження.

При експоненціальному способі формування траєкторії вертикальна швидкість має задаватися пропорційно фактичній висоті польоту

$$\dot{H}_z = -\frac{1}{T} H,$$

де  $T$  – стала часу експоненти.

Розв'язання цього рівняння дає поточне значення висоти

$$H_z(t) = H_0 e^{-\frac{t}{T}}.$$

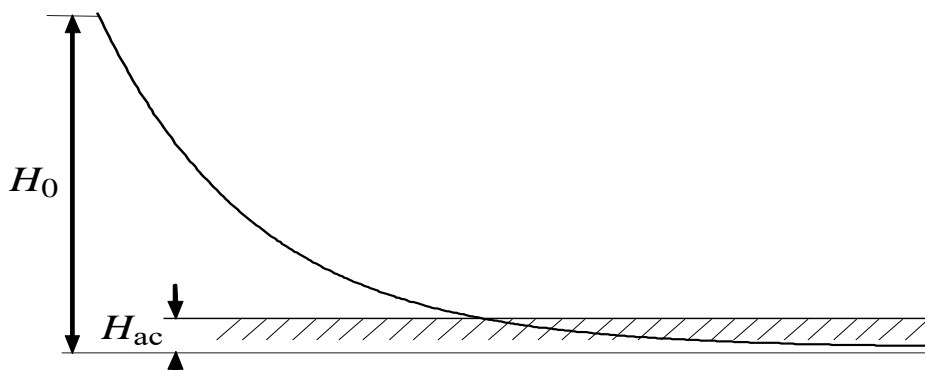


Рис.6.1.2

Але використання такого закону для формування траєкторії посадки значно збільшує дистанцію приземлення, оскільки дотик літака до посадкової смуги (до асимптоти експоненти) теоретично відбувається тільки в безкрайності. Щоб уникнути цього, асимптота експоненти повинна розташовуватись (рис. 6.1.2) нижче ЗПС на рівні  $H_{ac} = TV_{у_{приз}}$ . При  $T = 2...5с$  і  $V_{у_{приз}} = 0,3...0,6$  м/с глибина залягання асимптоти дорівнює  $H_{ac} = 0,6...3$  м.

Така траєкторія реалізується при формуванні вертикальної швидкості у вигляді:

$$\dot{H}_z = -\frac{H + H_{ac}}{T}.$$

Таким чином, при відхиленні літака під впливом збурень від заданої траєкторії траєкторія посадки зміщується вздовж осі ЗПС, тобто та ж сама траєкторія будується вже з нової точки місцезнаходження літака.

## 6.2. Розробка алгоритмів управління на етапі приземлення

Управління на етапі приземлення реалізується через той же самий контур, що й на етапі заходу на посадку, щоб вилучити перехідні процеси при зміні структури контура управління, тобто через контур тангажа.

На етапі зниження по “продовженню глісади”  $\vartheta$  формується за інформацією про запам'ятовану при польоті по глісаді вертикальну швидкість зниження :

$$\vartheta_{\zeta} = \frac{K_{\dot{H}}}{K_{\vartheta}} (V_y - V_{y_{\zeta}}),$$

де  $V_{y_{\zeta}} \approx \square 3,5$  м/с,

а, починаючи з висоти  $H \approx 20$  м,  $V_{y_{\zeta}} = -\frac{H + H_{ac}}{T}$ .

На певній висоті автомат тяги переводить двигуни в режим малого газу і літак, знижуючись і витримуючи задану вертикальну швидкість, починає збільшувати кут атаки і відповідно кут тангажа до посадкових значень. Природно, що в законі управління рулем висоти сигнал поточного кута тангажа повинен ізодромуватись. Узагальнений закон управління на етапі приземлення може мати вигляд:

$$\frac{T_i \delta}{T_i \delta + 1} \delta_{\hat{a}} = K_{\vartheta} \frac{T_{\vartheta} \delta}{T_{\vartheta} \delta + 1} \vartheta + K_{\dot{H}} (V_y - V_{y_{\zeta}}) + K_{\omega_z} \frac{T_{\omega_z} \delta}{T_{\omega_z} \delta + 1} \omega_z.$$

Основні труднощі при реалізації розроблених алгоритмів автоматичного управління на етапі приземлення виникають при отриманні достовірної інформації про вертикальну швидкість та про істинну висоту польоту.

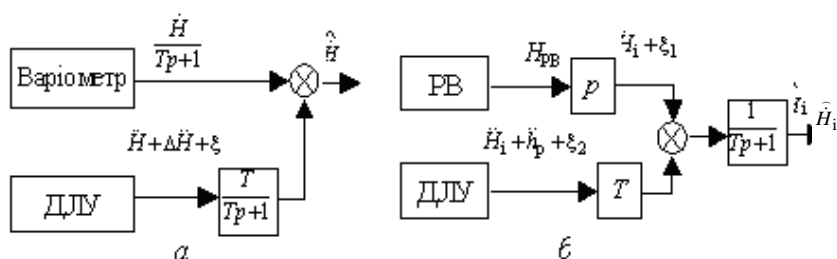
На етапі зниження по продовженню глісади задане значення вертикальної швидкості порівнюється з її поточним значенням, і ця різниця є основним керуючим сигналом. У міру наближення до ЗПС до точності виміру поточної вертикальної швидкості пред'являються усе більше жорсткі вимоги. А на етапі вирівнювання аналогічні жорсткі вимоги пред'являються до точності виміру поточної істинної висоти польоту. Тому стоїть задача

підвищення точності вимірів вертикальної швидкості та істинної висоти польоту.

### 6.3. Оцінка інформації про вертикальну швидкість та істинну висоту польоту

Для багатьох випадків управління висотою польоту необхідно оцінити вертикальну швидкість точніше, ніж це можна зробити за сигналом кута тангажа.

Особливістю застосування для цієї цілі варіометра є значне запізнювання його показів, що може бути компенсоване шляхом комплексування його показів із показами вертикального акселерометра, який вимірює вертикальні прискорення. Функціональна схема даної методики показана на рис.3.3.1 а,



відповідно до якого вихідний сигнал оцінки вертикальної швидкості може бути записаний в операторному вигляді як

$$\hat{\dot{H}} = \dot{H} + \frac{T_p^2}{T_p + 1} \Delta H + \frac{T}{T_p + 1} \xi,$$

де  $\hat{\dot{H}}$  – оцінка вертикальної швидкості;  $\dot{H}$  – дійсна вертикальна швидкість;  $\Delta H$  – похибка через різницю систем відліку;  $\xi$  – шум акселерометра.

Ця схема дозволяє усунути інерційність показів варіометра; похибка, що внесена  $\Delta H$ , зазвичай невелика і нею можна знехтувати, а шуми акселерометра фільтруються інерційною ланкою. Зауважимо, що в цій схемі необхідно забезпечити рівність сталих часу запізнювання варіометра та фільтра в колі сигналу акселерометра.

При оцінці похідної істинної висоти шляхом диференціювання сигналу РВ має місце високий рівень високочастотних шумів. Фільтрація такого сигналу призводить до спотворень (запізнювання) корисного сигналу зміни

істинної висоти. У цьому випадку хороші результати може дати комплексування РВ з вертикальним акселерометром (рис.3.3.1 б).

Для цієї схеми операторний вираз вихідного сигналу має вигляд

$$\hat{H}_s = \dot{H}_s + \frac{T}{Tp+1} \ddot{h}_p + \frac{1}{Tp+1} \xi_1 + \frac{T}{Tp+1} \xi_2,$$

де  $\hat{H}_i$  – оцінка похідної істинної висоти;  $\dot{H}_i$  – дійсна вертикальна швидкість (похідна істинної висоти);  $\ddot{h}_p$  – друга похідна висот рельєфу;  $\xi_1$  – шум РВ після диференціювання;  $\xi_2$  – шум акселерометра.

Тут шуми  $\xi_1$  і  $\xi_2$  інтенсивно фільтруються аперіодичними ланками, а наявність у вихідному сигналі складової  $\ddot{h}_p$  можна розглядати навіть як корисний ефект фільтрації дрібної структури рельєфу в сигналі  $\hat{H}_i$ .

Істину висоту польоту, зазвичай отримують шляхом комплексної обробки інформації від системи повітряних сигналів, інерціальної системи навігації та радіовисотоміра.

Роздивимося схему комплексування вертикального каналу ІНС, радіовисотоміра і системи повітряних сигналів типу СВС (рис.3.3.2).Зведемо

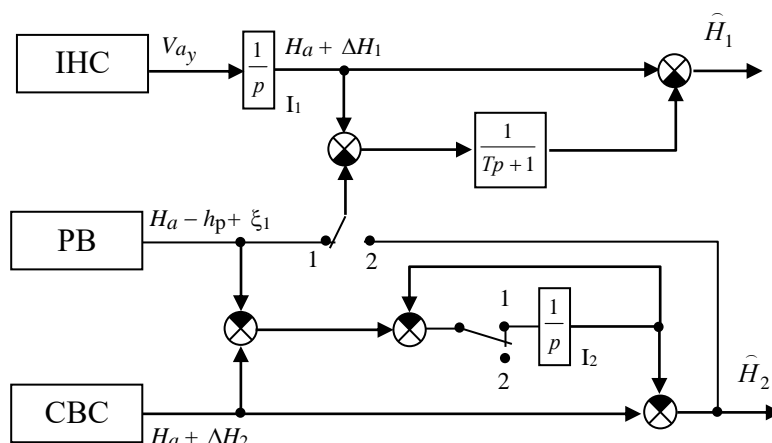


Рис.3.3.2

всі сигнали до системи відліку абсолютної висоти:

$$\begin{aligned}
H_{\text{ІНС}} &= H_a + \Delta H_1; \\
H_{\text{РВ}} &= H_a - h_p + \xi_1; \\
H_{\text{СВС}} &= H_a + \Delta H_2,
\end{aligned}$$

де  $H_{\text{ІНС}}$ ,  $H_{\text{РВ}}$ ,  $H_{\text{СВС}}$  – вихідні сигнали відповідних вимірників;  $H_a$  – дійсна абсолютна висота польоту;  $\Delta H_1$  і  $\Delta H_2$  – похибки, що повільно змінюються;  $h_p$  – висота рельєфу;  $\xi_1$  – шум РВ.

Запропонована схема має два виходи, сигнали яких  $\hat{H}_1$  і  $\hat{H}_2$  утворюються за рахунок комплексної обробки інформації РВ і ІНС (для  $\hat{H}_1$ ); РВ і СПС (для  $\hat{H}_2$ ).

Операторні вирази оцінок обох виходів фільтра мають вигляд

$$\dot{H}_{1,2} = H_a - \frac{1}{TP+1} h_p + \frac{TP}{TP+1} \Delta H_{1,2} + \frac{1}{TP+1} \xi_1. \quad (3.3.1)$$

З (3.3.1) виходить, що оцінки  $H_1$  і  $H_2$  є оцінками істинної висоти відносно усередненого рельєфу, оскільки висота рельєфу фільтрується аперіодичною ланкою.

Основним вихідним сигналом є  $\dot{H}_1$ . У випадку відмови ІНС використовується сигнал  $\dot{H}_2$ . При відмові РВ контакти на схемі перемикаються в положення 2. На виході інтегратора  $I_2$  запам'ятовується усереднена висота рельєфу місцевості (разом із похибкою  $\Delta H_2$ ), і сигнал  $H_2$  надходить замість сигналу РВ у верхню частину схеми для компенсації помилок вертикального каналу ІНС. Так забезпечується високий ступінь функціонального резервування вимірювання висоти.



### 6.3. Розробка алгоритмів перемикавання законів управління на етапі приземлення

На початковому етапі приземлення літак повинен знижуватися по прямолінійній траєкторії продовження глісади. Продовження глісади забезпечується шляхом стабілізації постійної вертикальної швидкості зниження, що у свою чергу формується залежно від того, за допомогою яких радіотехнічних засобів забезпечується захід на посадку. Якщо це системи типу MLS, то задана вертикальна швидкість розраховується за інформацією про дальність до ГРМ, а якщо це системи типу ILS, то задана вертикальна швидкість оцінюється по наведеним вище алгоритмах.

Етап польоту по продовженню глісади може закінчуватися, коли літак перетнув торець злітно-посадочної смуги (ЗПС). Однак визначити цей момент досить складно, до того ж таке перемикавання законів формування  $V_{y_3}$  не буде ненаголошеним через нерівність у момент перемикавання керуючих сигналів  $V_{y_3}$ . А основне завдання розроблювального алгоритму саме й полягають у тому, щоб забезпечити безударність перемикавання.

У роботі пропонується момент перемикавання формувати по різниці. Ціль керування полягає в тому, щоб відхилення літака від номінальних значень у момент перетинання торця ЗПС укладалося в припустимі обмеження. Одночасно з корисним керуванням на літак діє вплив, що обурює, вітру. Відмінною рисою постановки є те, що корисне керування обмежене, у той час як на вітер ніяких обмежень заздалегідь не накладається.

Запропоновані алгоритми приземлення літака за експоненціальною траєкторією, нежорстко заданою відносно ЗПС повністю задовольняє вимогам III експлуатаційної категорії ІКАО. Але у випадках виконання посадки на коротку ЗПС вимоги збереження посадкової дистанції виходять на перший план. Тому в роботі пропонується модернізувати розроблені алгоритми у випадках посадки на коротку ЗПС.

## 7. Автоматичне керування посадкою літака на основі алгоритму з прогновною моделлю

Теорія керування динамічними об'єктами з використанням прогнозних моделей – Model Predictive Control (MPC) є одним із сучасних формалізованих підходів до синтезу систем керування, що базуються на математичних методах оптимізації. Основною перевагою MPC підходу, що сприяє його успішному використанню в практиці побудови систем керування, є відносна простота базової схеми формування зворотного зв'язку, що поєднується з високими адаптивними властивостями.

Суть MPC підходу полягає в такій схемі керування динамічними об'єктами за принципом зворотного зв'язку:

1. Розглядається деяка (відносно проста) математична модель об'єкта, початковими умовами для якої є її поточний стан. За заданого програмного керування виконується інтегрування рівнянь цієї моделі, що дає змогу прогнозувати рух об'єкта на деякому кінцевому відрізку часу (горизонті прогнозу).
2. Виконується оптимізація програмного керування з метою наближення регульованих змінних прогновної моделі до відповідних сигналів, що задають, на горизонті прогнозу. Оптимізація здійснюється з урахуванням усього комплексу обмежень, накладених на керувані й регульовані змінні.
3. На кроці обчислень, що становить фіксовану малу частину горизонту прогнозу, реалізується знайдене оптимальне керування й вимірюється

<i>Кафедра АКІК</i>				<i>НАУ 20 16 06 000 ПЗ</i>						
<i>Виконала</i>	<i>Сидоренко М. В.</i>			Система автоматичного управління посадкою з прогнозуючою моделлю	<i>Літ.</i>	<i>Арк.</i>	<i>Аркушів</i>			
<i>Керівник</i>	<i>Філяшкін М. К.</i>									
<i>Консул-т</i>										
<i>Н.контр.</i>	<i>Тупіцин М.Ф.</i>									
<i>Зав. каф.</i>	<i>Синєглазов В.М.</i>									
					<i>204М.151</i>					

фактичний стан об'єкта наприкінці кроку.

4. Горизонт прогнозу зрушується на крок уперед, і повторюються п. п. 1 – 3 цієї послідовності дій.

Наведена схема може бути об'єднана з попередньою ідентифікацією рівнянь моделі, що використовується для прогнозу.

На етапі посадки в задану точку ЗПС з використанням прогнозування важливим є вибір незалежної змінної для прогнозування. Очевидно, як незалежну змінну потрібно взяти одну з координат, значення якої визначає закінчення процесу приземлення. Такою координатою для керування поздовжнім рухом доцільно обирати дальність до розрахованої точки приземлення.

Для об'єкта керування математичною моделлю є система звичайних нелінійних диференціальних рівнянь вигляду

$$\dot{x} + f(x, u) = 0, \quad x(0) = x_0, \quad (1)$$

де  $x \in E^n$  – вектор стану;  $u \in E^m$  – вектор керування;  $t \in [0, \infty]$  – час.

Одночасно з математичною моделлю (1) об'єкта керування розглядається система диференціальних рівнянь вигляду

$$\dot{\bar{x}}(\tau) + \bar{f}(\tau, \bar{x}(\tau), \bar{u}(\tau)) = 0; \quad \bar{x}|_{\tau=t} = x(t), \quad (2)$$

яка є прогнозною моделлю відносно математичної моделі (1) об'єкта керування.

Очевидно, що функція  $\bar{f}$  повинна мати такі ж властивості, що й функція  $f$ , а вектори  $\bar{x}$  і  $\bar{u}$  набувають значень з припустимих множин  $x$  і  $u$  відповідно.

Крім того, функція  $\bar{f}$  задається так, що для кожного припустимого керування  $\bar{u}(\tau) \equiv u(\tau)$  векторні функції  $x(\tau)$  і  $\bar{x}(\tau)$ , що задовольняють системи (1) і (2), відповідно близькі між собою за нормою для кожного  $\tau \in [t, \infty]$ .

Модель (1) у процесі функціонування може змінюватися, причому ці зміни апіорі не задано. Водночас фіксована модель вигляду (2), що ініціалізується в момент  $\tau = t$  поточним станом реального об'єкта, через певну близькість до нього за будь-яких варіацій неврахованих факторів дозволяє приблизно спрогнозувати його поведінку. Це можна зробити, якщо знайти окремий розв'язок системи (2) за заданого керування на деякому відрізку часу  $\tau \in [t, t + T]$ , причому прогноз буде тим точніший, чим менша величина  $T > 0$ . Зазвичай прогнозна модель вибирається досить простою для того, щоб її можна було інтегрувати в реальному масштабі часу й безпосередньо використовувати в контурі керування.

Під час дослідження як математична модель об'єкта керування використовувалась математична модель поздовжнього руху літака:

$$\begin{aligned} m\dot{V} &= P \cos \alpha - X_a - mg \sin \Theta - m(\dot{w}_x \cos \Theta + \dot{w}_y \sin \Theta); \\ mV\dot{\Theta} &= P \sin \alpha + Y_a - mg \cos \Theta + m(\dot{w}_x \sin \Theta + \dot{w}_y \cos \Theta); \\ J_z \dot{\omega}_z &= M_z; \\ \dot{\Theta} &= \omega_z; \\ \alpha &= \vartheta - \Theta + \alpha_w; \\ \dot{H} &= V_y = V \sin(\Theta + \alpha_w) + w_y; \\ \dot{D} &= V \cos(\Theta + \alpha_w) + w_x, \end{aligned}$$

де  $m$  – маса літака;  $M_z$ ,  $J_z$  – момент сил і момент інерції літака відносно поперечної осі  $z$ ;  $P$  – сила тяги двигунів;  $\vartheta$  – кут тангажа;  $\omega_z$  – кутова швидкість відносно осі  $z$ ;  $w_x$ ,  $w_y$  – складові вітрових збурень;  $\alpha_w = (-w_x \sin \Theta + w_y \cos \Theta) / V$  – кут атаки та приріст кута атаки від вітрового збурення. Керування літаком виконується рулем висоти дб шляхом зміни моменту сил  $M_z = f(\delta_v)$ .

За прогнозну математичну модель може бути обрана спрощена модель руху центра мас літака у вигляді:

$$\begin{aligned}\dot{\Theta} &= (n_{y_3} - \Theta) / T_{\Theta}; \\ \dot{H} &= V_y = V \sin \Theta; \\ \dot{D} &= V \cos \Theta,\end{aligned}$$

де  $n_{y_3}$  – керувальний вплив.

На етапі зниження по «продовженню глісади» керувальний вплив –  $n_{y_3} = K_{\dot{H}}(V_y - V_{y_3})$  формується за інформацією про запам'ятовану при польоті по глісаді вертикальну швидкість зниження  $V_{y_3} = V \sin \Theta_{\text{гл}}$ , а починаючи з висоти  $H \approx 8$  м, значення  $V_{y_3}$  формується за експоненціальним законом вирівнювання

$$V_{y_3} = -\frac{H + H_{ac}}{T_{\text{екс}}}.$$

Тут  $H_{ac}$  – глибина залягання асимптоти;  $T_{\text{екс}}$  – стала часу експоненти, яка на етапі прогнозування є головним розшукуваним параметром керування. За аналогічним алгоритмом формується керування рулем висоти математичної моделі об'єкта керування. Будь-яка задача оптимального керування складається з пошуку такого керувального впливу, що забезпечує досягнення цілі

$$\lim_{t \rightarrow \infty} \|\mathbf{x}(t) - \mathbf{r}_x(t)\| = 0, \quad \lim_{t \rightarrow \infty} \|\mathbf{u}(t) - \mathbf{r}_u(t)\| = 0 \quad (3)$$

і доставляє мінімум заданому функціоналу якості. Тут  $\mathbf{r}_x(t)$  і  $\mathbf{r}_u(t)$  – задані векторні функції, що визначають бажаний рух об'єкта з урахуванням обмежень  $\mathbf{x}(t) \in X \forall t \in [0, \infty)$ .

Задаючи керування  $\mathbf{u} = \mathbf{u}(\tau)$  як функцію часу на відрізку  $\tau \in [t, t + T_p]$  й інтегруючи систему (2) на зазначеному відрізку з початковими умовами  $\bar{\mathbf{x}}|_{\tau=t} = \mathbf{x}(t)$ , отримаємо окремий розв'язок  $\mathbf{x}(t) = \mathbf{x}(t, \mathbf{x}(t), \mathbf{u}(t))$ , що

тракується як прогноз поведінки об'єкта керування з горизонтом прогнозування  $T_p$ .

Формулюючи математичну задачу про вибір оптимального керування на підставі прогнозу, будемо вважати, що метою керування є забезпечення деякого заданого поведіння моделі (2), зумовленого аналогічно (3) векторними функціями  $r_x(t), r_x \in E^n$  і  $r_u(t), r_u \in E^m$ .

Оптимальне керування для прогнозної моделі шукається шляхом мінімізації функціонала вигляду

$$J(\mathbf{x}(t), \bar{\mathbf{u}}(\cdot), T_p, T_c) \rightarrow \min_{\bar{\mathbf{u}}(\cdot) \in \Omega_u}, \quad (4)$$

де  $\Omega_u$  – припустима множина керувань;  $T_c \leq T_p$  – горизонт керування, тобто такий момент часу, що

$$\bar{\mathbf{u}}(\tau) = \bar{\mathbf{u}}(t + T_c), \quad \forall \tau \in [t + T_c, t + T_p].$$

Результатом розв'язання задачі (4) є векторна функція

$$\bar{\mathbf{u}}^*(\tau) = \bar{\mathbf{u}}^*(\tau, \mathbf{x}(t), T_p, T_c) = \arg \min_{\bar{\mathbf{u}}(\cdot) \in \Omega_u} J(\mathbf{x}(t), \bar{\mathbf{u}}(\cdot), T_p, T_c) \quad (5)$$

– визначальне оптимальне програмне керування для прогнозної моделі. Ця функція забезпечує мінімальне значення функціонала

$$J(\mathbf{x}(t), \bar{\mathbf{u}}^*(\cdot), T_p, T_c) \rightarrow \min_{\bar{\mathbf{u}}(\cdot) \in \Omega_u}.$$

Уважаючи  $T_c = T_p \rightarrow \infty$  й здійснюючи прогноз від точки  $t = 0$  на нескінченному інтервалі часу  $t \in [0, \infty)$ , можна визначити керування вигляду (5), а потім реалізувати його у вигляді  $u(t) \equiv \bar{u}^*(t)$  для вихідного об'єкта. Очевидно, що за умови  $f(\cdot) \equiv f(\cdot)$  таке керування буде розв'язанням задачі оптимізації для реального об'єкта щодо заданого функціонала

$$J_0(\mathbf{x}(t), \mathbf{u}(t)) = \int_0^{\infty} F(\mathbf{x}(t), \mathbf{x}(0), \mathbf{u}(t), \mathbf{u}(t), \mathbf{r}_x(t), \mathbf{r}_u(t)) dt.$$

Виконання тотожності  $f(\cdot) \equiv f(\cdot)$  з урахуванням факторів, що зумовлюють розбіжність між моделями (1) і (2), у тому числі збурювальних

впливів, на тривалому інтервалі часу (інтервалі прогнозу) неможливо, тому реалізація програмного керування на базі однократного прогнозу призводить до відхилень від оптимального програмного руху. Однак для побудови траєкторії посадки головне – це точність приземлення (кінцевий стан); як досягається цей стан (за який час), не важливо. Тому при формуванні алгоритмів керування доцільно перейти до концепції керування кінцевим станом об'єкта, а як незалежну змінну для прогнозування вибирати не час, а дальність  $D$ . Для цієї концепції мета керування формується як

$$\lim_{D \rightarrow D_k} \|\mathbf{x}(D) - \mathbf{r}_x(D)\| = 0, \quad \lim_{D \rightarrow D_k} \|\mathbf{u}(D) - \mathbf{r}_u(D)\| = 0,$$

де  $D_k$  – дальність до розрахованої точки приземлення (ТП).

Оптимальне керування для прогнозної моделі у цьому випадку шукається шляхом мінімізації функціонала

$$J(\mathbf{x}(D), \bar{\mathbf{u}}(\cdot), D, D_k) \rightarrow \min_{\bar{\mathbf{u}}(\cdot) \in \Omega_u}.$$

Як розшукуваний параметр керування обирається стала часу експоненти вирівнювання  $T_{\text{екс}}$ , за якої мінімізується відхилення координати точки дотику літака до ЗПС (точка перетинання експоненти з рівнем ЗПС) від заданої координати точки приземлення. У цьому випадку виконується багаторазовий прогноз з інтервалом  $(D_k - D)$ , що поступово зменшується. При цьому оптимальне керування  $^* u$  (у розгляданому випадку  $T^*_{\text{екс}}$ ), що знайдене для прогнозної моделі на відрізку  $(D_k - D)$ , подається на реальний об'єкт

$$\mathbf{u}(D_k - D) \equiv \bar{\mathbf{u}}^*(D_k - D),$$

або після конкретизації параметрів керування

$$T_{\text{екс}}(D_k - D) \equiv T^*_{\text{екс}}(D_k - D).$$

Потім здійснюється пошук на вже зменшеному інтервалі прогнозу ( $D_k - (D + \Delta D)$ ). Зі зменшенням інтервалу прогнозу точність керування поступово збільшується.

Наведений спосіб оптимізації керування із прогнозуванням використовує прогноз з поступовим наближенням до горизонту. У межах такого підходу керування здійснюється за принципом зворотного зв'язку з дискретним надходженням інформації про поточний стан об'єкта в моменти ( $D + \Delta D$ ). При цьому компоненти вектора стану можуть бути або безпосередньо вимірювані, або оцінені за допомогою пристроїв спостереження за результатами вимірювань доступних змінних.

Отже як незалежна змінна для прогнозування обирається дальність до розрахованої точки приземлення. Координата ж точки приземлення обчислюється з урахуванням багатьох факторів: висоти аеродрому або зниженого атмосферного тиску, ухилу ЗПС, стану поверхні ЗПС, попутної складової вітру, типу гальмування, відхилення від швидкості кінцевого етапу заходу на посадку тощо. Тому вибір точки приземлення є окремою задачею побудови траєкторії приземлення і в цій роботі не розглядається.

На етапі проведення досліджень при виборі координати точки приземлення враховувалось, що на етапі зниження по «продовженню глісади» літак прямує на глісадний маяк (ГРМ), при цьому дальність до ГРМ обчислюється за формулою

$$D_{\text{ГРМ}} = \frac{H}{\text{tg}\Theta_{\text{гл}}},$$

де  $H$  – істинна висота польоту по глісаді в даний момент часу;  $\Theta_{\text{гл}}$  – крутизна глісади польоту.

Задаючи дистанцію вирівнювання  $D_{\text{вир}}$  (дистанцію за ГРМ), обираємо дальність до розрахованої точки приземлення

$$D_k = D_{\text{ГРМ}} + D_{\text{вир}}.$$



Зменшення дистанції вирівнювання призводить до зменшення посадкової дистанції, що важливо для посадки на коротку ЗПС, але при цьому зростає жорсткість приземлення. Тому, оптимізуючи керування, необхідно враховувати весь комплекс обмежень, зокрема обмеження на вертикальну швидкість приземлення з  $V_y$ , яка не повинна перевищувати 1,2 м/с.

Пропонований алгоритм керування досліджувався за допомогою математичного моделювання у середовищі програмування Delphi. Дослідження показали, що найбільш істотно впливає на посадкову дистанцію швидкість заходу на посадку. Наприклад, швидкість заходу на посадку літака Ан-74 залежно від маси змінюється зі 160 км/год за маси 22 т до 210 км/год за маси 36 т. При цьому посадкова дистанція за незмінної сталої часу експоненти вирівнювання  $T_{екс} = 3,5$  с змінюється (рис. 1) на 200 м.

Тому навіть попереднє оцінювання керування перед етапом вирівнювання дозволяє істотно підвищити точність приземлення літака для змінних швидкостей заходу на посадку. За заданою дистанцією вирівнювання  $D_{вир} = 120$  м були отримані посадкові траєкторії (рис. 1), що виводять літак у ТП. При цьому похибка дотику ЗПС відносно ТП не перевищує 5 м. Знайдені оптимальні значення сталої часу експоненти вирівнювання дорівнюють:  $T_{екс} = 2,55$  с для швидкості 160 км/год;  $T_{екс} = 1,75$  с для швидкості 210 км/год.

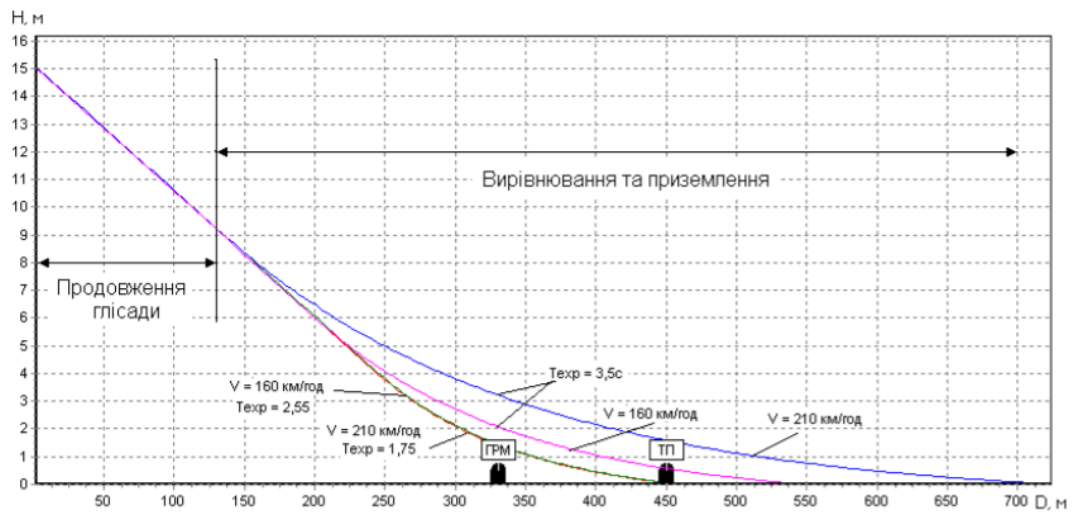


Рис. 1. Посадкові траєкторії літака для різних  $T_{екс}$

Для досліджень впливу діючих збурень на точність приземлення при моделюванні були сформовані математичні моделі вітрових збурень. Профілі вітру цієї моделі дозволяють імітувати атмосферні умови, що відповідають реальним ситуаціям. На графіках (рис. 2) надані результати моделювання етапу приземлення літака при влученні у висхідний та низхідний вітрові потоки. У разі застосування лише попереднього прогнозування похибка дотику ЗПС відносно ТП становить близько 50 м, а в разі керування за прогнозною моделлю похибка дотику ЗПС відносно ТП не перевищує 5 м.

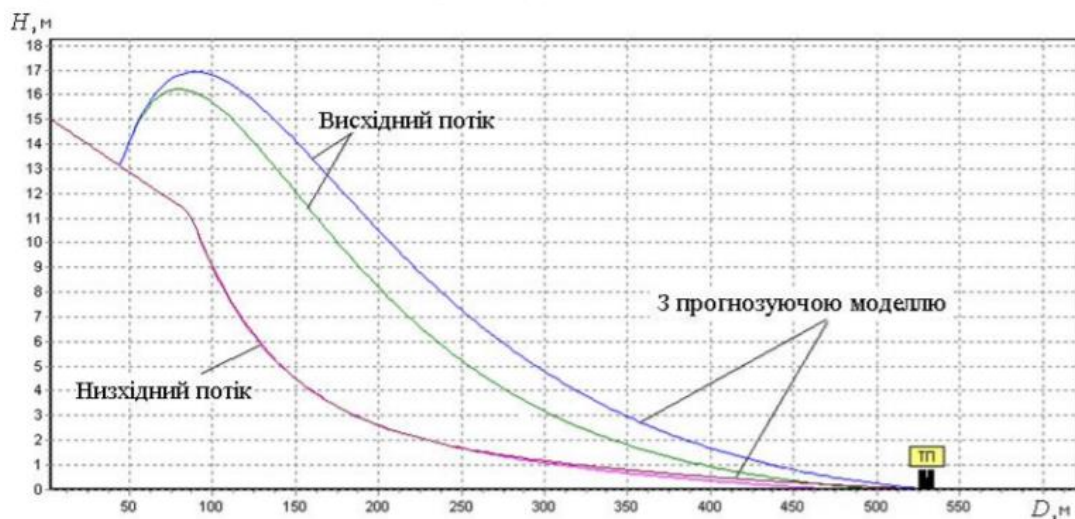


Рис. 2. Посадкові траєкторії для різних вітрових потоків

## 8. Дослідження розроблених алгоритмів

Розроблені алгоритми досліджувалися шляхом математичного моделювання. Дослідження проводилися з використанням програми візуального моделювання Simulink, що входить до складу універсального математичного пакету програмування MATLAB. Блок-діаграма моделі показана на рис.7.1.

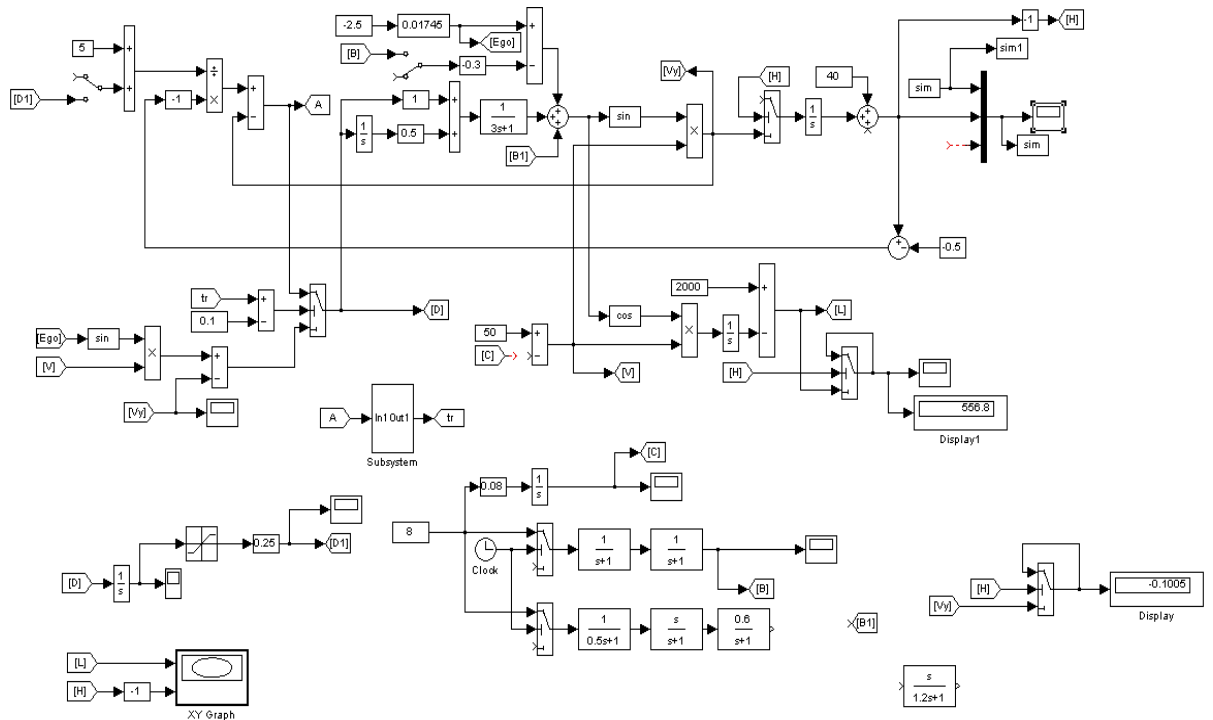


Рис.7.1. Блок-діаграма моделі.

До складу моделі входить спрощена модель літака з вертикальної швидкості та істинної висоти польоту, модель системи автоматичного управління, що реалізує досліджувані алгоритми управління, модель формування збурень, та набір віртуальних осцилографів, які реєструють результати процесу моделювання.

В даній структурній схемі є також підсистема (рис.7.2), що має вигляд (рис.7.3). Алгоритм цієї підсистеми відповідає за режим плавного

<i>Кафедра АКІК</i>				<i>НАУ 20 16 06 000 ПЗ</i>			
<i>Виконала</i>	<i>Сидоренко М. В.</i>			Система автоматичного управління посадкою з прогнозуючою моделлю	<i>Лім.</i>	<i>Арк.</i>	<i>Аркушів</i>
<i>Керівник</i>	<i>Філяшкін М. К.</i>						
<i>Консулт-т</i>					<i>204М.151</i>		
<i>Н.контр.</i>	<i>Тупіцин М.Ф.</i>						
<i>Зав. каф.</i>	<i>Синєглазов В.М.</i>						

переключення ПС з етапу по продовженню глісади на етап вирівнювання і посадки.

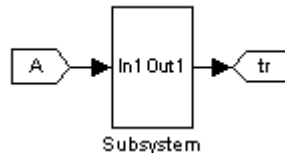


Рис.7.2. Підсистема

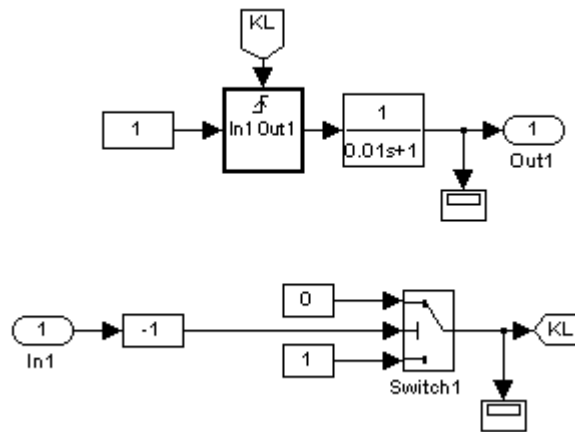


Рис.7.3. Розгорнута субсистема

***Дослідження посадки без збурення з незмінною експонентою***

Дослідженню підлягає закон управління, який має вигляд

$$\delta_{\dot{a}} = K_{\vartheta} (\vartheta - \vartheta_{\zeta}) + K_{\omega_z} \omega_z$$

$$\vartheta_{\zeta} = \frac{K_{\dot{H}}}{K_{\vartheta}} (V_y - V_{y_{\zeta}}),$$

де  $V_{y_{\zeta}} \approx \square 3,5$  м/с, а, починаючи з висоти  $H \approx 20$  м,  $V_{y_{\zeta}} = -\frac{H + H_{ac}}{T}$ .

Посадка літака реалізується за експоненціальною траєкторією, нежорстко заданою відносно ЗПС. Результати моделювання у вигляді залежності  $H = f(t)$  приведені на осцилограмі (див. рис. 7.4)

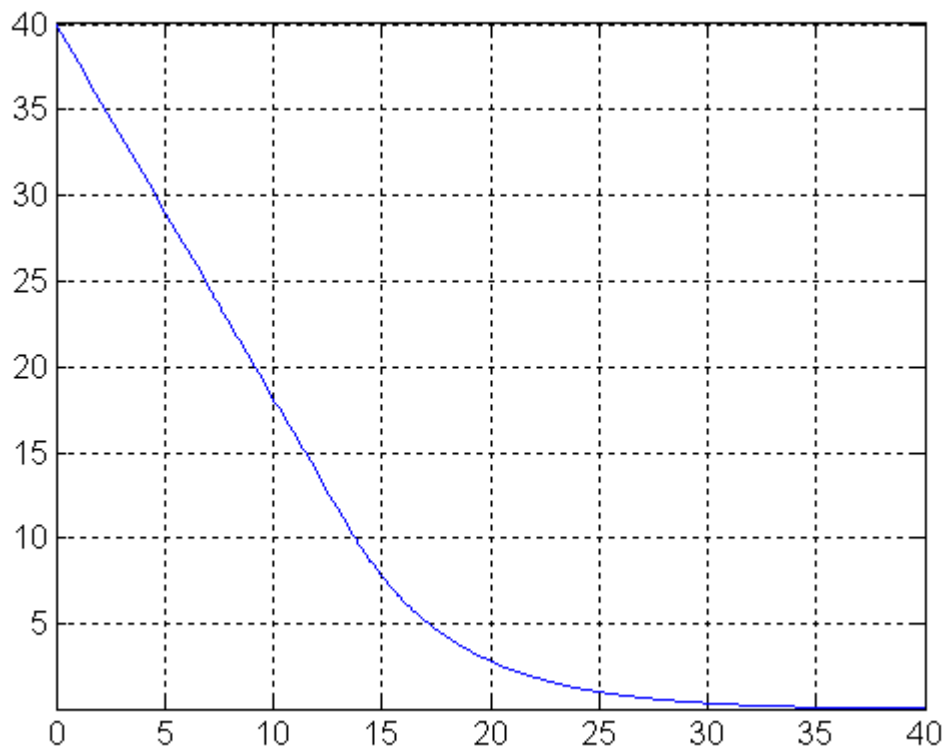


Рис. 7.4

Результати моделювання підтверджують вірність обраного підходу до побудови алгоритму приземлення. Літак плавно торкається ЗПС, процес вирівнювання та приземлення не перевищує 20 с.

***Дослідження посадки з незмінною експонентою під впливом збурень***

Дослідженню підлягає той самий закон управління

$$\delta_{\dot{a}} = K_{\vartheta} (\vartheta - \vartheta_{\zeta}) + K_{\omega_z} \omega_z$$

$$\vartheta_{\zeta} = \frac{K_{\dot{H}}}{K_{\vartheta}} (V_y - V_{y_{\zeta}}),$$

де  $V_{y_{\zeta}} \approx \pm 3,5$  м/с, а, починаючи з висоти  $H \approx 20$  м,  $V_{y_{\zeta}} = -\frac{H + H_{ac}}{T}$ .

Посадка літака реалізується за експоненціальною траєкторією, нежорстко заданою відносно ЗПС. При відхиленні літака під впливом збурень від заданої траєкторії траєкторія посадки зміщується вздовж осі ЗПС, тобто та ж сама траєкторія будується вже з нової точки місцезнаходження літака. Результати моделювання у вигляді залежності  $H = f(t)$  приведені на

осцилограмі (див. рис. 7.5). На рис. 7.6 у збільшеному масштабі показаний етап безпосереднього приземлення. Для порівняння на осцилограмах приведений процес приземлення при відсутності збурень.

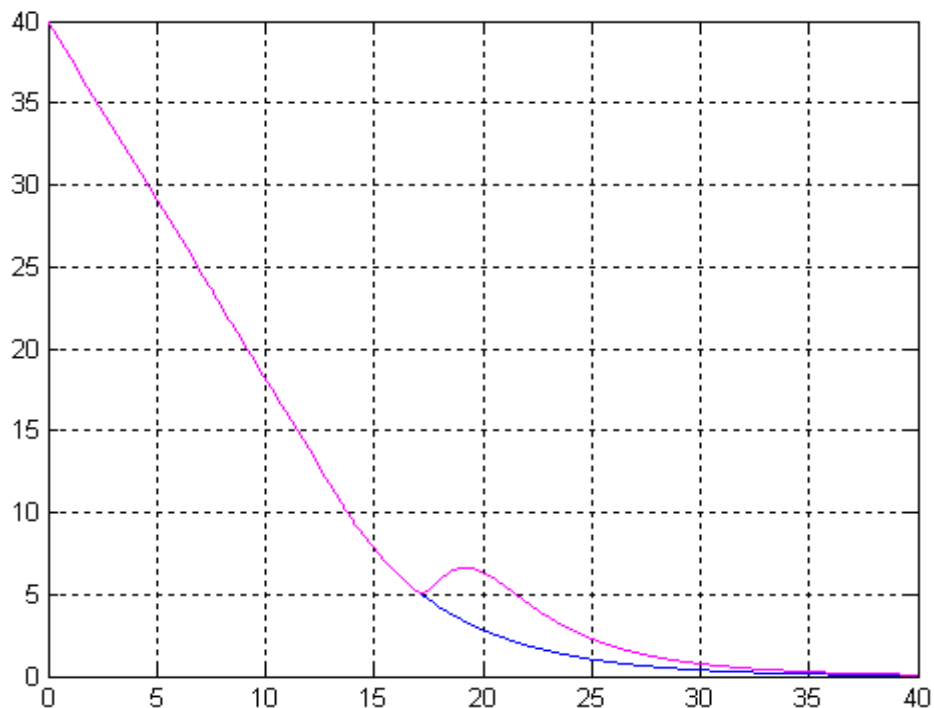


Рис. 7.5

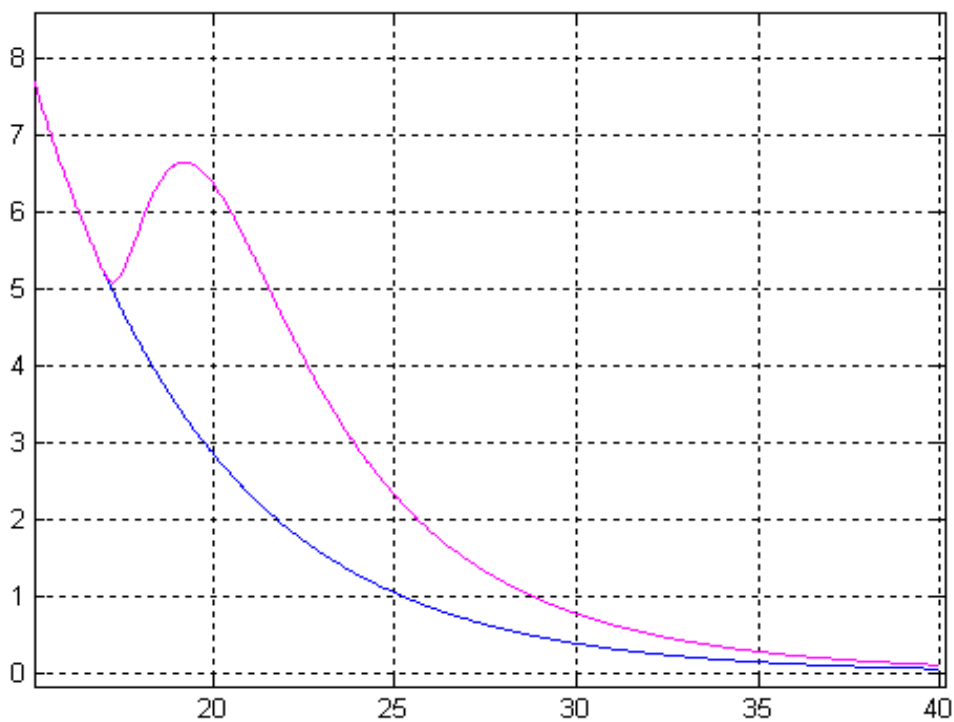


Рис. 7.6

Результати моделювання підтверджують зроблені висновки про розкид точок торкання літак при реалізації траєкторією, нежорстко заданою відносно ЗПС. Зокрема у даному випадку літак торкається ЗПС на 4 с. пізніше, що у перерахунок на посадкову дистанцію складає порядку 300 м.

### *Дослідження алгоритмів посадки на коротку ЗПС*

Дослідженню підлягає той самий закон управління, але починаючи з висоти  $H \approx 20$  м, вертикальна швидкість формується по алгоритму

$$V_{y\zeta} = -\frac{H + H_{ac}}{T(\Delta V_y)}$$

Посадка літака реалізується також за експоненціальною траєкторією. Але при відхиленні літака під впливом збурень від заданої траєкторії траєкторія посадки змінює свою крутизну таким чином щоб точка дотику літака до ЗПС не зміщувалась відносно ЗПС. Результати моделювання у вигляді залежності  $H = f(t)$  приведені на осцилограмі (див. рис. 7.7). На рис. 7.8 у збільшеному масштабі показаний етап безпосереднього приземлення. Для порівняння на осцилограмах приведені процеси приземлення при відсутності збурень та при реалізації траєкторії, нежорстко заданою відносно ЗПС.

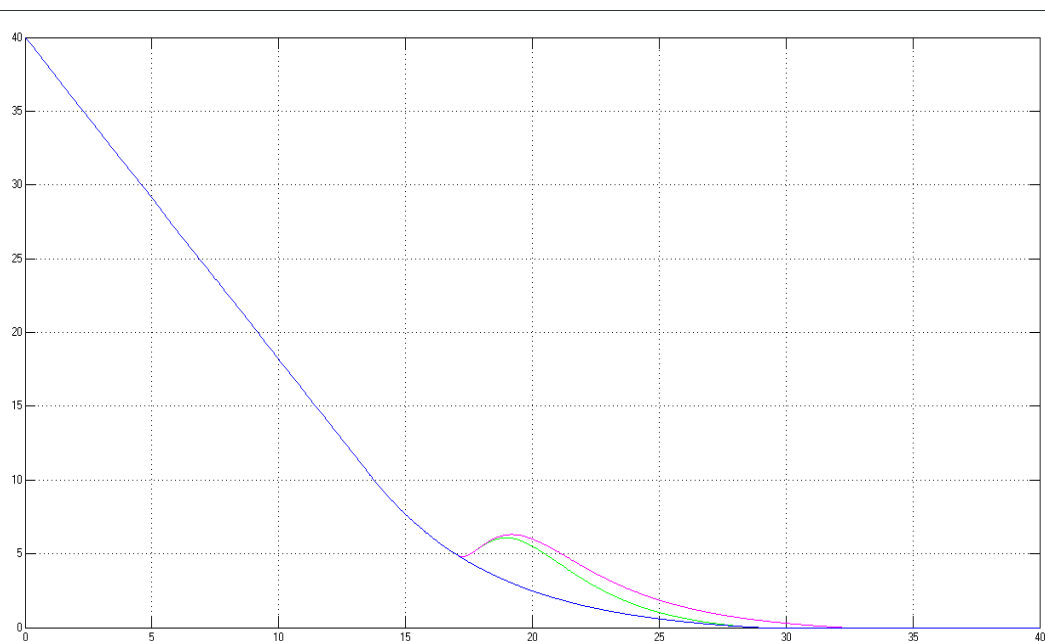


Рис. 7.7

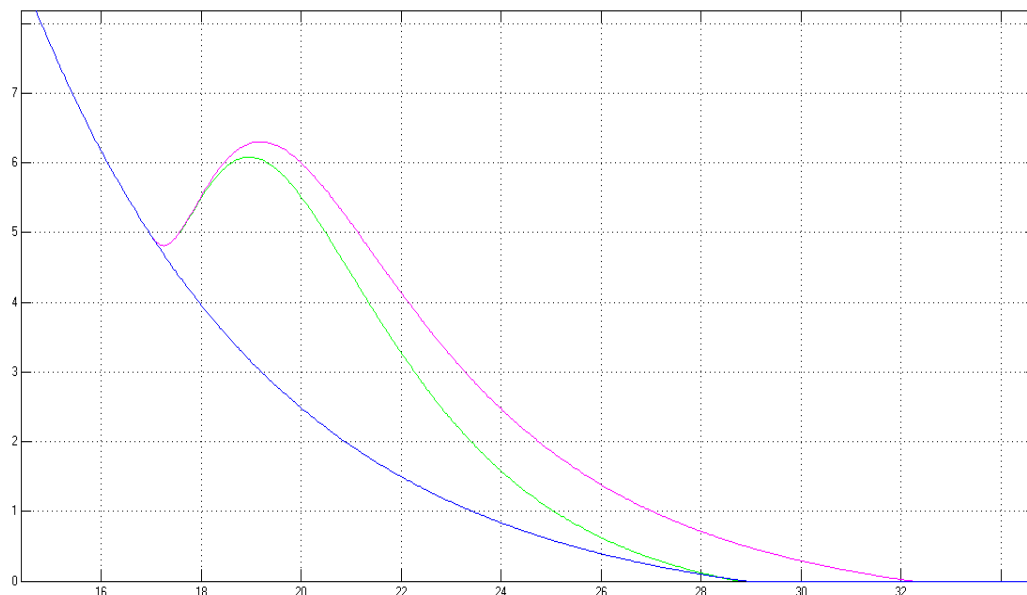


Рис. 7.8

Результати моделювання підтверджують роботоздатність розроблених алгоритмів. Точність приземлення при реалізації запропонованих алгоритмів підвищується.

Крім того, шляхом моделювання перевірялась робота алгоритму переключення з етапу польоту по продовженню глісади на етап вирівнювання і приземлення. Результати моделювання показують, що вирівнювання проходить практично без ривків.



## РОЗДІЛ 9

### ОХОРОНА НАВКОЛИШНЬОГО СЕРЕДОВИЩА

На сьогодні практично всі питання, які стосуються світової цивільної авіації вирішує Міжнародна організація цивільної авіації (далі ІКАО). ІКАО виробляє основні вимоги до роботи цивільної авіації, в тому числі й вимоги щодо сертифікації літаків за рівнем впливу на навколишнє середовище, а також обмежує використання літаків, що не відповідають екологічним вимогам. При цьому, Міжнародна організація цивільної авіації майже не займається питаннями компенсації екологічних збитків від впливу повітряних суден на навколишнє середовище, віддаючи ці питання на вирішення кожної окремої держави.

#### 9.1 Аналіз проблеми впливу літальних апаратів на стан довкілля

Вплив на навколишнє середовище літальних апаратів – проявляється у вигляді шуму літальних апаратів й емісії шкідливих речовин з випускними газами двигунів. Найбільший шум на місцевості літальні апарати роблять поблизу аеропортів при виконанні злітно-посадочних операцій. Значний шум на місцевості може створювати допоміжна силова установка літального апарата при її роботі в наземних умовах. Частка авіації в загальному забрудненні атмосфери мала, однак, наприклад, у зоні аеропорту, вона може бути значної. Забруднюючими речовинами є гази, що відробили, двигунів, що містять у невеликих концентраціях оксиди вуглецю, сірки й азоту, незгорілі вуглеводні, сажу й ін. Зниження емісії шкідливих речовин досягається вдосконалюванням камери згоряння й інших вузлів двигуна. Зменшення забруднення повітря забезпечується також поліпшенням методів експлуатації літальних апаратів.

У результаті авіатранспортних перевезень відбувається забруднення

<i>Кафедра АКІК</i>				<i>НАУ 20 16 06 000 ПЗ</i>			
<i>Виконала</i>	<i>Сидоренко М. В.</i>			Система автоматичного управління посадкою з прогнозуючою моделлю	<i>Літ.</i>	<i>Арк.</i>	<i>Аркушів</i>
<i>Керівник</i>	<i>Філяшкін М. К.</i>						
<i>Консул-т</i>	<i>Маджд С.М.</i>				<b>204М.151</b>		
<i>Н.контр.</i>	<i>Тупіцин М.Ф.</i>						
<i>Зав. каф.</i>	<i>Синєглазов В.М.</i>						

грунтів, водних об'єктів та атмосфери, а сама специфіка впливу повітряного транспорту на довкілля виявлена в значній шумовій дії та значних викидах різноманітних забруднюючих речовин.

Прогнозований ріст повітряного транспорту у світі викликав необхідність своєчасного обмеження шкідливих викидів авіаційними двигунами. Міжнародна організація цивільної авіації (ИКАО) розробила в зв'язку з цим жорсткі норми на емісію авіаційних двигунів.

До складу відпрацьованих газів газотурбінних двигунів, входять наступні основні компоненти, що забруднюють атмосферу: оксид вуглецю, вуглеводні (метан  $CH_4$ , ацетилен  $C_2H_2$ , етан  $C_2H_6$ , етилен  $C_2H_4$ , пропан  $C_3H_8$ , бензол  $C_6H_6$ , толуол  $C_6H_5CH_3$ , і ін.), оксиди азоту, альдегіди (формальдегід  $HCHO$ , акролеїн  $CH_2=CH=CHO$ , оцтовий альдегід  $CH_3CHO$  й ін.), оксиди сірки, сажа (видимий димний шлейф за соплом двигунів), бензапирен.

Викид дренованого палива в атмосферу авіаційними двигунами нормами ИКАО не допускається і повинний виключатися в процесі конструювання нових авіадвигунів і повітряних суден. Незважаючи на це обмеження в авіації усе ще експлуатуються авіадвигуни, з паливних агрегатів і камери згоряння яких паливо збирається в дренажний бак, а відтіля виводиться на зріз реактивного сопла. Встановлено, що частка забруднення атмосферного повітря вуглеводнями в аеропортах за рахунок викиду дренованого палива близька до 20%.

Кількісною характеристикою викидів шкідливих речовин авіаційного двигуна є індекс емісії  $EI$ , що показує, скільки грамів речовини викидається в повітря при спалюванні 1 кг палива.

Зміст оксиду вуглецю і вуглеводнів у відпрацьованих газах авіаційних двигунів, обумовлюється неповним згорянням палива. Індокси емісії  $EI_{CO}$  і  $EI_{CH}$  залежать від типу камери згорання, від коефіцієнта повноти згорання палива  $\eta$ :

$$EI_{CO} = \frac{4167(1-\eta)}{\beta + 4,83} \beta;$$

$$EI_{CH} = \frac{4167(1-\eta)}{\beta + 4,83} \beta,$$

де характерна залежність для коефіцієнта

$$\beta = \frac{EI_{CO}}{EI_{CH}}$$

має вигляд  $\beta = 0,79(1-\eta)^{-0,37}$ .

Рівень емісії оксидів азоту  $NO_x$  залежить від температури в камері згорання палива, тривалості перебування продуктів горіння в зоні горіння камери згорання. Тривалість перебування палив-повітряної суміші  $t_{пр}$  в жаровій трубі визначається:

$$t_{пр} = \frac{P_k V_{ж}}{m_1},$$

де  $P_k$  – тиск повітря за компресором внутрішнього контуру;

$V_{ж}$  – обсяг жарової труби;

$m_1$  – маса повітря, що минає через внутрішній контур двигуна.

Індекс емісії оксидів азоту визначається так

$$EI_{NO_x} = 0,06 \exp(6,78 \cdot 10^{-3} T_k + 0,13 \cdot 10^{-3} t_{пр}),$$

де  $T_k$  – температура повітря за компресором, від величини якої залежить температура суміші в зоні горіння.

Залежність індексу емісії  $EI$  (г/кг) від режиму роботи двигунів приведена на рис. 10.1.

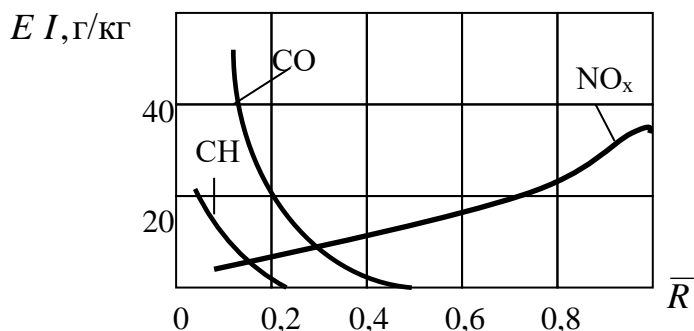


Рис. 10.1

З графіку видно, що максимальний викид  $CO$  і незгорілого палива  $CH$  спостерігається на режимі малого газу внаслідок того, що на цьому режимі коефіцієнт повноти згоряння палива найменший через малі температури і тиски повітря в камері згоряння. Емісія  $NO_x$  мінімальна на режимах малого газу і досягає максимуму при злітних режимах роботи двигунів, коли температура в камері згоряння максимальна й умови утворення  $NO_x$  найбільш сприятливі. Диміння виникає через утворення часток сажі в камерах згоряння з великим надлишком палива і при високих температурах. Такі умови створюються в двигунах, коли вони працюють на режимах тяги, близьких до одиниці (рис. 10.2).

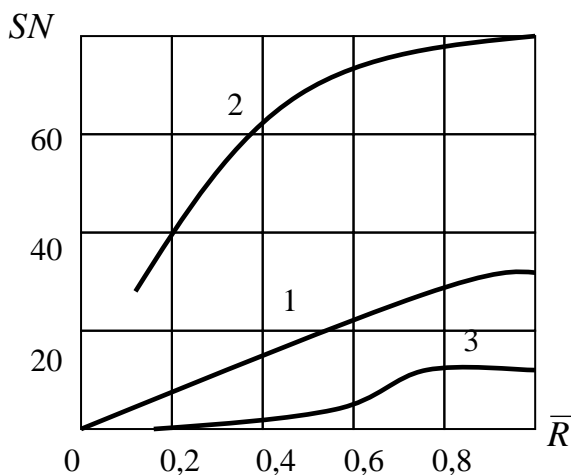


Рис. 10.2

Цивільна авіація є міжнаціональним і постійно розширюючимся джерелом забруднення атмосфери, тому ряд країн і Міжнародна організація цивільної авіації (ИКАО) проводять дослідження і розробляють заходи з метою обмеження забруднення атмосфери. Кардинальним напрямком, що веде до зниження викидів повітряними суднами, вважається обмеження емісії авіадвигунами шкідливих речовин, а в наступному і створення так званих «чистих» двигунів. Реалізація цього напрямку пов'язана з багатоцільовими науковими дослідженнями, що вимагають наявності сучасної високоточної апаратури і значних фінансових витрат при розробці й випробуваннях складних і дорогих конструктивних рішень на авіадвигунах. При цьому проведення всіх доробок і удосконалювання авіадвигунів не повинне позначатися на досягнутих рівнях безпеки польотів і надійності повітряних суден, а крім того, бути прийнятним з економічної точки зору.

## **9.2 Ступені небезпеки токсичних забруднюючих речовин**

Токсичні забруднюючі речовини з пересувних і стаціонарних джерел поділяються за ступенями небезпеки на 4 класи:

- 1 – надзвичайно небезпечні (тетраетилсвинець, свинець, ртуть та ін.);
- 2 – високо небезпечні (марганець, мідь, сірчана кислота, хлор та ін.);
- 3 - помірно небезпечні (ксилол, метиловий спирт та ін.);
- 4 - малонебезпечні (аміак, бензин паливний, гас, оксид вуглецю, скипидар, ацетон та ін.) [12].

Вплив авіації на довкілля може бути двох видів – хімічним і фізичним. До факторів хімічного впливу відносять емісію шкідливих речовин авіаційними двигунами та дію їх на озоновий шар атмосфери. Фактори фізичного впливу – авіаційний шум та звуковий удар. Аналіз останніх робіт по охороні навколишнього середовища при авіатранспортних процесах, проведених в різних країнах, в рамках ИКАО, останніх вітчизняних досліджень, було виявлено головні особливості такого впливу.

Авіація використовує сьогодні два види палива: авіаційний бензин і авіаційний гас. На долю літаків з поршневыми (бензиновими) двигунами припадає сьогодні менше ніж 2% палива, яке використовується світовою цивільною авіацією в цілому, для України цей показник ще менший. Таким чином, при аналізі забруднення атмосфери можемо розглядати тільки викиди продуктів горіння авіаційного гасу. До складу цивільної авіації входять літальні транспортні засоби, які можна класифікувати наступним чином: вертольоти, літаки авіації загального призначення, літаки місцевих ліній, магістральні літаки. Магістральні літаки використовують більше ніж 86% палива від загальної кількості використаного в світі, для України цей показник значно більший. Досвід показує, що кількісні показники емісії шкідливих речовин пропорційні кількості використаного палива. Таким чином, основні розрахунки впливу емісії на довкілля ми можемо провести, використовуючи показники емісії саме для цього класу повітряних машин.

Визначення маси викиду, виробленого повітряним судном у районі аеропорту, здійснюється для злітно-посадочного циклу, що складається зі злітного (запуск і прогрів двигунів, зліт, набір висоти 1000 м) і посадкового етапів (зниження з висоти 1000 м, посадка). Розрахунок викиду ведеться окремо для двигунів різного типу гелікоптерів для розглянутого інтервалу часу (за рік) .

Розрахунок маси  $M_{13-n}, M_{23-n}$  викидів  $CO$  і  $NO_x$  при злітно-посадочних операціях виконується за формулами:

$$M_{13-П} = n(W_{13}T_3 + W_{1НВ}T_{НВ} + W_{1П}T_{П})N,$$

$$M_{23-П} = n(W_{23}T_3 + W_{2НВ}T_{НВ} + W_{2П}T_{П})N.$$

де  $W_{13}, W_{23}$  - маси шкідливих емісії відповідно  $CO$  і  $NO_x$  під час зльоту ;

$W_{1НВ}, W_{2НВ}$  - теж саме під час набору висоти 1000 м;

$W_{1П}, W_{2П}$  - теж саме під час зниження з висоти 1000 м;

$T_3, T_{\text{НВ}}, T_{\text{П}}$  - режимне напруцювання в годинах двигунів під час зльоту, набору висоти 1000 м і зниженню з висоти 1000 м.

Розрахунки проводимо для двох режимів( набір висоти, захід на посадку з висоти 1000 м).

Для режиму набір висоти:

$$M_{1\text{НВ}} = 3 \cdot (0,0312 \cdot 0,037 + 0,0312 \cdot 0,037 + 0,0312 \cdot 0,037) \cdot 90 = 0,93,$$

$$M_{2\text{НВ}} = 3 \cdot (0,049 \cdot 0,037 + 0,049 \cdot 0,037 + 0,049 \cdot 0,037) \cdot 90 = 0,15.$$

Для режиму захід на посадку з висоти 1000 м:

$$M_{1\text{П}} = 3 \cdot (0,0312 \cdot 0,07 + 0,0312 \cdot 0,07 + 0,0312 \cdot 0,07) \cdot 90 = 1,77,$$

$$M_{2\text{П}} = 3 \cdot (0,049 \cdot 0,07 + 0,049 \cdot 0,07 + 0,049 \cdot 0,07) \cdot 90 = 0,93.$$

Оцінка збитку, який спричиняється річними викидами  $CO(Z_1)$  і  $NO_x(Z_2)$ , визначається за допомогою виразів:

$$Z_1 = 120 \cdot \sigma \cdot m_1,$$

$$Z_2 = 120 \cdot \sigma \cdot m_2.$$

Тут  $\sigma$  - показник відносної небезпеки забруднення атмосферного повітря ( території промислових підприємств і промвузлів мають значення  $\sigma = 4$ );  $m_1, m_2$  - значення зведеної маси річних викидів відповідно  $CO$  і  $NO_x$  ( $m_1 = A_1 M_1$ ,  $m_2 = A_2 M_2$ );  $A_1 = 1$  і  $A_2 = 41,1$  - показники відносної агресивності відповідно  $CO$  і  $NO_x$ .

Для режиму набір висоти:

$$m_1 = A_1 M_1 = 1 \cdot 0,93 = 0,93, \quad m_2 = A_2 M_2 = 41,1 \cdot 0,15 = 6,16,$$

$$Z_1 = 120 \cdot 4 \cdot 0,93 = 446,4,$$

$$Z_2 = 120 \cdot 4 \cdot 6,16 = 2,957 \cdot 10^3.$$

Для режиму захід на посадку з висоти 1000 м:

$$m_1 = A_1 M_1 = 1 \cdot 1,77 = 1,77,$$

$$m_2 = A_2 M_2 = 41,1 \cdot 0,93 = 38,2,$$

$$Z_1 = 120 \cdot 4 \cdot 1,77 = 849,6,$$

$$Z_2 = 120 \cdot 4 \cdot 38,2 = 18,336 \cdot 10^3.$$

Аналіз кількісних і якісних показників компонентів емісії дозволив виділити три найбільш вагомні з них: окис вуглецю (CO); вуглеводні (CnHm); окисли азоту (NOx). Кількісною характеристикою викидів є індекс емісії, який показує скільки грамів шкідливої речовини виділяється при спалюванні одного кілограма палива. Індеси емісії залежать від типу та конструкції авіадвигунів, а також від режиму їхньої роботи (виділяють чотири основних режими: 1 - зліт, 2 - набір висоти, 3 - захід на посадку, 4 - малий газ). Сьогодні, в рамках роботи ІКАО по охороні навколишнього середовища при авіатранспортних процесах, створено єдину базу даних по емісії авіаційних двигунів, в якій указано індеси емісії шкідливих речовин на різних режимах роботи, для всіх моторів, що використовуються в міжнародній цивільній авіації [13].

### **9.3 Наслідки підвищення впливу авіації на довкілля**

Подальший розвиток цивільної авіації в Україні пов'язаний зі значним зростанням об'ємів перевезень і кількості транзитних літаків, які перетинають українську територію по міжнародних авіаційних трасах, негативною стороною такого росту є підвищення впливу авіації на довкілля, економічний механізм для компенсації якого в українській державі відсутній; - на сьогодні найбільшу частку в загальних збитках має емісія авіаційних двигунів (61,2%), збитки від авіаційного шуму – 38,8, в далекому майбутньому співвідношення цих показників може змінитися в напрямку збільшення ваги шуму в загальній сумі збитків, а в найближчий час –



- навпаки, в зв'язку з очікуваним різким збільшенням транзитних літаків;
- вплив окисів азоту складає основу збитків від емісії двигунів (99% при прольоті території і 90% в зоні аеропорту, або в середньому 98%);
  - найбільша частка збитків від емісії (75%) обумовлена польотами транзитних літаків, тому очікуване збільшення кількості таких рейсів до 2006 року приведе до збільшення суми збитків від емісії в 4,8 рази, а від нинішньої загальної суми збитків в 3,3 рази;
  - введення в дію економічного механізму компенсації шкідливого впливу цивільної авіації на навколишнє середовище не буде достатнім аргументом для оновлення машинного парку авіакомпаній сучасними літаками з низьким впливом на довкілля, зате дозволить дещо покращити якість навколишнього середовища завдяки збільшенню надходжень в екологічні фонди, а в питаннях модернізації льотного парку слід як і раніше покладатися на адміністративні дії ІКАО.
  - для зменшення шкідливого впливу авіації на довкілля економічно не вигідно впроваджувати радикальні заходи, достатньо зупинитися на більш простих і дешевих, таких як експлуатаційні та адміністративні, іноді можуть бути ефективні інженерно-будівельні роботи, показники ефективності вищевказаних заходів пропорційні до інтенсивності польотів в аеропорт.

#### **9.4 Захист атмосфери від забруднення і зниження емісії авіаційних двигунів**

Основний принцип захисту навколишнього середовища, у тому числі й атмосферного повітря, від забруднення, полягає в розробці комплексу заходів, які обмежують (виключають) надходження шкідливих речовин в атмосферу. Виключити викиди означало б негайно перевести всі процеси, пов'язані з господарською діяльністю людини на Землі й в атмосфері, на цілком безвідходну технологію виробництва. А це зробити неможливо.

Людство порівняно нещодавно усвідомило і прийшло до необхідності поступового переходу промислових підприємств на безвідходну технологію, що виключає забруднення атмосферного повітря і навколишнього середовища, чи зводить його до прийняттого рівня. Тому сьогодні захист атмосферного повітря йде по шляху обмеження викидів, маси яких не створювали б у приземному шарі концентрації вище гранично допустимих, а в тропосфері і верхніх шарах атмосфери не викликали би змін у складі і структурі.

Заходи щодо захисту атмосферного повітря від забруднення розділяються на організаційні (розробка і впровадження нових транспортних засобів), планувальні (пристрій санітарно-захисних зон і т.д.), санітарно-технічні (будівництво очисних споруджень), технологічні (нові технології, що сприяють зменшенню шкідливих викидів).

## Висновки:

Розвиток цивільної авіації в Україні пов'язаний зі значним зростанням об'ємів перевезень і кількості транзитних літаків, які перетинають українську територію по міжнародних авіаційних трасах, негативною стороною такого росту є підвищення впливу авіації на довкілля, економічний механізм для компенсації якого в українській державі відсутній;

На сьогодні найбільшу частку в загальних збитках має емісія авіаційних двигунів (61,2%), збитки від авіаційного шуму – 38,8.

Введення в дію економічного механізму компенсації шкідливого впливу цивільної авіації на навколишнє середовище не буде достатнім аргументом для оновлення машинного парку авіакомпаній сучасними літаками з низьким впливом на довкілля, зате дозволить дещо покращити якість навколишнього середовища завдяки збільшенню надходжень в екологічні фонди, а в питаннях модернізації льотного парку слід як і раніше покладатися на адміністративні дії ІКАО.

1. Колдін Л.Я., Макаренко Ю.В. Енергетична криза та цивільна авіація.- 2002.
2. Макаренко Ю.В. Захист від шуму авіаційного транспорту // Механізм регулювання економіки, економіка природокористування, економіка підприємства та організація виробництва. Випуск 4'99 – 1999 р.
3. <http://aviaciya.org.ua/>

## РОЗДІЛ 10

### ОХОРОНА ПРАЦІ

#### Вступ

Суб'єктом моєї дипломної роботи є інженер-програміст, який розробляє підсистему корекції сигналів системи посадки ILS. Робоче місце інженера-програміста - це лабораторія програмування.

#### 10.1 Опис робочого місця. Умови праці інженера-програміста.

Організація робочого місця інженера забезпечує відповідність усіх елементів робочого місця та їх розташування вимогам “НПАОП 0.00 – 1.28-10 Правила охорони праці під час експлуатації ПК”.

Під принтери підкладено вібраційні килимки для гасіння вібрації та шуму.

За потреби особливої концентрації уваги під час виконання робіт суміжні робочі місця інженерів-програмістів відділені одне від одного перегородками висотою 1,5 - 2 м.

При організації робочого місця, яке передбачає роботу з ЕОМ і ПП для керування технологічним обладнанням було передбачено:

- достатній простір для інженера-програміста ЕОМ з ВДТ і ПП;
- вільну досяжність органів ручного керування в зоні моторного поля (відстань по висоті - 900-1330 мм, по глибині - 400-500 мм);
- розташування екрана ВДТ у робочій зоні, яке буде забезпечувати зручність зорового спостереження у вертикальній площині під кутом  $\pm 30$  град. від лінії зору інженера-програміста;
- можливість повертання екрана ВДТ навколо горизонтальної та вертикальної осей.

Робоча лабораторія програмування складається з десяти робочих місць,

<i>Кафедра АКІК</i>				<i>НАУ 20 16 06 000 ПЗ</i>						
<i>Виконав</i>	<i>Сидоренко М. В.</i>			Система автоматичного управління посадкою з прогнозуючою моделлю	<i>Лім.</i>	<i>Арк.</i>	<i>Аркушів</i>			
<i>Керівник</i>	<i>Філяшкін М. К.</i>									
<i>Консул-т</i>	<i>Козлітін О.О.</i>									
<i>Н.контр.</i>	<i>Тупіцин М.Ф.</i>									
<i>Зав. каф.</i>	<i>Синєглазов В.М.</i>									
					<i>204М.151</i>					

кожне з яких включає ПК та вентилятор). Приміщення додатково оснащено кондиціонером, двома принтерами. Загальна площа приміщення становить 60 кв.м.

## **10.2 Шкідливі та небезпечні чинники, що діють на суб'єкта**

Під шкідливим виробничим чинником розуміють виробничий чинник, дія якого на працюючого у певних умовах призводить до травмування чи до іншого раптового погіршення стану здоров'я.

Під небезпечним виробничим чинником розуміють виробничий чинник, дія якого на працюючого у певних умовах призводить до захворювання чи зниження працездатності.

- недостатність штучного освітлення;
- знижена чи підвищена температура, вологість повітря в робочій зоні;
- підвищений рівень шуму на робочому місці інженера;
- перенапруження органів зору при роботі з екраном ЕОМ;
- електромагнітні випромінювання.

Від освітлення виробничих приміщень в значній мірі залежить продуктивність праці, якість роботи і безпека праці. Раціональне освітлення повинно задовольняти ряд вимог:

- природне освітлення в приміщеннях повинно здійснюватись у вигляді бокового освітлення. Орієнтація світлоприймів для приміщень з ЕОМ повинна бути північною;

- штучне освітлення в приміщеннях потрібно здійснювати у вигляді комбінованої системи освітлення з використанням люмінісцентних джерел світла в загальному освітленні;

- величина освітленості при штучному освітленні люмінісцентними лампами повинна бути в горизонтальній площині не нижче за 300 лк – для системи загального освітлення;

Джерела світла по відношенню до робочого місця інженера розташовано таким чином, щоб виключити попадання в очі прямого світла,

а пульсація освітленості світлодіодних ламп, що використовуються, не перевищує 10%.

Мікроклімат виробничих приміщень та стан повітряного середовища у робочій зоні – головні чинники, які визначають умови праці. Основні параметри метеорологічних умов – температура, вологість, швидкість руху повітря впливають на теплообмін та загальний стан організму людини. Повітряне середовище робочої зони, яке забруднене шкідливими парами, газами та пилом, може сприяти виникненню у працюючих професійних захворювань. Несприятливий мікроклімат в процесі роботи викликає нездужання та утому організму, порушує нервову та розумову діяльність, сприяє зниженню спостережливості та швидкості реакції.

Системи вентиляції, опалення та кондиціонування повітря виконані у відповідності до вимог СНП 02.04.08 “Опалення, вентиляція та кондиціонування повітря”.

Допустима температура повітря в холодний період становить 21-25 град.С, а в теплий період 22-28, що відповідає вимогам ДСанПІН 3.3.2.00708 "Рабочее место при выполнении работ сидя. Общие эргономические требования". Так як в даній лабораторії опалення не є достатнім, тому що становить 19-20 град.С, ми запропонували встановити додаткові батареї опалювання.

Під впливом шуму зниження продуктивності праці може досягати 20% в залежності від інтенсивності шуму, його характеру і виду роботи, що виконується. Стійкий постійний шум впливає меншим чином на організм людини, ніж нерегулярно виникаючий, а шум низької частоти менше, ніж високочастотний. Помічено, що шум, рівень інтенсивності якого перевищує 60 дБ, гальмує нормальну травну діяльність шлунка, спричиняє тимчасове, а іноді і постійне, підвищення кров'яного тиску, підвищену дратівливість, пониження працездатності, душевну депресію.

Згідно з вимогами ДСТУ 2325-93 “Шум. Терміни та визначення” допустимі рівні звуку для програміста ЕОМ становить 50дБ. Джерелами

шуму в лабораторії є ПК, кондиціонер, вентилятори на кожному робочому місці, два принтери, тому рівень шуму в лабораторії дорівнює 35 дБ, що задовольняє встановлені норми.

### **Розрахунок штучного освітлення**

Площа лабораторії 60м<sup>2</sup>. Висота приміщення 3,5 м.

Розрахувати штучне освітлення для цього приміщення.

Для лабораторій застосовують світильники УНІТРО 100 . Під час роботи за компютерами освітлювальна поверхня знаходиться на висоті 1-1,2 м. Приймаємо  $h_p = 1$  м, а відстань між робочим місцем і світильниками = 2.5 м. Знайдемо кількість ламп.

$$n = S/l^2 = 60/15 = 4 \text{ лампи.}$$

Коефіцієнт нерівномірності освітлення  $Z = 0.375$ .

Визначимо висоту підвішування світильника  $H_c$ , виходячи з того, що в лабораторії є кран-балка і світильники, підвішені на 0,5 м від стелі:

$$H_c = H - (h_p + h_n) = 3.5 - (1 + 0.5) = 2$$

Приймаємо потужність однієї лампи УНІТРО 100 18Вт, з  $F = 2130$ Лм.

Коефіцієнт запасу дорівнює 1. Мінімальна норма освітленості  $E = 300$  лк.

Розрахуємо освітлення з чотирьох ламп.

$$E = 2130 * 4 / 60 = 153 \text{ лк.}$$

153лк це половина допустимої норми.

За мінімальним коефіцієнтом відбиття світлового потоку від стін  $\eta = 0,4$ .

Підставимо отримані значення до формули

$$F_{л} = 1 * 300 * 60 * 0.375 / 0.4 = 16875 \text{ лм.}$$

$$N = F_{л} / F = 16875 / 2130 = 8 \text{ ламп.}$$

Розрахуємо освітлення для восьми ламп.

$$E = 2130 * 8 / 60 = 303 \text{ лк}$$

В лабораторії було встановлено 8 світлодіодних ламп потужністю 18Вт., що дало можливість збільшити освітлення до допустимих норм, а саме 303лк.



### **10.3 Пожежна безпека**

Приміщення, де розміщені робочі місця інженерів-програмістів, оснащені системою автоматичної пожежної сигналізації відповідно до вимог - переліку однотипних за призначенням об'єктів, які підлягають обладнанню автоматичними установками пожежогасіння та пожежної сигналізації, затвердженого наказом Міністерства України з питань надзвичайних ситуацій та у справах захисту населення від наслідків Чорнобильської катастрофи від 22.08.2005 № 161, зареєстрованого в Міністерстві юстиції України 05.09.2005 за № 990/11270.

#### **10.3.1 Категорія приміщення по пожежній безпеці**

Дана лабораторія відноситься до приміщення категорії В за відсутності горючих газів і рідин, звідси проаналізувавши норми оснащення порошковими вогнегасниками виробничих і складських приміщень промислових підприємств встановлюємо два порошкових вогнегасники типу ВП 8 за нормами визначення категорій приміщень і споруд по вибухопожежній та пожежній безпеці НАПББ.03.002-2007.

#### **10.3.2 Типи та кількість вогнегасників, система автоматичного пожежогасіння**

Вогнегасники - технічні пристрої, призначені для гасіння пожеж в початковій стадії їх виникнення. Вогнегасники класифікуються по виду гасячої речовини, що використовується, об'єму корпусу і способу подачі вогнегасячого складу.

Порошковий вогнегасник - вогнегасник із зарядом вогнегасного порошку.

В лабораторії використовується саме порошкові вогнегасники, вони призначені для гасіння легкозаймистих речовин та горючих речовин, тліючих матеріалів (бавовни, текстилю, ізоляційних матеріалів тощо), лужних та

лужноземельних металів та їх карбідів, електроустановок під напругою. Діапазон використання вогнегасника обумовлюється видом порошку, що знаходиться в ньому.

*Застереження:* порошкові вогнегасники слід застосовувати після евакуації людей з приміщення.

Гранична площа лабораторії, що захищається – до 100 кв.м, тому проаналізувавши дані таблиці про норми оснащення порошковими вогнегасниками виробничих і складських приміщень промислових підприємств, робимо висновок, для захисту лабораторії встановлюємо 2 порошкові вогнегасники типу ВП-8.

#### **10.4 Датчики та система пожежної сигналізації**

В лабораторії встановлений димовий пожежний датчик типу ІП 212-50М.

Пожежний димовий датчик оптико-електронний автономний ІП 212-50М призначений для виявлення загорянь, що супроводжуються появою диму малій концентрації в закритих приміщеннях різних будівель і споруд, шляхом реєстрації відбитого від часток диму оптичного випромінювання та видачі тривожних повідомлень у вигляді гучних звукових сигналів. Датчик розрахований на цілодобову безперервну роботу при температурі навколишнього середовища від -10 до +55° С.

Чутливість датчика відповідає задимленості навколишнього середовища, що ослаблює світловий потік, в межах 0.05-0.2 дБ/м. Інерційність спрацювання датчика – не більше 5с. Електричне живлення датчика здійснюється від батареї "Крона" номінальною напругою 9В. Рівень гучності переривчастого звукового сигналу "Пожежа" при спрацюванні на відстані 1м від датчика протягом чотирьох хвилин – не менш 85дБ.

Пожежна сигналізація - це комплекс технічних засобів для виявлення загоряння і сповіщення про місце його виникнення. Вона включає пожежні датчики, приймальні пристрої, лінії зв'язку і джерела живлення.

Також встановлена система пожежної сигналізації POLON 4500. Прилад приймально-контрольний пожежний (ППКП) POLON 4500 призначений для побудови систем пожежної сигналізації та організації до чотирьох напрямків пожежогасіння. Прилад дозволяє інтегрувати всі елементи адресної інтерактивної системи автоматичного виявлення пожежі POLON 4000. Прилад координує роботу всіх пристроїв в системі і приймає рішення про активацію пожежної тривоги, запуск сигналізаційних і протипожежних пристроїв, здійснює контроль та керування системою пожежогасіння у максимум 4 зонах, а також передачу інформації на пульт централізованого моніторингу.

### **10.5 Шляхи евакуації з приміщення**

Евакуаційні шляхи і виходи втримуються вільними, нічим не зашарашуються і у разі виникнення пожежі забезпечують безпеку під час евакуації всіх людей, які перебувають у приміщенні.

Двері на шляхах евакуації відчиняються в напрямку виходу з приміщення.

Кількість та розміри евакуаційних виходів з приміщень, їхні конструктивні й планувальні рішення, умови освітленості, забезпечення не задимленості, протяжність шляхів евакуації, їх облицювання відповідають протипожежним вимогам будівельних норм ДНАОП 0.01-1.01-95 Правила пожежної безпеки в Україні.

### **Висновки:**

1. В холодний період в лабораторії має бути температура 22-24 град.С, так як в даній лабораторії опалення не є достатнім, тому що становить 19-20 град.С, ми запропонували встановити додаткові батареї опалювання, що покращило умови праці інженерів у лабораторії.

2. Розрахувавши освітлення лабораторії програмування, встановили що воно не відповідає нормам, так як становить 153лк, тому ми встановили не чотири, а вісім лампи потужністю 18Вт кожна, що дало можливість досягти 303лк.

## Висновки:

1. У роботі проаналізовано технічні засоби забезпечення посадки літака й показано, що при використанні системи посадки типу ILS існує необхідність якимось чином реалізувати подовження глісади.
2. Подовження глісади здійснюється по середньому значенню вертикальної швидкості польоту по глісаді, яка може бути розрахована при наявності інформації про відстань до ГРМ та істинної висоти або отримана шляхом усереднювання середнього значення вертикальної швидкості.
3. У роботі розроблені алгоритми оцінювання середнього значення вертикальної швидкості з використанням методу найменших квадратів з одночасним виключенням пікових викидів вертикальної швидкості під впливом вітрових збурень.
4. Для підвищення точності вимірів істинної висоти польоту та значень вертикальної швидкості в роботі запропоновані варіанти схем комплексування.
5. Для підвищення точності приземлення при посадці на коротку ЗПС розроблений варіант побудови експоненціальної траєкторії вирівнювання зі зміною сталою часу експоненти.
6. На етапі приземлення для зменшення посадочної дистанції запропоновано варіант побудови траєкторії зниження так, щоб вирівнювання літака починалося не над глісадним маяком, а над порогом ЗПС.
7. Проведенні шляхом математичного моделювання дослідження показали ефективність розроблених алгоритмів.

### Список літератури:

1. Синеглазов В.М., Філяшкін М.К.  
Автоматизовані системи управління повітряних суден. – Вид-во К.: НАУ, 2003. 502с.
2. Рогожин В.О., Синеглазов В.М., Філяшкін М.К.  
Пілотажно - навігаційні комплекси повітряних суден: Підручник. – К.: Книжкове вид-во НАУ, 2005. – 316с.
3. Рогожин В.А., Черных Ю.А.  
Пилотажно – навигационные комплексы. – К.: КВВАИУ, 1990. 282с.
4. Ільїн О.Ю., Філяшкін М.К.  
Пілотажно - навігаційні системи та комплекси. – К.: КІВПС, 1999. 366с.
5. Красовский А.  
Пилотажно – навигационные комплексы. – К.: ВВИА им. Жуковського, 1981.
6. Глобальная спутниковая радионавигационная система ГЛОНАСС под ред. Харисова В.Н., Перова А.И., Болдіна В.А. - М.: Изд-во ИПРЖР, 1989.
7. Білявський Г. О., Падун М. М., Фурдуй Р. С. Основи загальної екології. К.: Либідь. 1995 — 368 с.
8. Израэль Ю.А. Екологія і контроль стану природного середовища. - М.: Гидрометеоиздат, 2004. - 560
9. Захист навколишнього середовища при транспортних процесах. Під ред.В.Г. Єсенкова. - М: Транспорт, 2004 р.
10. “НПАОП 0.00 – 1.28-10 Правила охорони праці під час експлуатації ЕОМ”.
11. ДСТУ 2325-93 “Шум. Терміни та визначення”.
12. НАПББ.03.002-2007 “Правила пожежної безпеки в Україні”.

## Додаток А

### Найкоротші ЗПС світу

#### 1. АЕРОПОРТ ПАРО, БУТАН

Єдиний аеропорт в королівстві оточений вершинами Гімалаїв, висотою в 4.880 метрів. Лише спеціально підготовленим пілотам під силу подолати перешкоди із покритими високими деревами схил і благополучно посадити літак. Очевидець приземлення пише «...Яскраві враження залишились від приземлення – аеропорт Паро стоїть серед високих схилів і злітно-посадочна смуга дуже коротка... Тому командир літака попередив пасажирів, що посадка буде грубою, але що це звичайна практика в Бутані... Мені здалося літак ніби пікірував на смугу, не найприємніші спогади...»



## 2. МІЖНАРОДНИЙ АЕРОПОРТ ПРИНЦЕСИ ЮЛІАНИ, О.СЕН-МАРТЕН

В цей тропічний рай з усіх частин світу летять важкі широкофюзеляжні літаки типу Boeing-747 або А-340. Такі машини потребують довгого пробігу після посадки, однак в аеропорту Принцеси Юліани смуга дуже коротка – всього 2130м, торець її відділений від моря лише вузькою смугою землі з пляжем.

Щоб запобігти викочування, пілоти аеробусів ціляться в самий торець смуги, пролітаючи в 10-20 м над головами відпочиваючих на пляжі. Саме так прокладена траєкторія глісади. Пілотам приходится заходити на посадку дуже низько, так що лайнер майже зачіплює огорожу ЗПС.





### **3. НАЦІОНАЛЬНИЙ АЕРОПОРТ ІМ.РЕЙГАНА, ВАШИНГТОН,ОКРУГ КОЛУМБІЯ, США**

Аеропорт розміщений між двома забороненими для польотів зонами, тому пілотам необхідно проявляти чудеса майстерності, щоб держатися в стороні від стратегічно важливих об'єктів – Пентагона і штаб-квартири ЦРУ. При зльоті літак повинен максимально швидко набрати висоту і швидко повернути вліво для того, щоб не пролетіти над Білим домом.



### **4. АЕРОПОРТ ГІБРАЛТАРА**

«Затиснена» між Середземним морем і бухтою Альхесірас злітно-посадочної смуги, довжиною лише 1830 метрів, зобов'язує пілотів бути дуже точними і акуратними.



Злітну смугу перетинає дорога на Іспанію. При зльоті літаків дорогу перекривають шлагбаумами.



### **5. ЗЛІТНО-ПОСАДОЧНА СМУГА МАТЕКАНЕ, ЛЕСОТО**

Злітно-посадочна смуга довжиною 416 метрів розташована на краю гірської ущелини на висоті 2303м, так що літак «падає» приблизно на 600м, перш ніж почати летіти. «Правило польоту в горах міститься в наступному – краще злітати за вітром і під гору, ніж проти вітру і в гору, тому що в Лесото гори, скоріш всього, вас переможуть», - ділиться досвідом пілот Том Клейтор.



## **6. АЕРОПОРТ БАРРА, О.БАРРА, ШОТЛАНДИЯ**

Аеропорт знаходиться на маленькому острові Барра Зовнішніх Гебридських островів і представляє собою мілководну бухту, в яку регулярно приземляються літаки. Степінь «жорсткості» посадки залежить від приливів і відливів. Єдиний аеропорт в світі на березі моря з трьома пісковими ЗПС. Кінцівки ЗПС відмічені дерев'яними заборами..

Прилив перебиває роботу аеропорту, ховаючи його під водою. Можливі екстрені вильоти і прильоти вночі (виставляються світлові відмітки центральної лінії ЗПС).



## **7. АЕРОПОРТ ТОНКОНТИН, ТЕГУСИГАЛЬПА, ГОНДУРАС**

Подолавши гірську місцевість, пілотам потрібно зробити крюк вліво під кутом 45 градусів за лічені хвилини до того, як літак торкнеться посадочної смуги довжиною всього 1864 метрів, розташованої в чашоподібній долині. Аеропорт, побудований на висоті 1005 метрів над рівнем моря, не може приймати літаки більші ніж Boeing 757. через його місцезнаходження поряд з гірським хребтом, його дуже короткою ЗПС, і важкого підходу, який потребує, щоб великі комерційні літаки виконували напружену шпильку вліво по-

ворот розворот в дуже низькій висоті, щоб приземлитись на дуже короткій ЗПС.

30 травня 2008 року в аеропорту сталась авіакатастрофа , в результаті якої літак авіалінії ТАСА зісковзнув зі злітно-посадочної смуги і врізався в набережну, знищив декілька автомобілів. В результаті аварії загинуло 5 і отримали поранення 65 людей.



## **8. МІЖНАРОДНИЙ АЕРОПОРТ ІМ.ДЖОНА КЕННЕДІ, НЬЮ-ЙОРК**

Пілотам необхідно бути уважними, щоб не зіткнутись з літаками, які прибувають в два інших найближчих аеропорти – Ла-Гуардія і Ньюарк. Таке сусідство змушує пілотів придержуватися межі в 4575 метрів і видимості в 8,25 кілометрів перед заходом на посадочну смугу 13L.



## **9. АЕРОПОРТ МАДЕЙРИ**

Пілоти повинні заходити на посадку в аеропорт Мадейри, зажатий між горами і Атлантичним океаном, строго по часовій стрілці, чому їх спеціально навчають. Не дивлячись на те, що злітно-посадочна смуга продовжена до 2745 метрів, при посадці у пасажирів волосся буквально «встають дибом». Спочатку пілоти направляють літак на гори, а в саму останню хвилину різко повертають вправо.



## **10. АЕРОПОРТ ХУАНЧО-ІРАУСКІН, О.САБА, ГОЛЛАНДСЬКІ АНТИЛЬСЬКІ ОСТРОВИ**

Саба - "самий незіпсований" острів Нідерландських Антильських островів, де місцеві жителі до цих пір вважають, що "туристів тут так мало, що кожен із них – майже

знаменитість" (хоча цифра в 25 тис. туристів в рік говорить про інше). Місцевий аеропорт Хуанчо-Іраускін, який гордо несе статус міжнародного, вважається самою короткою ЗПС в світі – довжина його смуги не більше 914 метрів, а приземлятися тут дозволено лише трьом типам літаків.



Приземлятися в аеропорту, розташованому на півострові, пілотам приходится справлятися з сильними вітрами і морськими бризками.

## Додаток В

### Лістинг програми

```
unit Unit1;

interface

uses
  Windows, Messages, SysUtils, Variants, Classes, Graphics, Controls,
  Forms,
  Dialogs, StdCtrls, TeEngine, Series, ExtCtrls, TeeProcs, Chart;
type
  mat = array[1..6] of real;
  matd = array[1..100] of real;
var
  Vy_dop, Vy_ocen, Vy_izm, sl, sl_GR, t, sh, Tf, tt: Real;
  s, n, j, stop, i : Integer;

px, x, y, z : mat;
k : matd;
r : matd;

type
  TForm1 = class(TForm)
    Chart1: TChart;
    Series1: TLineSeries;
    Series2: TLineSeries;
    Button1: TButton;
    Edit1: TEdit;
    Edit2: TEdit;
    Label1: TLabel;
    Label2: TLabel;
    Label3: TLabel;
    Label4: TLabel;
    Label5: TLabel;
    Label6: TLabel;
    Edit3: TEdit;
    Label7: TLabel;
    Label8: TLabel;
    Label9: TLabel;
    Series3: TLineSeries;
    Series4: TLineSeries;
    procedure Button1Click(Sender: TObject);
  private
    { Private declarations }
  public
    { Public declarations }
  end;

var
  Form1: TForm1;

implementation
```



```

{$R *.dfm}

procedure fct(var x,px:mat); //Система диф. уравнений

  {x[1]-V; x[2]-TET; x[3]-wz; x[4]-tet; x[5]- H; x[6]- зглаж. Wx; x[7]-
  Vпут}
begin
  px[1]:=-sl_GR;
  px[2]:=(sl_GR-x[3])/0.8;
  px[3]:=(x[2]-x[3])/10.1;
  px[4]:=(sl_GR-x[4])/5.1;
  px[5]:=(sl_GR-x[5])/5.1;
  px[6]:=(sl_GR-x[6])/5.1;
end;

procedure rk(var x,px:mat); //Метод Рунге-Кутта
var
  y,z,q:mat;
  a3 :array [1..5] of real;
  a2 :real;
  i,j :integer;
begin

  for i:=1 to 7 do
  begin
    y[i]:=x[i];
    z[i]:=x[i];
  end;
  a3[1]:=0.5*sh;
  a3[2]:=a3[1];
  a3[3]:=sh;
  a3[4]:=sh;
  a3[5]:=a3[1];

  for j:=1 to 4 do
  begin
    a2:=a3[j+1]/3.0;
    fct(z,q);
    for i:=1 to 7 do
      begin
        y[i]:=y[i]+q[i]*a2;
        z[i]:=x[i]+a3[j]*q[i];
      end;
    end;

  for i:=1 to 7 do
  begin
    x[i]:=y[i];
    px[i]:=q[i];
  end;
end;

function GRandom:single;
const q=15;
  c1=(1 shl q)-1;

```

```

        c2=(c1 div 3)+1;
        c3=1/c1;

begin
    result:= (2*(random(c2)+random(c2)+random(c2))-3*(c2-1))*c3;
end;

procedure TForm1.Button1Click(Sender: TObject);
begin
    {Задание шага и обнуление счетчика времени}
    sh:=0.001; Tf:=100;
    t:=0;
    tt:=0; sl:=0; Vy_ozen:=0;
    //Очистка окна графиков
    Series1.Clear; Series2.Clear;

    for i:=1 to 7 do //Обнуление массивов
    begin
        x[i]:=0;
        px[i]:=0;
    end;
    for i:=1 to 10 do //Обнуление массивов
    begin
        k[i]:=0;
        r[i]:=0;
    end;

{НАЧАЛО БЕСКОНЕЧНОГО ЦИКЛА}
    repeat
        for i:=1 to 100 do
        begin
            sl_GR:= GRandom; //Моделирование шумов с дискретизацией в 1 сек
            sl:=sl_GR;
            for j:=1 to 1000 do
            begin
                t:=t+sh; //Расчет времени
                //sl_GR:= GRandom; //Моделирование шумов с дискретизацией в 1 сек

                rk(x,px); //Метод Рунге-Кутты

                Vy_izm:=3.5+1.5*x[3];
                //Vy_izm:=3.5+sl*2;

                Series1.AddXY(t,Vy_izm);
                Series2.AddXY(t,3.5);

            end;
            k[i]:=Vy_izm;
            Application.ProcessMessages;
            if t>=Tf then //Остановка решения по окончании времени интегрирования
                stop:=1;
            end;

        Until stop=1; //Конец бесконечного цикла

```

```

for n:=1 to 100 do
  begin
Vy_ocen:=Vy_ocen+k[n];
  end;
  Vy_ocen:= Vy_ocen/100;
  Vy_dop:= Vy_ocen*0.1;
  Edit1.Text:=FloatToStr(Vy_ocen);
for n:=1 to 101 do
  begin
Series3.AddXY((n-1),Vy_ocen);
  end;
  for j:=1 to 5 do
begin
s:=0;
  for n:=1 to 100 do
  begin
s:=s+1;
r[s]:=k[n];
if abs(k[n]-Vy_ocen)> Vy_dop then
begin k[n]:= 0; s:=s-1;
end;
end;

  Vy_ocen:=0;
  for n:=1 to (s) do
  begin
Vy_ocen:=Vy_ocen+r[n];
  end;
  Vy_ocen:= Vy_ocen/(s);
  Vy_dop:= Vy_ocen*0.1;
  end;
Edit2.Text:=FloatToStr(Vy_ocen); //a11-ax_V
for n:=1 to 101 do
  begin
Series4.AddXY((n-1),Vy_ocen);
  end;
end;

end.

```