

МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ УКРАЇНИ  
НАЦІОНАЛЬНИЙ АВІАЦІЙНИЙ УНІВЕРСИТЕТ  
ФАКУЛЬТЕТ АЕРОНАВІГАЦІЇ, ЕЛЕКТРОНІКИ ТА ТЕЛЕКОМУНІКАЦІЙ  
КАФЕДРА АЕРОКОСМІЧНИХ СИСТЕМ УПРАВЛІННЯ

ДОПУСТИТИ ДО ЗАХИСТУ

Завідувач випускної кафедри

\_\_\_\_\_ О.М. Тачиніна

«\_\_\_» \_\_\_\_\_ 2020 р.

## ДИПЛОМНА РОБОТА

(Пояснювальна записка)

ВИПУСКНИКА ОСВІТНЬОГО СТУПЕНЯ МАГІСТРА

ЗА НАПРЯМОМ 15 «АВТОМАТИЗАЦІЯ ТА ПРИЛАДОБУДУВАННЯ»

Тема: «Розробка контуру автоматичного керування посадкою літака»

Виконавець: студент групи ФАЕТ – 601, Пряхін Дмитро Володимирович  
(студент, група, прізвище, ім'я, по-батькові)

Керівник: д.т.н., професор, Азарсков Валерій Миколайович  
(науковий ступінь, вчене звання, прізвище, ім'я, по-батькові)

Консультант розділу «Охорона праці»: \_\_\_\_\_  
(підпис) (П.І.Б)

Консультант розділу  
«Охорона навколишнього середовища»: \_\_\_\_\_  
(підпис) (П.І.Б)

Нормоконтролер: \_\_\_\_\_  
(підпис) (П.І.Б)

КИЇВ 2020

НАЦІОНАЛЬНИЙ АВІАЦІЙНИЙ УНІВЕРСИТЕТ

Факультет аеронавігації, електроніки та телекомунікацій

Кафедра аерокосмічних систем управління

Спеціальність: 151 «Автоматизація та комп'ютерно-інтегровані технології»

ЗАТВЕРДЖУЮ

Завідувач випускної кафедри

\_\_\_\_\_ О.М. Тачиніна

«\_\_\_» \_\_\_\_\_ 2020 р.

**ЗАВДАННЯ**

**на виконання дипломної роботи**

Пряхіна Дмитра Володимировича

(П.І.Б. випускника)

1. Тема роботи «Розробка контуру автоматичного керування посадкою літака» затверджена наказом ректора від «08» жовтня 2020 р. №1944/ст.
2. Термін виконання роботи: з 5 жовтня 2020 року по 27 грудня 2020 року.
3. Вихідні дані роботи:
4. Зміст пояснювальної записки: аналітичний огляд літературних джерел та статей з тематики диплому.
5. Перелік обов'язкового ілюстративного матеріалу: таблиці, рисунки, графіки.

6. Календарний план-графік

№ з/п	Завдання	Термін виконання	Підпис керівника
1	Узгодити технічне завдання	08.10.20	
2	Оглянути літературу по темі дипломного проекту	09.10.20 – 19.10.20	
3	Проаналізувати особливості процесу посадки літака	20.10.20 – 30.10.20	
4	Проаналізувати методи і засоби оцінювання геометричного положення літака	02.11.20 – 13.11.20	
5	Дослідити особливості ємнісних перетворювачів з неоднорідним полем	16.11.20 – 20.11.20	
6	Розробити проект контуру автоматичного управління на етапі посадки	23.11.20 – 28.11.20	
7	Дослідити вплив системи посадки на довкілля	30.11.20 – 04.12.20	
8	Оформити пояснювальну записку та презентацію	07.12.20 – 11.12.20	
9	Захистити дипломний проект	23.12.20	

7. Консультація з окремих розділів

Назва розділу	Консультант (посада, П.І.Б.)	Дата, підпис	
		Завдання видав	Завдання прийняв
Охорона праці	асистент Козлітін О.О.		
Охорона навколишнього середовища	д.т.н., доцент Фролов В.Ф.		

8. Дата видачі завдання: «\_\_\_\_\_» \_\_\_\_\_ 2020 р.

Керівник дипломної роботи:

\_\_\_\_\_  
(підпис керівника)

Азарсков В.М.  
(П.І.Б.)

Завдання прийняв до виконання:

\_\_\_\_\_  
(підпис випускника)

Пряхін Д.В.  
(П.І.Б.)

## РЕФЕРАТ

Сторінок – 101, малюнків – 17, таблиць – 6.

У цій випускній роботі була описана автоматична система управління посадки літального апарату.

Розглянуто етапи і ділянки посадки літака, виконано огляд існуючих засобів і методів вимірювання геометричної висоти, а також розглянуто ємнісний метод вимірювання малих висот.

Розроблено методику постановки і рішення задач чисельного моделювання електромагнітного поля ємнісного перетворювача.

Розраховані статичні характеристики ємнісного перетворення, обґрунтовані правомірності використання математичного апарату електростатики.

Розраховані та досліджені функції перетворення геометричної висоти, зроблений аналіз цих даних.

Розроблено структуру контуру автоматичного управління посадкою, розглянуті фактори, які впливають на конструкцію, охарактеризовані умови експлуатації, конструкційні параметри. Конструкція обґрунтована з економічної точки зору, розглянуті питання безпеки життєдіяльності. Також наведені графічні матеріали.

ВИСОКОПОТЕНЦІАЛЬНІ ЕЛЕКТРОДИ, НИЗЬКОПОТЕНЦІАЛЬНІ ЕЛЕКТРОДИ, ВХІДНИЙ ПІДСИЛЮВАЧ, ТРАНСФОРМАТОРНИЙ МІСТ, ГЕНЕРАТОР, ОПЕРАТИВНА ПАМ'ЯТЬ, ЄМНІСНИЙ ВИСОТОМІР, РЕГУЛЯТОР КУТА АТАКИ, ОБЧИСЛЮВАЧ ПРОГРАМНИХ ПАРАМЕТРІВ, ОБЧИСЛЮВАЧ ПОТОЧНИХ ПАРАМЕТРІВ.

## ЗМІСТ

ПЕРЕЛІК УМОВНИХ ПОЗНАЧЕНЬ, СКОРОЧЕНЬ, ТЕРМІНІВ.....	7
ВСТУП.....	8
РОЗДІЛ 1 АНАЛІЗ ПРОБЛЕМИ ПОСАДКИ ЛІТАКА. ОБГРУНТУВАННЯ ЗАВДАНЬ ДОСЛІДЖЕННЯ.....	10
1.1. Огляд і аналіз сучасного стану проблеми посадки літака.....	10
1.2. Етапи повної посадки.....	10
1.3. Аналіз польоту літака на етапі посадки.....	14
РОЗДІЛ 2 ОГЛЯД І АНАЛІЗ МЕТОДІВ І ІНСТРУМЕНТАЛЬНИХ ЗАСОБІВ ОЦІНЮВАННЯ ГЕОМЕТРИЧНИХ ПАРАМЕТРІВ ПОЛОЖЕННЯ ЛІТАКА ПОБЛИЗУ ЗЕМНОЇ ПОВЕРХНІ.....	25
2.1. Методи вимірювання геометричної висоти польоту літака.....	25
2.2. Аналіз існуючих засобів вимірювання параметрів, наближення до земної поверхні або перешкоди.....	33
2.3. Обґрунтування завдань дослідження.....	35
РОЗДІЛ 3 ТЕОРЕТИЧНІ ДОСЛІДЖЕННЯ ЄМНІСНИХ ПЕРЕТВОРЮВАЧІВ З НЕОДНОРІДНИМ ПОЛЕМ.....	38
3.1. Загальні положення.....	38
3.2. Розрахунок статичної характеристики ємнісного перетворювача. Обґрунтування правомірності використання математичного апарату електростатики.....	41
3.3. Математичне моделювання ємнісного перетворювача.....	53
3.3.1. Розрахунок та дослідження функцій перетворення геометричної висоти, аналіз отриманих результатів.....	53
РОЗДІЛ 4 РОЗРОБКА СТРУКТУРИ КОНТУРУ АВТОМАТИЧНОГО КЕРУВАННЯ ЛІТАКА НА ЕТАПІ ПОСАДКИ.....	60
4.1. Аналіз параметрів посадки і розробка алгоритму його автоматизації..	60

<b>Кафедра АСУ</b>				<b>НАУ 20 09 03 000 ПЗ</b>			
<b>Виконав</b>	<b>Пряхін Д.В.</b>			<b>Розробка контуру автоматичного керування посадкою літака</b>	<b>Літера</b>	<b>Аркуш</b>	<b>Аркушів</b>
<b>Керівник</b>	<b>Азарсков В.М.</b>					<b>5</b>	<b>101</b>
<b>Консульт.</b>					<b>151 ФАЕТ-601</b>		
<b>Нормоконт.</b>	<b>Дивнич М.П.</b>						
<b>Зав.каф.</b>	<b>Тачиніна О.М.</b>						

4.2. Структура контуру автоматичного управління посадкою.....	60
РОЗДІЛ 5 ОХОРОНА НАВКОЛИШНЬОГО СЕРЕДОВИЩА.....	63
5.1. Електромагнітне випромінювання.....	63
5.2. Вплив електромагнітного випромінювання на людину.....	64
5.3. Захист від електромагнітного випромінювання.....	67
5.4. Розрахунок товщини захисного екрану.....	70
РОЗДІЛ 6 ОХОРОНА ПРАЦІ.....	73
6.1. Розробка заходів щодо зниження або виключення шкідливих і небезпечних факторів і їх нормування.....	73
6.1.1. Освітленість приміщення.....	73
6.1.2. Шум.....	74
6.1.3. Пожежна безпека.....	75
6.1.4. Параметри мікроклімату.....	75
6.2. Розрахунок захисного заземлення.....	75
6.3. Розрахунок штучного заземлення.....	76
6.4. Дослідження та оцінка передбачуваної пожежної обстановки.....	77
ВИСНОВКИ.....	79
СПИСОК БІБЛІОГРАФІЧНИХ ПОСИЛАНЬ.....	81
ДОДАТКИ.....	84
Додаток А.....	84
Додаток Б.....	88
Додаток В.....	94

## ПЕРЕЛІК УМОВНИХ ПОЗНАЧЕНЬ, СКОРОЧЕНЬ, ТЕРМІНІВ

ЧАП	– частотне автопідлаштування;
ГНЧ	– генератор низьких частот;
ГВЧ	– генератор високих частот;
ОКГ	– оптичний квантовий генератор;
ЗПС	– злітно-посадкова смуга;
ЛС	– льотна смуга;
КЛЕ	– керівництво льотної експлуатації;
ІКАО (ІСАО)	– міжнародна організація цивільної авіації;
ДМРМ	– дальній маркерний радіомаяк;
БПРМ	– ближній привідний радіомаяк;
БМРМ	– ближній маркерний радіомаяк;
СТУ	– система траєкторного управління;
САУ	– система автоматичного управління;
РВ	– радіовисотомір;
ОКГ	– оптичний квантовий генератор;
ЕФП	– елемент з фіксованим параметром;
ЕЗП	– елемент із змінним параметром;
НПЕ	– низькопотенціальні електроди;
ВПЕ	– високопотенціальні електроди.

## ВСТУП

Системи автоматичного управління (САУ) польотом займають важливе місце на сучасних літальних апаратах (ЛА).

Сучасний етап розвитку систем управління характеризується широким застосуванням бортових цифрових пристроїв, для формування алгоритмів управління та контролю, підвищення надійності засобів отримання та обробки інформації та виконання команд управління. Для аналізу і синтезу систем керування використовують різні методи і критерії. Вивчення різних типів систем починається з побудови структурних схем, аналізу перехідних процесів і вибору оптимальних параметрів, також розглядаються принципові схеми пристроїв, що входять в систему управління. При цьому послідовно розглядаються різні контури управління рухом розглянутого ЛА. Рух літака в просторі визначається початковими умовами і діючими на нього силами: силою тяги, аеродинамічними силами і силою тяжіння. Для отримання заданого руху літака необхідно управляти діючими на нього силами. На літаках в якості керуючих сил зазвичай використовуються аеродинамічні і газодинамічні сили.

Рух ЛА можна розглядати як рух центру мас і руху навколо центру мас. ЛА повинен займати цілком певне положення по відношенню до вектора швидкості центру мас, чим спричиняється необхідність управління кутовими рухами, для чого застосовуються відповідні контури управління (контури крену, ристання, тангажу). Управління рухом центру мас необхідне для того, щоб ЛА здійснював політ по заданій траєкторії, для чого застосовуються контури управління висотою, бічним відхиленням, швидкістю польоту і т.д.

Науковою школою кафедри під керівництвом професора Грохольського А.Л. було розроблено шуканий спектр вимірювачів на основі триелектродних ємностей. В роботі використано дані теоретичні розробки.

Системи управління повинні забезпечувати оптимальність режимів польоту. Збір інформації, обробка інформації і формування законів управління здійснюються комплексною автоматизацією на базі бортових аналогових або цифрових обчислювальних машин.



При управлінні рухом ЛА повинні бути досягнуті: задана якість перехідного процесу, точність виконання команд, слабка реакція на збурення, оптимальність руху (мінімальні витрати, мінімізація часу польоту і т.д.), безпеку і надійність польоту. САУ повинна складатися з ряду автоматичних пристроїв. На літаках до числа цих пристроїв відносять автомати управління, автопілот, автомати тяги і командні системи управління. Сукупність зазначених автоматичних пристроїв утворює САУ пілотованих ЛА. Автопілот є одним з найважливіших елементів будь-якої САУ. Автопілот розрізняються структурними особливостями, законами управління, формою сигналів – носіїв інформації, числом каналів управління і ін. У цій роботі описується автоматичний контур управління посадкою літального апарату.

**РОЗДІЛ 1**  
**АНАЛІЗ ПРОБЛЕМИ ПОСАДКИ ЛІТАКА.**  
**ОБҐРУНТУВАННЯ ЗАВДАНЬ ДОСЛІДЖЕННЯ**

**1.1. Огляд і аналіз сучасного стану проблеми посадки літака**

Аналіз статистичних даних показує, що при виникненні катастроф цивільних літаків 1-3 класу з газотурбінними двигунами, 15% від загальної кількості катастроф обумовлено зіткненням літаків з височиною. Більшість зіткнень літаків з височиною відбулося при зниженні і здійсненні заходів на посадку – (79%), при заході на друге коло – 5 (13%), 84% зіткнень сталося в складних метеоумовах, причому приблизно половина з них – вночі. Всі зіткнення відбулися за відсутності можливості візуально спостерігати підвищення місцевості, в умовах, коли височина закрита хмарами і в нічний час доби.

Таким чином, з метою пошуку шляхів запобігання авіаційних надзвичайних ситуацій та збільшення безпеки посадки літаків проведемо аналіз польоту літака на етапі посадки.

**1.2. Етапи повної посадки**

Етап повної посадки є останнім (завершальним) етапом польоту. Він починається з моменту входу літака в глісаду на висоті початку повної посадки і закінчується закінченням пробігу і моментом повної зупинки літака на злітній смузі.

Початкова швидкість заходу на посадку  $V_{зп1}$  приймається рівною регламентованою керівництвом льотної експлуатації (КЛЕ) для даного типу літака, швидкості входу в глісаду на висоті  $H_{пп} = 400$  м в передпосадковій

<i>Кафедра АСУ</i>				<i>НАУ 20 09 03 000 ПЗ</i>			
<i>Виконав</i>	<i>Пряхін Д.В.</i>			<i>Аналіз проблеми посадки літака. Обґрунтування завдань дослідження</i>	<i>Літера</i>	<i>Аркуш</i>	<i>Аркушів</i>
<i>Керівник</i>	<i>Азарсков В.М.</i>					10	101
<i>Консульт.</i>					151 ФАЕТ-601		
<i>Нормоконт.</i>	<i>Дивнич М.П.</i>						
<i>Зав.каф.</i>	<i>Тачиніна О.М.</i>						

конфігурації заходу на посадку, що забезпечує оптимальний режим заходу на посадку.

Траєкторія повної посадки показана на рис. 1.1.

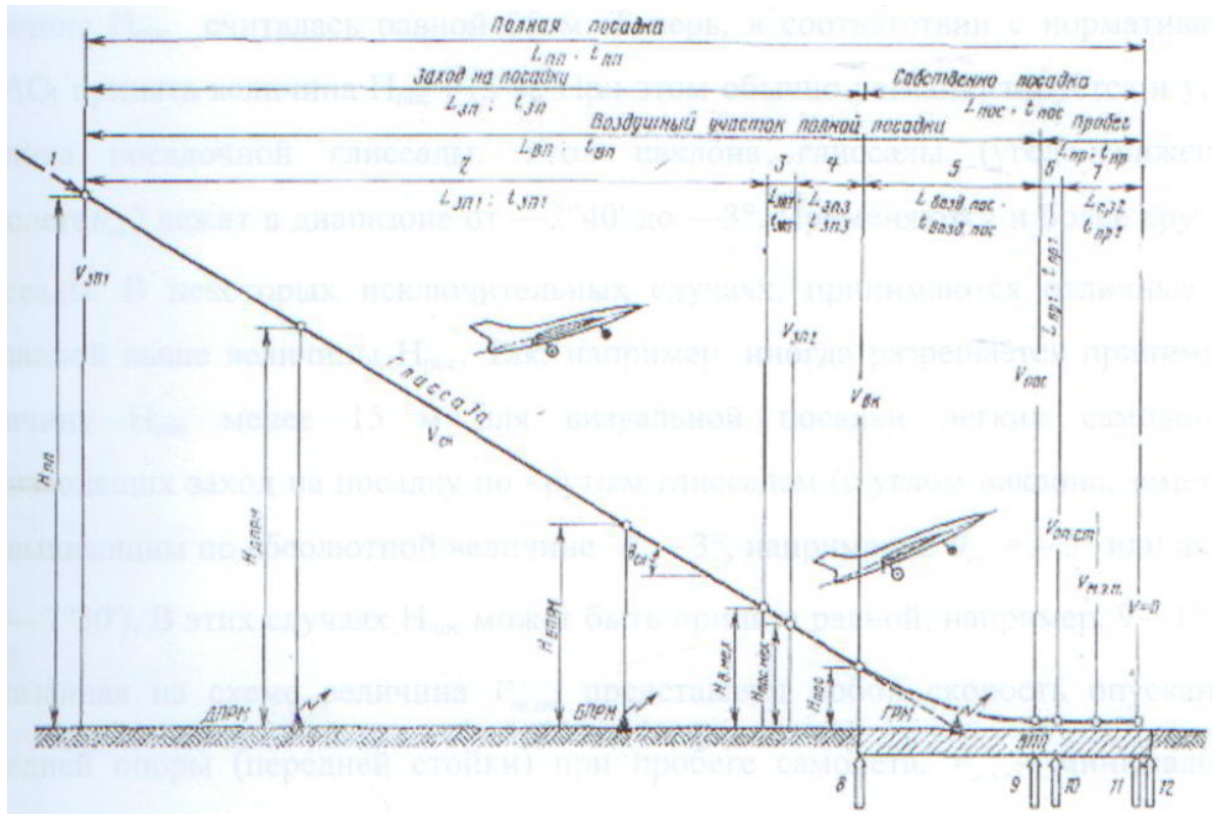


Рисунок 1.1. Траєкторія повної посадки

1 – підхід до аеродрому посадки; 2 – ділянка заходу на посадку з передпосадковою механізацією; 3 – ділянка довивпуску механізації (режим переходу від передпосадкової до посадкової механізації крила); 4 – ділянка заходу на посадку з посадковою механізацією; 5 – повітряна ділянка власне посадки; 6 – ділянка руху з піднятою передньою опорою (передньою стійкою шасі); 7 – ділянка пробігу з опущеною опорою; 8 – вхідна кромка ЗПС; 9 – точка дотику (приземлення) літака; 10 – точка опускання передньої опори (передньої стійки шасі); 11 – точка повної зупинки літака; 12 – кінцева кромка ЗПС.

Зі схеми видно, що повна посадка складається з двох великих ділянок: заходу на посадку і власне посадки.

Ділянка заходу на посадку – це ділянка повної посадки, що починається з моменту входу літака в глісаду на висоті  $H_{пп} = 400$  м в процесі його виходу до

аеродрому посадки зі швидкістю  $V_{зп1}$  і закінчується зниженням літака до висоти умовної перешкоди на посадці  $H_{пос}$  і встановлення регламентованої КЛЕ швидкості перетину вхідної кромки ЗПС  $V_{в.к}$ . Раніше величина  $H_{пос}$  вважалася рівною 25 м. Тепер, відповідно до нормативів ІКАО, прийнята величина  $H_{пос} = 15$  м. При цьому зазвичай регламентується і кут нахилу посадкової глісади. Кут нахилу глісади (кут зниження літака  $\theta_{сн}$ ) лежить в діапазоні від  $-2^{\circ}40'$  до  $-3^{\circ}$ . Застосовуються і більш круті глісади. У деяких виняткових випадках, приймаються відмінні від зазначеної вище величини  $H_{пос}$ . Так, наприклад, іноді дозволяється приймати величину  $H_{пос}$  менше 15 м для візуальної посадки легких літаків, які здійснюють захід на посадку по крутим глісадам (з кутом нахилу, який помітно перевищує по абсолютній величині  $\theta_{сн} -3^{\circ}$ , наприклад, з  $\theta_{сн} = -5^{\circ}$  або навіть  $\theta_{сн} -7^{\circ}30'$ ). У цих випадках  $H_{пос}$  може бути прийнята рівною, наприклад, 9-10 м. Показана на схемі величина  $V_{оп.ст}$  є швидкістю опускання передньої опори (передньої стійки) при пробізі літака.  $V_{м.е.п}$  - мінімально еволютивна швидкість пробігу.

У тих випадках, коли відповідно до рекомендованої КЛЕ технікою пілотування, ділянка заходу на посадку починається при передпосадковій конфігурації літака, а потім вже в процесі заходу, проводиться «додача» механізації, «довипуск» органів механізації крила в посадкове положення, розрізняють три послідовних ділянки заходу на посадку:

- перша ділянка, що виконується при передпосадковій конфігурації літака зі швидкістю польоту  $V_{зп1}$ ;
- друга ділянка, в процесі якої здійснюється «довипуск» механізації (ділянка переходу від передпосадкової до посадкової конфігурації літака);
- третя ділянка, що починається з моменту закінчення «довипуску» механізації, після чого встановлюється кінцева швидкість заходу на посадку  $V_{зп2}$ .

Ділянка власне посадки – це друга велика ділянка повної посадки, що починається з моменту проходження літаком висоти умовної перешкоди на посадці  $H_{пос}$  над вхідною кромкою ЗПС зі швидкістю перетину вхідної кромки  $V_{в.к}$  і закінчується в момент повної зупинки літака на льотній смузі (ЛС) після закінчення пробігу. Ця ділянка, в свою чергу, складається з двох послідовних

ділянок: повітряної ділянки і пробігу. Границею між цими ділянками слугує точка дотику літака – та точка траєкторії, в якій літак торкається поверхні ЗПС першим основним опорним пристроєм. Головне завдання заходу на посадку – це зниження літака до висоти  $H_{\text{пос}}$  з встановленням в кінці даної ділянки регламентованої швидкості перетину вхідної кромки ЗПС (за необхідності) і одночасним «доворотом» до посадкового курсу (суміщенням площини руху літака з віссю ЛП), що забезпечує безпечно і найбільш ефективно завершення цієї ділянки повної посадки, що протікає в зоні підходів аеродрому. Головне завдання власне посадки – це забезпечення і виконання приземлення літака з подальшим перебігом, що закінчується повною його зупинкою на ЛС, що дозволяє безпечно і найбільш ефективно завершити політ.

Виходячи з істотних відмінностей в особливостях руху літака по землі і в повітрі (в процесі повної посадки), доцільно розглядати повну посадку, яка складається з повітряної ділянки і ділянки пробігу (або післяпосадкового пробігу). З рис. 1.1 видно, що в повітряну ділянку повної посадки входять три ділянки заходу на посадку (ділянки польоту з передпосадковою механізацією, з переходом від передпосадкової до посадкової механізації і з посадковою механізацією) та повітряна ділянка власне посадки.

Пробіг можна розглядати як дві ділянки: початкової ділянки руху літака безпосередньо після торкання – з піднятою передньою (носовою) стійкою шасі, і наступної ділянки руху літака по ЛС – вже в паркувальному положенні (з опущеною передньою опорою).

На схемі вказані характерні висоти, швидкості, дистанції і тривалості ділянок повної посадки. Характерними висотами повної посадки (характерними посадковими висотами) є:

висота початку повної посадки ( $H_{\text{пп}}$ ); висота проходу дальнього приводного (ДПРМ) або дальнього маркерного (ДМРМ) радіомаяка ( $H_{\text{ДПРМ}}$ ); висота проходу ближнього приводного (БПРМ) або ближнього маркерного (БМРМ) радіомаяка ( $H_{\text{БПРМ}}$ ); висота «довипуску» механізації ( $H_{\text{д.мех}}$ ); висота встановлення посадкової механізації ( $H_{\text{пос.мех}}$ ); висота умовного перешкоди на посадці ( $H_{\text{пос}}$ ).

Характерними дистанціями повної посадки (характерними посадковими дистанціями) є повна посадкова дистанція; дистанція заходу на посадку; посадкова дистанція; дистанція повітряної ділянки повної посадки і довжина пробігу.

### **1.3. Аналіз польоту літака на етапі посадки**

Етап посадки являє собою передпосадкове маневрування, зниження, планування, вирівнювання, витримування, парашутування і приземлення (дотик ЗПС). Управління літаком на етапі посадки представляє найбільш складну і специфічну задачу. Складність її визначається тим, що цей етап польоту відбувається поблизу землі, тому доводиться накладати більш жорсткі вимоги до точності стабілізації кутових і лінійних параметрів. Специфічність визначається тим, що в систему літак-автопілот доводиться вводити значні збурення у вигляді управляючих сигналів.

Якщо під час автоматичного управління польотом на траєкторії вирішується завдання стабілізації параметрів, то на етапі посадки важливою є задача управління зміною параметрів польоту в часі за певними законами.

Весь процес посадки прийнято розділяти на три фази. У першій фазі літак виводиться на осьову лінію ЗПС, проводиться випуск шасі та закрилків, швидкість польоту зменшується до швидкості планування. Протягом усієї першої фази висота польоту зберігається постійною, рівною приблизно 400 м. Перша фаза закінчується в точці перетину траєкторії з заданою лінією зниження – глісадою. У другій фазі здійснюється планування літака з постійною швидкістю. Кінцем другої фази прийнято вважати точку початку вирівнювання, яка відповідає висоті польоту близько 15 м над кромкою ЗПС висоти глісади, тому в нормальних умовах друга фаза закінчується над кромкою ЗПС. У третій фазі траєкторія літака зазвичай містить ділянки вирівнювання, витримування, парашутування і пробігу.

Траєкторія заходів на посадку може задаватися за допомогою радіотехнічних, світлотехнічних, акустичних та інших пристроїв. Ведуться активні дослідження в області використання для цих цілей лазерної техніки.

В даний час широке застосування отримали радіотехнічні засоби посадки. Це інструментальні радіомаякові посадкові системи: міжнародна система ІЛС (*Instrument Landing System*) і вітчизняна система СП-50, які відрізняються одна від одної характеристиками радіомаяків. Радіосигнали цих систем створюють просторові площини посадкового курсу, проекцію якого на горизонтальну площину називають курсовою лінією, і площиною глісади зниження (рис. 1.2).



Рисунок 1.2. Розміщення радіомаяків щодо ЗПС і принцип формування траєкторії посадки

Використання глісадного радіомаяка можливе до висот близько 15 м. Подальша траєкторія поздовжнього руху літака має нелінійний характер і її побудова може здійснюватися за допомогою радіовисотоміру. Завдання виведення літака на осьову лінію ЗПС у першій фазі посадки легко вирішується пілотом. Завдання автоматизації заходів на посадку вирішується системою траєкторного управління (СТУ), що входить до складу бортових САУ. На початкових етапах заходів посадки необхідно стабілізувати літак на заданій висоті. Управління поздовжнім рухом здійснюється, як правило, шляхом зміни кута тангажу, приймаючи його пропорційним відхиленню літака від заданої висоти, тобто

$$\Delta\vartheta = K_H \Delta H - K_H \Delta p \Delta H.$$

Перехід від горизонтального польоту до зниження по глісаді є досить складним і відповідальним етапом посадки. Від нього в більшій мірі залежить якість наступної стабілізації літака по глісаді.

В ідеальному випадку траєкторія виходу літака на глісаду є кривою, що з'єднує горизонтальну пряму з глісадою зниження (рис. 1.3, крива 1). Мінімальний радіус її кривизни обмежується деяким допустимим значенням зміни вертикального перевантаження  $\Delta n_y$  під час цього маневру. Політ по цій кривій може бути здійснений лише в тому випадку, якщо зниження починається при певному лінійному відхиленні  $\Delta H_0$  літака від глісади.

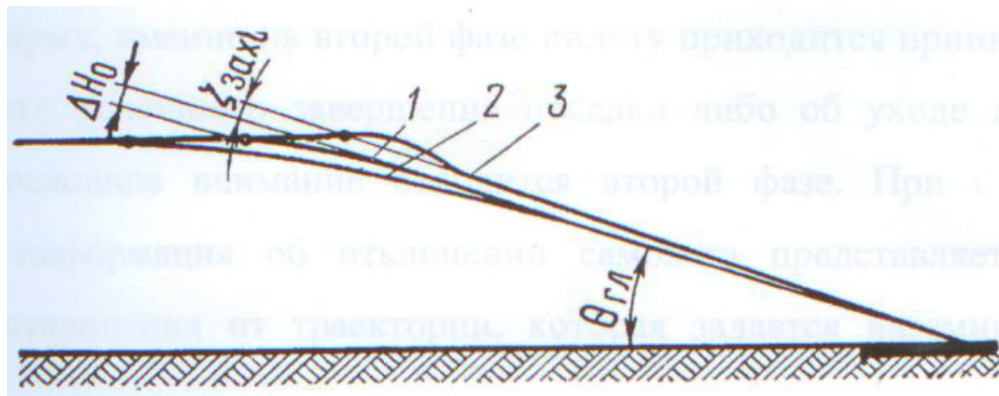


Рисунок 1.3. Вихід літака на глісаду

Якщо зниження почати при великому відхиленні, то літак буде рухатися з низько розташованою траєкторією (крива 2). При більш пізньому початку зниження, літак виявиться над глісадою (крива 3).

З точки зору безпеки останній випадок має перевагу. У вітчизняних системах траєкторного управління, перемикання на режим зниження здійснюється після перетину глісади. Для формування сигналу «захоплення» глісади використовують релейний підсилювач, на вхід якого подаються сигнали ГРП. Релейний підсилювач відпрацьовує при відхиленнях літака  $\xi \geq \xi_{зах}$ . В системі САУ-1Т сигнал «захоплення» глісади становить  $+0,1^\circ$  сигналу ГРМ.

У деяких закордонних системах траєкторного управління сигнал «захоплення» глісади видається, якщо відхилення літака від рівносигнальної зони ГРМ стане менше деякої заданої величини ( $-\xi_{зах} \leq \xi \leq +\xi_{зах}$ ). В інших СТУ



автоматичне захоплення глісади відсутнє, і момент початку зниження льотчик визначає за показниками приладів.

Управління літаком у другій фазі посадки представляє найбільш складну задачу. По-перше, до точності стабілізації літака по глісаді висуваються дуже високі вимоги, які стають більш жорсткими у міру наближення до ЗПС. Наприклад, над ближнім маркерним радіомаяком відхилення літака, які допускаються від заданої глісади планування, становлять: в боковому напрямку  $\pm 15$  м, по висоті  $+5 \dots -3$  м.

По-друге, саме у другій фазі пілота доводиться приймати рішення про можливість успішного завершення посадки або про відхід на друге коло. Тому основна увага приділяється другій фазі. При стабілізації по глісаді, інформація про відхилення літака являє собою сигнал кутового відхилення від траєкторії, яка задається наземним ГРМ. Зв'язок між лінійним і кутовим відхиленнями визначається рівнянням  $\Delta H = L\xi$ , де  $\Delta H$  – лінійне відхилення від глісади (рівносигнальної зони ГРМ);  $\xi$  – кутове відхилення від глісади;  $L$  – відстань від ГРМ.

При малих величинах тангажу  $\theta$  і  $\xi$ , лінійне відхилення  $\Delta H$  можна вважати відхиленням літака по висоті від глісади. Найпростіший закон управління кутом тангажа має вигляд

$$\Delta\theta = -k_{\xi\xi}\xi = -\frac{k_{\xi}}{L}\Delta H.$$

Рівняння системи «літак – САУ», яка реалізує закон управління, може бути представлено у вигляді:

$$p^2\Delta H + b_a p\Delta H + \frac{Vb_a k_{\xi}}{L}\Delta H = pU_{\Sigma} + b_a U_{\Sigma}.$$

Останній член в лівій частині рівняння має змінний коефіцієнт, який збільшується в міру наближення до ГРМ. Частота коливань системи «літак – САУ», в міру зменшення дальності  $L$  збільшується, коефіцієнт відносного загасання зменшується. В кінцевому рахунку, це призводить до зменшення стійкості системи при наближенні до ГРМ. Аналогічна картина спостерігається і для випадку, якщо для збільшення демпфування в законі управління є член,

пропорційний вертикальній швидкості. В останньому випадку виникають труднощі формування сигналу вертикальної швидкості. Для отримання задовільних характеристик перехідних процесів на всьому робочому діапазоні дальностей до ГРМ в системах траєкторного управління передбачають послаблення сигналу ГРМ, або зміна передавальних відносин в функції дальності до ГРМ.

Так в системах БСУ-ЗП і САУ-1Т передбачено дискретне зменшення передавальних відносин на ~ 50% через 50 секунд після сигналу "захоплення" глісади зниження. У ряді закордонних систем (системи автоматичної посадки фірми Бендикс та фірми Лір) передбачена плавна зміна сигналу ГРМ в функції висоти польоту. Ці системи також мають обмеження у використанні, викликане тим, що при маленьких дальностях сигнал ГРМ стає подібним до перешкоди. Для зменшення впливу перешкод застосовують різні способи фільтрації, однак, при використанні сигналу похідною по кутовому відхиленню від глісади зниження, фільтрація стає неефективною.

Плавне ослаблення сигналу ГРМ в залежності від дальності до ГРМ дозволяє отримати інформацію про лінійні, а не кутові відхилення від посадкової траєкторії. Якщо замість сигналу дальності до ГРМ використовувати сигнал радіовисотоміра, то при формуванні сигналу лінійного відхилення від глісади зниження, виникає деяка похибка за рахунок невисокої точності вимірювання, однак в даному випадку вона не має практичного значення.

З точки зору завадозахищеності доцільно застосовувати закони управління типу

$$\Delta\vartheta = -\frac{1}{Tp + 1} k_{\xi} \xi - k_{\eta} p \Delta H.$$

Однак реалізація цих законів пов'язана з труднощами у формуванні сигналу похідною  $p\Delta H$ , оскільки в даний час відсутні датчики сигналів вертикальної швидкості, які мають необхідні характеристики. Найбільш поширеними вимірниками вертикальної швидкості, є варіометри з капілярами які мають запізнювання. Постійна часу варіометра визначається головним чином параметрами капіляра.

Вимірювачі вертикальної швидкості, засновані на принципі інтегрування вертикального прискорення, мають маленьку точність.

У процесі зниження по глісаді, літак має досить високу швидкість  $V_{пл}$ . За існуючими нормами вона повинна не менше ніж в 1,3 рази перевищувати швидкість зриву ( $V_c$ ). При такій швидкості літак має задовільну стійкість і керованість.

У більшості сучасних пасажирських літаках, швидкість заходу на посадку (швидкість планування) лежить в діапазоні 70...85 м/с (250 ... 300 км/ч). Вертикаль-на швидкість цих літаків при зниженні по глісаді з кутом нахилу  $\theta_{гд} = 2,5 \div 3^\circ$  становлять  $V_y = -3,5 \div -4,5$  м/с. Приземлення, дотик літака до землі, з такими швидкостями неприпустиме. Прийнято вважати, що при автоматичній посадці в момент дотику до землі літак повинен мати вертикальну швидкість  $V_y = -0,5 \div -0,6$  м/с. Для зменшення вертикальної швидкості, зменшують кут нахилу траєкторії руху літака до нуля (рух, паралельний землі). Цей етап називають вирівнюванням. Етапи подальшого руху, які називають дотриманням і парашутування, мають місце при посадці літака вручну. Посадка закінчується пробігом. Важливим моментом при автоматизації посадки є мінімізація посадкової дистанції. Скорочення цієї дистанції може бути досягнуто за рахунок зменшення ділянок витримування і пробігу.

Виходячи з вищевикладеного, завдання автоматизації процесів управління, при поздовжньому русі літака на посадку, в кінцевому рахунку, може бути зведена до задачі автоматизації вирівнювання.

У процесі вирівнювання літак рухається по криволінійній траєкторії, яка з'єднує глісаду і пряму, паралельну положенню ЗПС. Викривлення траєкторії відбувається внаслідок дії центронаправленої сили, яка виникає при збільшенні кута атаки літака (рис. 1.4).

Доцентрова сила  $P_d = Y - G \cos \theta$  створює нормальне прискорення  $j_n = V^2 / r$ , де  $V$  – швидкість літака;  $r$  – радіус кривизни траєкторії.

Як відомо, в горизонтальному польоті нормальне перевантаження  $n_y = 1$ . При криволінійному русі в поздовжній площині  $\Delta n_y = n_y - 1 = j_y / g$ , де  $j_y$  – нормальне прискорення.

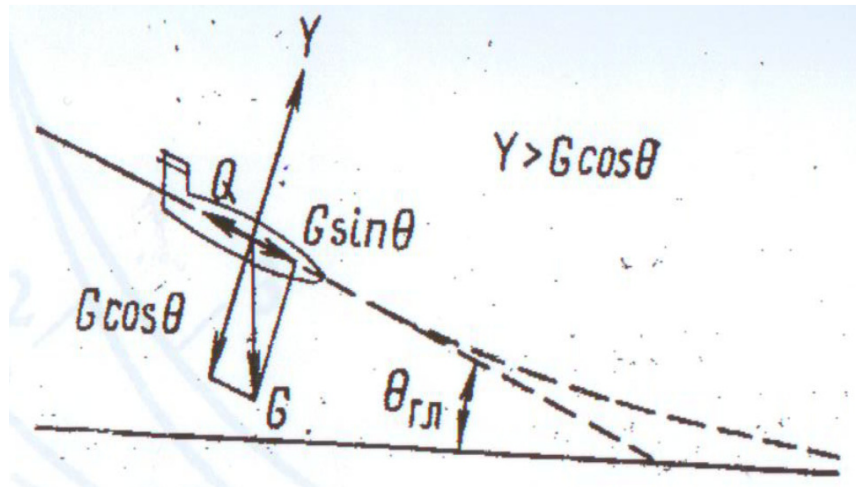


Рисунок 1.4. Сили, які діють на літак при вирівнюванні

Як відомо, в горизонтальному польоті нормальне перевантаження  $n_y = 1$ . При криволінійному русі в поздовжній площині  $\Delta n_y = n_y - 1 = j_y / g$ , де  $j_y$  – нормальне прискорення.

В такому випадку нормальне прискорення  $n_y = 1 - V^2 / gr$ , а  $\Delta n_y = V^2 / gr$ .

Тоді радіус кривизни траєкторії

$$r = V^2 / g (n_y - 1) = V^2 / g \Delta n_y$$

Етап вирівнювання характеризується значною нестационарністю, як через зменшення швидкості польоту, так і збільшення кута атаки, який наближається до критичного, внаслідок аеродинамічного впливу землі. Дуже малий час відводиться на виконання цього етапу польоту і він порівнянно з плином часу перехідних процесів стабілізації літака на заданій траєкторії при дії різних збурень, яке може привести до неможливості парирування цих збурень і до зростання помилок управління.

З огляду на близькість землі, до контурів управління висуваються дуже жорсткі вимоги:

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

Зазначені вимоги повинні бути витримані в таких умовах: зустрічний вітер 46 км/год, бічний вітер до 28 км/год.

Важливим питанням на цьому етапі є будівництво посадкової траєкторії, що забезпечує приземлення літака в заданій точці ЗПС з необхідними параметрами руху. З принципової точки зору найпростіше рішення цієї задачі – це призначення незбуреної траєкторії як продовження глісади аж до землі.

В даний час пропонуються різні способи заданої траєкторії приземлення і автоматичного керування поздовжнім рухом літака на цій траєкторії. Найбільш широко відомі наступні методи формування траєкторії приземлення (рис. 1.5).

1. Посадка по задалегідь заданій (програмній) траєкторії приземлення. Для будівництва 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 по експоненціальній траєкторії не жорстко заданої щодо 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.

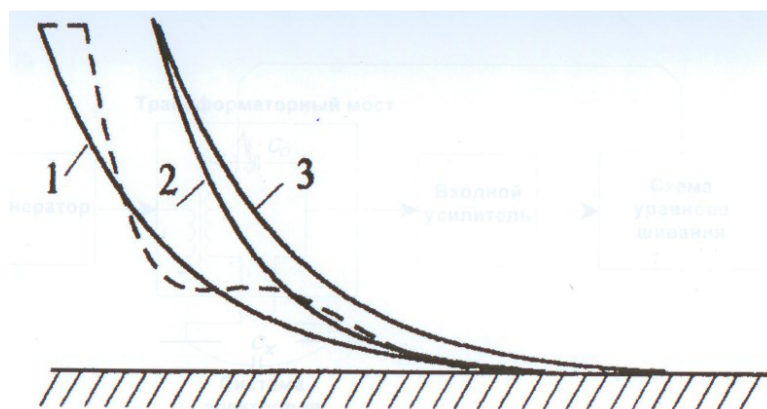


Рисунок 1.5. Траєкторії приземлення

Перший і другий спосіб забезпечують високу точність приземлення при дії збурень та при випадкових відхиленнях літака від траєкторії приземлення. Однак

реалізація першого способу зустрічає труднощі, які 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 існує тенденція значного збільшення крутизни траєкторії приземлення і жорсткості посадки. При експоненціальному нежорсткому способі формування траєкторії, дія збурень призводить до значного розкиду точок приземлення.

При сталості швидкості польоту і нормальному перевантаженні, траєкторія вирівнювання являє собою дугу кола. З метою недопущення різкої зміни перевантаження на початку вирівнювання, перевантаження плавно збільшують до заданого допустимого значення, а до кінця вирівнювання плавно зменшують до  $n_y = 1$ . Тому реальна траєкторія вирівнювання трохи відрізняється від дуги кола. Для наближеного аналізу траєкторію вирівнювання представляють дугою кола деякого середнього радіусу. Кутова швидкість руху літака в процесі вирівнювання з такими траєкторіями визначається з рівняння

$$\omega = V / r = g (n_y - 1) / V = g \Delta n_y / V.$$

Так як траєкторія вирівнювання являє собою дугу, яка охоплює кут  $\theta_{\text{гл}}$ , час вирівнювання

$$t_{\text{вир}} = \theta_{\text{гл}} / \omega = V \theta_{\text{гл}} / g (n_y - 1) = V \theta_{\text{гл}} / g \Delta n_y.$$

Мінімальний радіус кривизни  $r_{\text{min}}$  траєкторії вирівнювання і максимальна кутова швидкість  $\omega_{\text{max}}$  при даній швидкості обмежуються максимально допустимим значенням перевантаження  $n_{y\text{max}}$  чи  $\Delta n_{y\text{max}}$  при цьому маневрі:

$$r_{\text{min}} = V^2 / g (n_{y\text{max}} - 1) = V^2 / g \Delta n_{y\text{max}};$$

$$\omega_{\text{max}} = g (n_{y\text{max}} - 1) / V = g \Delta n_{y\text{max}} / V.$$

Допустимі значення перевантаження на вирівнювання у пасажирських літаків приблизно однакові, проте через розбіжність швидкостей руху, радіуси кривизни траєкторій трохи розрізняються. Збільшення радіусу кривизни

траєкторії при незмінному нахилі глісади призводить до збільшення висоти початку вирівнювання. Залежність висоти початку вирівнювання від основних характеристик руху можна представити у вигляді

$$H_{\text{нв}} = r_{\text{ср}} (1 - \cos \theta_{\text{гл}}).$$

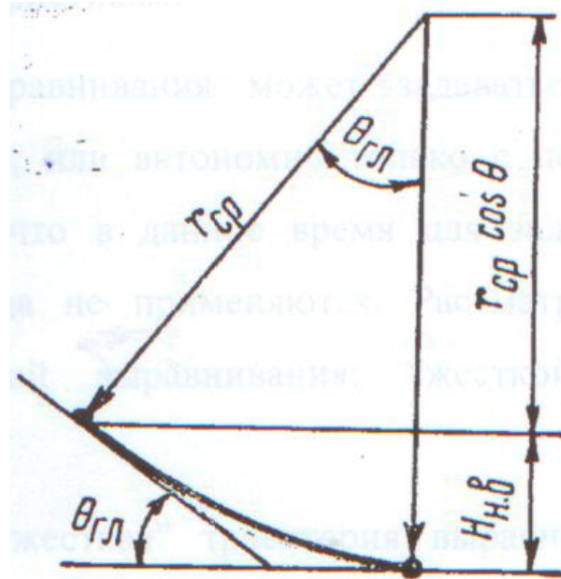


Рисунок 1.6. Визначення висоти початку вирівнювання

Підставивши в формулу залежність радіуса кривизни від середніх значень швидкості та перевантаження і виконавши деякі перетворення, отримаємо

$$H_{\text{нв}} = \frac{V_{\text{ср}}^2 \theta_{\text{гл}}^2}{2g\Delta n_y}.$$

Роблячи аналогічно, неважко отримати залежність довжини вирівнювання (тобто відстані від початку вирівнювання до точки дотику ЗПС) від цих параметрів:

$$L_{\text{вир}} = \frac{V_{\text{ср}}^2 \theta_{\text{гл}}^2}{g\Delta n_y}.$$

Таким чином, параметри траєкторії вирівнювання (висота початку вирівнювання, довжина вирівнювання, радіус кривизни траєкторії) залежать від швидкості літака, прийнятих значень нормальних перевантажень і кута нахилу глісади. Очевидно, що для літаків з різними швидкостями, які знижуються по одній і тій же глісаді, оптимальні траєкторії вирівнювання можуть істотно

відрізнятися. Виходячи з цього, доцільно для кожного типу літака мати "свою" траєкторію, яка відповідає його посадковим характеристикам.

Траєкторія вирівнювання може задаватися за допомогою наземних і бортових пристроїв, або автономно тільки за допомогою бортових пристроїв. Слід зазначити, що в даний час для задач траєкторій вирівнювання наземні пристрої не застосовуються. Розглядаються два напрямки в створенні траєкторій вирівнювання: "жорсткої" траєкторії і "гнучкої" траєкторії.

Теоретично "жорстка" траєкторія вирівнювання займає незмінне положення відносно земної поверхні. "Жорстка" траєкторія вирівнювання це продовження глісади, вона дозволяє дуже точно вивести літак в задане місце приземлення.

Однак, через інерційність обмежень по перевантаженням, величиною кутової швидкості, кутах відхилення керуючих поверхонь, управління за "жорсткими" траєкторіями для цивільних літаків є неможливою.

При наявності інформації про поточний стан літака щодо точки приземлення, можливо забезпечити виведення літака в цю точку не тільки по одній ("жорсткій") траєкторії, а по розрахованій таким чином, щоб в момент приземлення певні параметри руху мали задані значення.

Подібний спосіб вирівнювання називають вирівнюванням по "гнучкій" траєкторії. При такому способі вирівнювання, принципово можливо отримати досить високу точність приземлення. Для реалізації цього необхідно мати у своєму розпорядженні додаткову інформацію про дальність до точки приземлення, а також інформацію про істинну (геометричну) висоту польоту досить високої точності. Це вимагає істотно відмінного від відомих способів апаратного рішення.



## РОЗДІЛ 2

# ОГЛЯД І АНАЛІЗ МЕТОДІВ І ІНСТРУМЕНТАЛЬНИХ ЗАСОБІВ ОЦІНЮВАННЯ ГЕОМЕТРИЧНИХ ПАРАМЕТРІВ ПОЛОЖЕННЯ ЛІТАКА ПОБЛИЗУ ЗЕМНОЇ ПОВЕРХНІ

### 2.1. Методи вимірювання геометричної висоти польоту літака

Для вимірювання істинної висоти польоту можуть бути використані акустичний, радіотехнічний, оптичний, лазерний, іонізаційний та інерційний методи вимірювання. Радіотехнічний, лазерний, оптичний, акустичний, іонізаційний методи відносяться до локаційних методів.

1. Радіотехнічний метод є найбільш поширеним методом вимірювання істинної висоти польоту. Для малих висот застосовують частотно-модульований радіосигнал, а для великих висот – імпульси радіовипромінювання. Принцип роботи частотного радіовисотоміра заснований на визначенні різниці частот прямого (випромінюваного) і відбитого частотно-модульованих сигналів. [7] Передавач, який складається з генераторів високої частоти ГВЧ і ряду ГНЧ, формує частотно- модульовані коливання з частотою  $f$ . Генератор ГНЧ формує модульовану напругу  $F_m$ , що керує частотою високочастотних сигналів генератора ГВЧ, і його середня частота  $f_{cp}$  змінюється з девіацією частоти  $\pm f$ . Частотно-модульовані сигнали через передавальну антену випромінюються в напрямку земної поверхні. Одночасно сигнал передавача частоти, що називають прямим або опорним (гетеродинним) сигналом, надходить на змішувач приймача. Відбитий від земної поверхні ВЧ сигнал частоти через приймальну антену надходить на змішувач приймача.

Він відрізняється від випромінюваного (опорного) не тільки амплітудою (потужністю), але і миттєвою частотою, оскільки за час поширення  $\Delta t$  частота

<i>Кафедра АСУ</i>				<i>НАУ 20 09 03 000 ПЗ</i>			
<i>Виконав</i>	<i>Пряхін Д.В.</i>			<i>Огляд і аналіз методів і інструментальних засобів оцінювання геометричних параметрів положення літака поблизу земної поверхні</i>	<i>Літера</i>	<i>Аркуш</i>	<i>Аркушів</i>
<i>Керівник</i>	<i>Азарсков В.М.</i>					25	101
<i>Консульт.</i>					151 ФАЕТ-601		
<i>Нормоконт.</i>	<i>Дивенч М.П.</i>						
<i>Зав.каф.</i>	<i>Тачиніна О.М.</i>						

прямого сигналу через частотну модуляцію змінюється на величину, пропорційну часу  $\Delta t$ , а значить, і висоті польоту  $H$ .  $\Delta t = 2H/c$ , де  $H$  – висота польоту літака;  $c = 3 * 10^8$  м/с - швидкість поширення радіохвиль. Таким чином, на змішувач приймача надходять високочастотні сигнали різних частот: прямий  $f_1$  і відбитий  $f_2$ . В результаті взаємодії в змішувачі двох частотно-модульованих ВЧ коливань на його виході утворюється сигнал різницевої частоти  $F_p = f_1 - f_2$ .

Таким чином, інформація про висоту польоту поміщається в значенні частоти  $F_p$ , що змінюється пропорційно висоті польоту.

Аналітичний зв'язок між величинами  $H$  і  $F_p$  визначається основним рівнянням радіовисотоміра

$$F_p = \frac{8 * \Delta f * F_M}{c} H; \quad H = \frac{c}{8 * \Delta f * F_M} F_p.$$

Для вимірювання частоти  $F_p$  використовують вимірювачі частоти зі стеженням та без нього. Радіовисотомір з вимірювачів частоти без стеження називають широкосмуговим, а зі стеженням – вузькосмуговим. Розрізняють радіовисотоміри зі наглядом вимірювачем різницевої частоти  $F_p$  і з керованим періодом закону частотної модуляції. Радіовисотоміри з вимірювачем частоти без стеження мають ряд недоліків, головним з яких є наявність методичної похибки. Вона виявляється в дискретному характері показань індикатора висоти, зумовленого принципом роботи частотного радіовисотоміру при використанні гармонійної (синусоїдальної) і лінійної (пилкоподібної симетричної) частотної модуляції.

Різницева частота  $F_p$  на виході змішувача приймає дискретні значення, які кратні частоті модуляції, і лічильник фіксує різницеву частоту, кратну частоті модуляції  $F_M$ , більшу чи меншу, ніж значення, які відповідають істинній висоті. Тому частота імпульсів  $F_i$  на рахунковому каскаді буде приймати лише дискретні значення

$$F_i = nF_M = \frac{8\Delta f F_M}{c} H = KH,$$

де  $n$  – номер гармоніки,  $K$  – постійний масштабний коефіцієнт.

Вираз буде точним тільки при висотах, які відповідають цілим значенням  $n$ , тобто якщо вираз  $(8\Delta t/c)H$  дорівнює цілому числу. Значення цих висот можна визначити з виразу  $KH = nF_M$ . Позначивши їх через  $\Delta H$ , отримаємо  $\Delta H = nF_M / K$ . Наприклад, для радіовисотоміру РВ-УМ  $K = 15,9$  Гц/м,  $F_M = 70$  Гц. При  $n = 1, 2, 3, \dots$ , отримаємо значення дискретності вимірювання висот:  $\Delta H = 4,4; 8,8; 13,2$  м і т. д. Для радіовисотоміру РВ-5  $K = 200$  Гц/м;  $F_M = 150$  Гц; тоді  $\Delta H = 0,75; 1,5; 2,25$  і т.д. Таким чином, дискретність у вимірі висоти в радіовисотомірі РВ-УМ становить 4,4 м, РВ-5 – 0,75 м. Всередині цього інтервалу показання висотоміра будуть нестійкими.

Іншим недоліком радіовисотоміру з вимірювачем частоти без стеження є використання ширококутового підсилювача напруги частоти  $F_p$ . Зазвичай частота  $F_{Pmin}$  знаходиться в межах 1...3 кГц, а частота  $F_{Pmax}$  досягає 150...160 кГц. Внаслідок цього фільтрація корисного сигналу, який надходить одночасно з перешкодами, здійснюється неефективно і в цілому радіовисотомір має невисоку завадостійкість і перешкодозахищеність та вимагає ускладнення схеми підсилювача (фільтрів). Вимірювач частоти без стеження використаний в радіовисотомірах РВ-2, РВ-3М, РВ-4, РВ-5.

Радіовисотомір зі спостережними вимірювачами різницевої частоти виконують за схемою частотного автопідлаштування (ЧАП). Схема вимірювача, який стежить за частотою  $F_p$ , не отримала поширення через складність схеми і невисоку перешкодозахищеність, особливо на малих висотах, так як вплив перешкод типу перевідображення між літаком, земною поверхнею та іншими сигналами.

Перевагою таких вимірювачів є відсутність методичної похибки у вигляді похибки дискретності, яка обумовлена використанням резонансного методу при вимірюванні різницевої частоти, реалізованого частотним дискримінатором.

Схема спостережного радіовисотоміру з керованим періодом (тривалістю робочого ходу) модуляції знайшла застосування в сучасних радіовисотомірах малих висот типу РВ-5Г, А-034, А-037. Радіовисотомір РВ-5Г призначений для вимірювання істинної висоти польоту ЛА і встановлюється на літаках і вертольотах. Він видає екіпажу і в бортові системи ЛА візуальні дані про поточну

висоту польоту з одного або двох індикаторів висоти, інформацію про поточну висоту у вигляді постійної напруги позитивної полярності на прилади ПКП, системи автоматичного управління САУ (САУ-42 літака Як-42, систему АБСУ-154 літака Ту-154Г), системи сигналізації небезпечної швидкості зближення з землею РСЗС, систему МСРП-64 і на контрольний з'єднувач, інформацію (світлову і звукову) про проліт ЛА заздалегідь встановленої висоти.

Радіовисотомір складається з передавача, який випромінює через передавальну антену частотно-модульований радіосигнал, прийомної антени, радіоприймача, балансового детектора і частотоміра, який вимірює різницю частот прийнятих радіоприймачем випромінюваного і відбитого сигналів:

$$\Delta f = f_1 - f_2 = f_0 \alpha \tau = f_0 \alpha \left( \frac{2H - l}{c} \right),$$

де  $f_1, f_2$  – частота прийнятих радіоприймачем випромінюваного і відбитого сигналів;

$f_0$  – частота передавача;

$\alpha$  – коефіцієнт, який характеризує швидкість зміни частоти;

$\tau$  – час проходження радіосигналу;

$l$  – відстань між передавальною і приймальною антенами;

$H$  – вимірювана висота.

З наведеної формули, видно, що на висотах, порівнянних з  $l/2$ , корисна інформація практично відсутня.

Також, коли літак знижується по глісаді, пролітаючи над рівною поверхнею, сигнал на виході радіовисотоміра змінюється з часом (і у функції відстані до порогу ЗЛА) за лінійним законом. Інакше, коли рельєф місцевості сильно змінюється.

Таким чином, радіовисотомір непридатний для вимірювання малих і дуже малих висот, оскільки він має велику зону нечутливості, а саме на малих висотах.

2. Акустичний метод. В основу акустичного методу покладено принцип ехо-локації, яка використовує звукові коливання, як правило, ультразвук [8]. Вибір високої частоти звукових коливань обумовлений прагненням зменшити

ступінь поглинання енергії сигналу земною поверхнею і забезпеченням прийому відбитого корисного сигналу достатньої потужності.

Для оцінки застосування акустичних пристроїв вимірювання малих висот польоту, наведемо характеристики деяких пристроїв.

Ультразвуковий напівпровідниковий далекомір (а.с. № 182934) дозволяє вимірювати відстані з похибкою не більше 0,5% в діапазоні 0,2 ... 2 м при температурі повітря від -40 до + 50° С у сильний дощ та снігопад, які цілком виключають можливість оптичного спостереження тіла, яке відбиває.

Випромінюваний сигнал представляється у вигляді частотно-імпульсно-модульованої серії коливань з рівнем девіації 3% при середній частоті безперервно випромінюваних коливань близько 60 кГц. Повний кут головної пелюстки діаграми спрямованості випромінювача дорівнює приблизно 30°, маса виносного акустичного блоку – 2 кг.

Сучасні звукодальноміри та прилади акустичного дистанційного керування є складними електронними пристроями, які містять ряд функціонально незалежних вузлів. Структурна побудова звукодальномірів значною мірою визначається їх параметрами точності. Слід зазначити, що прилади класу точності 0,2 приблизно вдвічі більше складніше і відповідно дорожче приладів класу 0,5, а останні приблизно в стільки ж більш складні і дорожчі від приладів класу 1,0. Ці співвідношення визначаються не тільки підвищеними вимогами до якості і стабільності комплектуючих елементів схем, а й істотно більш ємною електронікою.

Основним визначальним чинником дальності дії ультразвукових приладів є поглинання хвиль ультразвукового діапазону. Динамічний діапазон відбитого сигналу за звуковим тиском може досягати 140...160 дБ при зміні відстаней на 10 м. Однією з основних причин виникнення похибки вимірювань є зміна швидкості поширення звукової хвилі в газовому середовищі, що й обумовлює пряму похибку вимірювання. Значний вплив має форма поверхні, яка відбиває, а також матеріал якої має поглинаючі властивості, який поглинає. Важливий вплив на точність вимірювань має рух навколишнього середовища.

У загальному випадку довільний напрямок вектора швидкості руху середовища і повна похибка в масштабі вимірювань становить:

$$\frac{dm}{m} = \frac{V}{c} \cos\varphi + \frac{V^2}{2c^2} \sin\varphi,$$

де  $\varphi$  – кут між векторами  $V$  та  $C$ .

Таким чином практично всі похибки при використанні звукодальномірів виникають внаслідок зміни швидкості поширення звукових хвиль в середовищі. Основні чинники похибки представимо у вигляді табл.2.1.

Таблиця 2.1

Основні чинники похибки

Фактори нестабільності	Ступінь впливу на швидкість або час поширення хвиль, потенційна похибка у відстані, що вимірюється
1	2
Температура середовища	Однаково сильний вплив на обидва режими вимірювань; температурний коефіцієнт для газів $\pm 0,18\%$ град максимум можливої похибки до $\pm 8\%$ в інтервалі температур $\pm 50$ °C
Рух середовища (вітер)	Сильний вплив при однобічному режимі вимірювань – близько $1\%$ на кожні $3$ м/с в швидкості вітру; максимум можливої похибки до $\pm 3\%$ при вимірах на відкритому повітрі при силі вітру до $10$ м/с. Слабкий вплив при ехо-локації; максимум можливої похибки $0,2\%$ при силі вітру до $16$ м/с
Вологість	Відносно невеликий однаковий вплив на обидва режими вимірювань; залежність немонотонна; максимум можливої похибки до $\pm 0,5\%$

1	2
Подвоєння нормального вмісту вуглекислоти в повітрі (до 0,06% за обсягом)	Дуже слабкий і однаковий для обох режимів вплив, похибка менше + 0,1%
Зміна атмосферного тиску від $0,9 * 10^6$ до $1,1 * 10^5$ Па	Малий вплив, який зникає, однаковий для обох режимів; приладами похибка виявлена бути не може
Частота звукових хвиль	При нормальному тиску - швидкість звуку не залежить від частоти до частот 107 Гц

3. Інерційний метод. Інерційний метод використовує подвійне інтегрування вертикального прискорення літального апарату. Метод досить давно відомий, широко застосовується в навігаційних системах, в системах виміру кутового положення ЛА (КВ-72), постійно вдосконалюється: розробляються все більш чутливі акселерометри, підвищується точність вимірювання прискорень, удосконалюються алгоритми цифрової обробки корисного сигналу. Основним недоліком інерційного методу вимірювання відстаней є ефект накопичення помилки при інтегруванні. Поява навіть незначної постійної складової в корисному сигналі приводить з часом до накопичення значної похибки. Особливо це виявляється при ураженні корисного сигналу перешкодами. Як правило, ці перешкоди мають випадковий характер з мат. очікування, відмінним від нуля. Для зменшення впливу перешкод застосовують досить складні алгоритми фільтрації і корекції корисного сигналу від інших датчиків (фільтри Калмана, методи комплексування і т.д.). Технічна реалізація пристроїв, які реалізують цей метод вимагає значних матеріальних витрат і часу. Ймовірно, через ці причини вимірювачі істинної висоти, засновані на інерційному методі, не розроблялись.

4. Електроємнісний метод. Виходячи з вищесказаного, розглянемо ємнісний спосіб вимірювання висоти, який вважається найбільш прийнятним для

вимірювання малих висот. Науково-дослідні роботи в цьому напрямку проводилися в Англії (1968-1970 р.р.) і в СРСР: ВНІПАНХ – Краснодар, КІЩА – Київ (1972-1975 р.р.).

Ємнісний спосіб вимірювання висоти використовує залежність зміни електричної ємності між планарно розміщеними пластинами конденсатора при наближенні до них струмопровідної поверхні (землі, води та ін.). Із зменшенням відстані до цієї поверхні величина цієї ємності збільшується. У загальному випадку ємність змінюється при внесенні в електромагнітне поле такого конденсатора будь-яких об'єктів, електричні властивості яких відрізняються від електричних властивостей середовища, в якому утворене електромагнітне поле конденсатора.

Таким чином вимір висоти польоту ємнісним методом зводиться до вимірювання ємності між приймальним і випромінюваним електродами ємнісного перетворювача, встановленими на нижній частині літака. На міжелектродну ємність впливає відстань від земної поверхні, яка використовується для вимірювання висоти польоту. Теоретичні та експериментальні дослідження, в [9] показали, що значення міжелектродної ємності первинного перетворювача, наведені до реальних геометричних розмірів ЛА, становлять  $10^{-4} \dots 10^{-2}$  пф. Вимірювання настільки маленьких значень ємності являє собою досить складне технічне завдання.

Методи вимірювання занадто малих ємностей докладно описані в [9, 10, 11], наведено ряд описів аналогових схем і пристроїв, які реалізують ці методи. Інститутом електродинаміки АН України разом з ВО "Точелектроприбор" розроблені та серійно випускаються цифрові вимірювальні мости Р-589, Р-591, що вимірюють ємність від  $10^{-2}$  пф з похибкою не більше 0,1%. В роботі [12] розглянуті шляхи вирішення зазначеної проблеми і описано реальний пристрій, який реалізує вимір на борту літака Ан-26.

На відміну від локаційних методів, ємнісний спосіб вимірювання висоти дає інтегральну оцінку висоти. Якщо на шляху польоту ЛА виявиться, над рельєфом місцевості: височина, яр, ліс, це змінить конфігурацію



електромагнітного поля ємнісного перетворювача і дозволить отримати інформацію, яка випереджає зміни рельєфу.

## **2.2. Аналіз існуючих засобів вимірювання параметрів, наближення до земної поверхні або перешкоди**

1. Системи сигналізації небезпечного зближення. Одним з надійних способів запобігання зіткнень літаків з височиною є встановлення на борту системи *Enhanced Ground Proximity Warning Systems (EGPWS)* – попередження про небезпечне зближення із землею – спрощеним варіантом якої обладнані вітчизняні літаки. Вона називається скорочено РСЗС, а її модифікація – СППЗ-1.

В даний час проходять випробування більш досконалої системи *EGPWS*, розробленої фірмою *Allied Signal Aerospace* за замовленням фірми Боїнг для літаків Б-737-600, -700, -800, Б-747-400 і всіх модифікацій літаків Б-757, Б-767, Б-777. В системі існують дві основні особливості в порівнянні з останньою модифікацією *EGPWS*:

- формується сигнал про появу перешкоди по курсу польоту;
- на дисплеї відображається рельєф земної поверхні.

2. Лазерні далекоміри. Відомо, що в однорідному середовищі оптичне випромінювання на всьому шляху поширюється прямолінійно і з постійною швидкістю [8]. В оптичному далекомірі передавач і приймач зазвичай з'єднані. У цьому випадку відстань між далекоміром та ціллю може бути знайдено з співвідношення

$$L = ct/2,$$

де  $L$  – вимірювана відстань;  $c$  – швидкість світла;  $t$  – час проходження світла від дальноміра до цілі і назад.

Завдання визначення відстані між дальноміром та ціллю зводиться до вимірювання відповідного інтервалу часу між зондуючим імпульсом та імпульсом відображення цілі. Для цього оптичний дальномір забезпечується спеціальним пристроєм, який включає генератор опорних коливань та

реєструючий прилад. Вимірний інтервал часу порівнюється з періодом опорних коливань генератора основної масштабної частоти. Зі співвідношення випливає, що похибка вимірювання дальності буде визначатися виразом

$$\Delta L = \frac{L}{c} \Delta t_L + \frac{ct_L}{2}.$$

Розглядаючи його, можна сказати, що помилка відстані залежить від двох причин. Перша – ступінь точності визначення швидкості поширення оптичних випромінювань і залежність середнього значення цієї швидкості від умов, які впливають на випромінювання, які поширюються в даному середовищі.

Друга причина визначається інструментальною точністю оптичного локатора, який, в першу чергу, залежить від стабільності далекоміра, тобто визначається ступенем технічної досконалості оптичного приладу. Якщо допустити, що інструментальна помилка дорівнює нулю, то при такому допущенні відносна дальномірна помилка дорівнює відносній помилці в швидкості поширення оптичних випромінювань у вакуумі. Величина останньої отримана з численних вимірів і в даний час добре відома.

Відносна помилка швидкості поширення оптичних випромінювань в вакуумі становить  $0,6 \cdot 10^{-6}$ .

Для вимірювання часу може бути використаний імпульсний або фазовий метод вимірювання дальності. Схема імпульсного оптичного дальноміра представлена на рис.2.2.

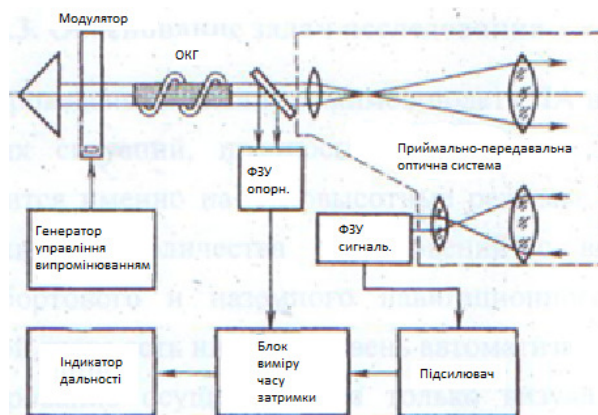


Рисунок 2.2. Схема імпульсного далекоміра

Випромінювання імпульсного оптичного квантового генератора (ОКГ) фокусуються оптичною системою і направляються в бік цілі. Частина випромінювання відводиться і безпосередньо спрямовується на реєструючий пристрій, для забезпечення опорного сигналу. Відбите ціллю випромінювання сприймається приймальною оптичною системою, і направляється на чутливий елемент іта підсилювач, сигнал з якого спрямовується на реєстровий пристрій, в якому вимірюється час між початком зондуючого імпульсу і початком прийому відбитого імпульсу. Як реєструючий пристрій може бути використана обчислювальна машина, яка видає безпосередньо величину вимірної дальності.

З вищенаведеного слід додати, що найбільш важливим недоліком локаційних методів вимірювання висоти є те, що визначається істина висота тієї точки поверхні, над якою ЛА знаходиться в даний момент часу, і не дає ніякої інформації про перешкоди, які наближаються. Це не дозволяє включати їх до керуючих контурів автопілотів. В основному радіовисотоміри використовують тільки візуально як допоміжні прилади визначення висоти при пілотуванні.

Головна вимога до висотоміру малих висот – це висока точність, причому зі зменшенням висоти точність повинна підвищуватися.

Таким чином, жоден з описаних способів вимірювання висоти не знайшов застосування і не може використовуватися для автоматизованого польоту на малих висотах.

### **2.3. Обґрунтування завдань дослідження**

Як показав проведений аналіз режимів польоту ЛА на малих висотах, кількість особливих ситуацій, передумов до льотних подій, аварій і катастроф припадає саме на маловисотні режими. «Одним з факторів щодо великої кількості зіткнень з височиною є недосконалість бортового і наземного навігаційного обладнання» [13]. Основною причиною цього є низький рівень автоматизації польоту. На висотах до 50 м пілотування здійснюється тільки візуально. Таким чином, безпеку польоту взагалі забезпечується тільки ступенем

професіоналізму пілотів. При цьому пілот користується інформацією про параметри польоту в недостатньому обсязі і невисокої точності.

Авіація спеціального використання, як правило, при виконанні робіт базується на польових аеродромах, які не мають якихось технічних засобів автоматизації посадки. При цьому ЛА «легкої» авіації слабо оснащені засобами автоматизації посадки, так і засобами інструментального контролю параметрів посадки.

Створення висотоміра, заснованого на ємнісному методі стримувалося відсутністю добре розроблених пристроїв для вимірювання надто малих ємностей з одного боку, з іншого – невизначеністю характеру зміни міжелектродних ємностей перетворювача від висоти, рельєфу місцевості, електричних властивостей навколишнього середовища. Як зазначалося вище, виміру малих величин ємності присвячено багато робіт, проведених в інституті електродинаміки НАНУ (Київ), інституті автоматики і електрометрії СО АН СРСР (Новосибірськ), ВНИИМ (Ленінград), КІЩА (Київ), а також в деяких галузевих інститутах (Київ, Львів, Івано-Франківськ, Баку, Томськ і ін.). Однак роботи по методам і пристроям вимірювання ємностей порядку  $10^{-4} \dots 10^6$  пф дуже обмежені. При цьому досліджувалися ємнісні перетворювачі з однорідним ("закритим") полем, розроблені конструкції і схеми вимірювання, які усувають вплив "крайового" ефекту. Дослідження ж характеру змін міжелектродних ємностей перетворювачів з неоднорідним ("відкритим") полем в літературі практично відсутні. У той же час пристрої-сигналізатори, засновані на цьому принципі, розроблялися досить давно і широко розповсюджені. Для з'ясування фізичних властивостей перетворювачів неоднорідного поля, проектування найкращої конфігурації, складу, геометрії і розмірів системи електродів, а також формування бажаної конфігурації електромагнітного поля, необхідно провести теоретичні та експериментальні дослідження.

Виходячи з вищесказаного, можна зробити наступні висновки:

- 1) нагально необхідна автоматизація посадки літака;
- 2) автоматизація посадки стримується відсутністю високоточних датчиків істинної (геометричної) висоти;

3) найбільш прийнятний метод отримання такої інформації є ємнісний метод вимірювання малих висот. Це зумовлено наступними його властивостями: збільшення ємності по мірі наближення до землі, а саме і збільшення точності вимірювань, отримання інтегральної оцінки зміни висоти рельєфу в зоні взаємодії електромагнітного поля перетворювача з земною поверхнею, тобто можливість отримання інформації застережливого характеру.

**РОЗДІЛ 3**  
**ТЕОРЕТИЧНІ ДОСЛІДЖЕННЯ ЄМНІСНИХ ПЕРЕТВОРЮВАЧІВ З**  
**НЕОДНОРІДНИМ ПОЛЕМ**

**3.1. Загальні положення**

Теоретичні основи ємнісних перетворювачів опираються на теорію електромагнітних полів. Як вказувалося раніше, ємнісний спосіб вимірювання висоти використовує залежність зміни електричної ємності між електродами перетворювача при наближенні до них струмопровідної поверхні, або, в загальному випадку, поверхні, повна провідність якої відрізняється від повної провідності середовища, тобто повітряного простору. Основним параметром, який несе корисну інформацію, є величина електричної ємності. Характер залежності величини інформаційної місткості визначається тільки геометричними параметрами провідників і діелектричної проникності навколишнього середовища. Синтез структури вимірювача геометричних параметрів положення літака відносно земної поверхні можна виконати за результатами теоретичних та експериментальних досліджень. Найбільш інформативними і достовірними є, звичайно, льотні випробування. Однак підготовка льотних випробувань та їх проведення вимагають великих витрат матеріальних, технічних і тимчасових засобів, при цьому залишається необхідність теоретичного обґрунтування основних позицій. У певному змісті оптимальним є масштабне напівнатурне моделювання. Результати таких досліджень дали матеріал для подальших робіт створення вимірювача малих висот на основі ємнісних перетворювачів [12].

Розрахунок параметрів електромагнітного поля розглянутого ємнісного перетворювача з метою отримання оцінок інформативних параметрів

<i>Кафедра АСУ</i>				<i>НАУ 20 09 03 000 ПЗ</i>			
<i>Виконав</i>	<i>Пряхін Д.В.</i>			<i>Теоретичні дослідження ємнісних перетворювачів з неоднорідним полем</i>	<i>Літера</i>	<i>Аркуш</i>	<i>Аркушів</i>
<i>Керівник</i>	<i>Азарсков В.М.</i>					38	101
<i>Консульт.</i>					151 ФАЕТ-601		
<i>Нормоконт.</i>	<i>Дивенч М.П.</i>						
<i>Зав.каф.</i>	<i>Тачиніна О.М.</i>						

перетворювача та подальшого їх аналізу можна виконати, користуючись методами і математичним апаратом електростатики. Правомірність такого підходу показана в [13]. Дійсно, ємнісні перетворювачі розглянутого типу живляться змінним струмом порівняно невисоких частот, близько 50...200 кГц. Електричні поля і струм при таких частотах є квазістаціонарними, що впливає з критерію  $l \ll \lambda$ , де  $l$  – найбільший геометричний розмір перетворювача,  $\lambda$  – довжина хвилі напруги живлення. При частоті 200 кГц довжина хвилі становить 1500 м, в той час як розміри перетворювача не перевищують габаритів літака, тобто 20...40 м. Довжина хвилі напруги живлення перевищить найбільший геометричний розмір перетворювача в 60...100 разів. Це підтверджує квазістаціонарність поля. З цього випливає, що параметри, які характеризують роботу ємнісного перетворювача, можна вважати зосередженими, випромінюванням електромагнітних хвиль електродами перетворювача, можна при розрахунках знехтувати, будь-який з провідників системи електродів перетворювача практично еквіпотенціальний.

Електростатичне поле являє собою окремий випадок електромагнітного поля, якщо джерелами поля є нерухомі електричні заряди. Електростатичне поле відноситься до так званих стаціонарних силових полів, які характеризуються тим, що вони не змінюються з плином часу. Поверхні провідників є природними межами електростатичного поля, оскільки всередині провідника воно існувати не може. Таким чином, в будь-якій точці поверхні провідника потенціал має постійне значення. Розподіл заряду по поверхні провідника відповідає розподілу потоків електростатичної індукції і є шуканої функцією. При такій постановці електростатичного завдання необхідно ставити потенціали провідників або їх повні заряди.

З'ясовані вище властивості потенціалу і зарядів дозволяють дати загальне формулювання електростатичного завдання. При цьому будемо припускати, що діелектрики є однорідними ізотропними усіма джерелами поля, розташовані на кінцевій відстані від початку відліку.

Наступні умови задачі.

1. У всіх точках поля, що не лежать на граничних поверхнях і не зайняті зовнішніми джерелами, потенціал повинен задовольняти рівняння Лапласа  $\Delta U = 0$ .

2. Потенціал  $U$  кінцевий та безперервний всюди, включаючи межі діелектриків і провідників.

3. Всередині провідника напруженість дорівнює нулю, а тому на поверхні провідника потенціал постійний.

4. На поверхні розділу між провідником та діелектриком нормальна складова вектора зсуву дорівнює щільності розподілу зарядів  $\sigma$  по поверхні провідника

$$D_n = \varepsilon E_n = -\varepsilon \left( \frac{\partial U}{\partial n} \right) = \sigma,$$

де  $n$  – зовнішня нормаль до поверхні провідника.

5. Потенціал поля є функцією, регулярною на нескінченності.

Математично рішення електростатичного завдання при завданні потенціалів на провідниках зводиться до перебування функції, яка задовольняє в загальному випадку рівняння Пуасона і приймає на межі області задане значення. Таке завдання є першим крайовим завданням (завдання Дирихле). Рішення, які задовольняють рівняння Пуасона або Лапласа і сформульовані вище умови, є завжди єдиним рішенням. Однак універсального методу вирішення електростатичних задач не існує. Ширші можливості дають чисельні методи розв'язання задач електростатики. Однак для кожного конкретного типу завдання необхідно розробляти спеціальний метод. Найбільш близький до задачі моделювання є метод аналітичної апроксимації електростатичного поля.

Розглянутий метод (іноді званий також методом запропонованих поверхонь або аналітичним методом очікуваних шляхів потоків) дозволяє дати оцінку значення ємності провідників довільної форми, і заснований на наближеному поданні еквіпотенційних поверхонь та силових ліній електростатичного поля цих провідників якими-небудь поверхнями і лініями, що обираються з фізичних понять. Аналітична задача таких поверхонь і ліній дозволяє отримати нерівності для визначення меж інтервалу, в якому міститься



шукане значення ємності. Можливість отримання зазначених оцінок безпосередньо впливає з очевидних уявлень про зміну ємності будь-яких провідників, при внесенні в їх навколишнє середовище якихось незаряджених провідників або діелектриків. На жаль, цей метод, створений на етапі практичної відсутності ЕОМ, досить суб'єктивний та опирається, як зазначено вище на очевидні уявлення. Крім цього весь його математичний апарат та приклади спрямовані на визначення ємності окремого провідника і не може бути використаний в задачах моделювання досліджуваного ємнісного перетворювача.

### **3.2. Розрахунок статичної характеристики ємнісного перетворювача. Обґрунтування правомірності, використання математичного апарату електростатики**

Метою моделювання є отримання функції перетворення ємнісного перетворювача, дослідження факторів, які впливають, та пошук шляхів досягнення бажаного виду функції перетворення. Таке завдання зводиться до розрахунків потоків електростатичної індукції, а саме до розрахунку зміни величини ємності в функції висоти польоту.

Пропонується наступний підхід до вирішення задачі моделювання електро- магнітного поля ємнісного перетворювача. Між зарядами і потенціалами будь-яких провідників існує взаємний лінійний зв'язок, для вираження якої вводиться поняття електричної ємності.

Розрізняють ємність відокремленого провідника, ємність між двома провідниками та ємність в системі багатьох провідників. [14].

Ємністю окремого провідника називають скалярну величину, яка характеризує здатність провідника накопичувати електричний заряд, та рівну відношенню заряду провідника до його потенціалу, за умови, що всі інші заряджені провідники нескінченно вилучені. Ємність відокремленого провідника виражається формулою

$$C_0 = \frac{Q}{U}.$$



$$\dots\dots\dots (3.2)$$

$$Q_n = \beta_{n1}U_1 + \beta_{n2}U_2 + \dots + \beta_{nn}U_{nn}.$$

Вхідні в ці рівняння величини  $\beta_{ik}$  називаються коефіцієнтами електростатичної індукції (власними – при  $i = k$ , та взаємними – при  $i \neq k$ ), причому  $\beta_{kk} > 0$ ;  $\beta_{ik} = \beta_{ki} < 0$ .

Системи (3.1), (3.2) є різними формами вираження одного і того ж взаємозв'язку між зарядами та потенціалами провідників в системі багатьох тіл. Тому коефіцієнти, які входять в вищенаведені рівняння, також взаємозалежні. Коефіцієнти електростатичної індукції мають розмірність електричної ємності.

$$C_{ik} = -\beta_{ik}; \quad (3.3)$$

$$C_{kk} = \beta_{1k} + \beta_{2k} + \dots + \beta_{nk};$$

$$\beta_{kk} = C_{1k} + C_{2k} + \dots + C_{nk}. \quad (3.4)$$

Формули (3.1), (3.2), (3.3), (3.4) не можуть бути безпосередньо використані для розрахунку електростатичного поля, так як відомі лише геометричні параметри системи провідників і діелектрична проникність навколишнього середовища, однак дають можливість знайти підходи при постановці завдання в чисельному вигляді. Таким чином, завдання моделювання може бути виконане за наступним алгоритмом:

- 1) вибір розрахункової області і визначення її форми і розмірів;
- 2) вибір форми, розмірів та розміщення моделі ємнісного перетворювача (передбачається що земна поверхня, вилучена в нескінченність, потенціали на нескінченності дорівнюють нулю);
- 3) вибір шаблону оператора та виведення розрахункової формули (чисельний аналог рівняння Лапласа);
- 4) розрахунок потенціалів оточуючих модель простору, за умови рівності потенціалів всіх елементів моделі;
- 5) визначення величин зарядів елементів моделі та їх співвідношень за результатами розрахунку потенційного поля;

6) розрахунок та призначення граничних умов моделі на підставі розрахованих значень зарядів;

7) розрахунок потенціалів оточуючих модель простору при призначених граничних і крайових умовах;

8) визначення величини заряду на приймальному електроді та коефіцієнта електростатичної індукції (міжелектродної ємності) на приймальному електроді;

9) варіюючи такими параметрами, як кінцеве розташування земної поверхні, тобто, змінюючи висоту або наближаючи до моделі перешкоду, розмірами прий-мального електрода і повторюючи дії по пп. 3...8 отримуємо функції перетворення ємнісних перетворювачів з неоднорідним полем.

В кінцевому рахунку, створений за вищенаведеним алгоритмом математичний апарат, дозволить за невеликої корекції вхідних у нього програмних модулів провести великий обсяг досліджень. Результатами досліджень, можуть бути: досягнення бажаної конфігурації потенційного поля, досягнення прийнятних характеристик функції перетворення, перевірка працездатності різних систем електродів, дослідження ефективності запровадження додаткових заряджених тіл, дослідження багатоканальних систем та пристроїв і т.д.

Основним завданням моделювання є розрахунок потенціалів в заданій області при призначених крайових умовах. Крайовими умовами в розглянутому випадку є: призначені величини потенціалів на геометричних межах моделі корпусу літака та електродах, що розміщуються на ньому, а також потенціали на кордонах розрахункової області. Остання вимога обумовлена тим, що пошук рішення в аналітичному вигляді вкрай складний, і завдання необхідно вирішувати чисельним методом. Найбільш прийнятним для чисельного вирішення поставленого завдання є метод сіток. Для вирішення завдання методом сіток необхідно виконати перехід від вихідного рівняння Лапласа до системи лінійних алгебраїчних рівнянь, яке може бути вирішено на ЕОМ. Перехід здійснюється шляхом складання різницевого рівняння, яке є аналогом диференціального рівняння Лапласа. Для отримання різницевих рівнянь необхідно вибрати розрахункову область і систему вузлів, що її заповнює.

Модель ємнісного перетворювача слід вибрати таку, щоб її контур розміщувався у вузлах сітки.

1. Вибір форми і розмірів розрахункової області, розмірів і розміщення моделі ємнісного перетворювача. Виберемо найбільш прийнятну на початковому етапі модель ємнісного перетворювача, ґрунтуючись на певному досвіді дослідження ємнісного висотоміра малих висот для літака Ан-26. Ємнісний перетворювач з неоднорідним полем складається з системи електродів, що розміщується на нижній поверхні літака, джерела надання потенціалів на випромінюваних електродах, приймального електрода (електродів) та вимірювальної схеми. При цьому кількість, розміри, форма і взаємне розміщення електродів на ЛА визначається бажаною конфігурацією створюваних електродами потоків електромагнітної індукції поля з одного боку, і геометрією конкретного повітряного судна – з іншого.

Форми та розміщення системи електродів не повинні погіршувати аеродинаміку літака.

З метою спрощення завдання обмежимося двовимірним простором з осередками квадратної форми. У такій постановці завдання стає площинною, тобто розглядається плоскопаралельне поле. На першому етапі такий підхід виправданий. Необхідно спочатку отримати якісну картину поля в перетині електродів з метою виявлення характеру взаємодії електромагнітного поля електродів з земною поверхнею. Рівняння з регулярними сітками мають більш простий вигляд. При такому підході межі розділу середовища (провідник - середовище, провідник - ізолятор), а також межі розрахункової області розміщують по вузлах сітки. З огляду на вищесказане, розрахункова область з розміщеною в ній моделлю корпусу літака з електродами ємнісного перетворювача набуде вигляду рис.3.1.а.

Розміри моделі обрані в масштабній відповідності до геометрії літака Ан-26. Розмір розрахункової області обумовлений наступним розумінням.

Силове поле, утворене певними джерелами, при достатньому віддаленні від них набуває форму, близьку до силового поля відокремленого джерела або

елементарного диполя, тобто градієнт силового поля спрямований в нескінченність і стає дуже незначним.

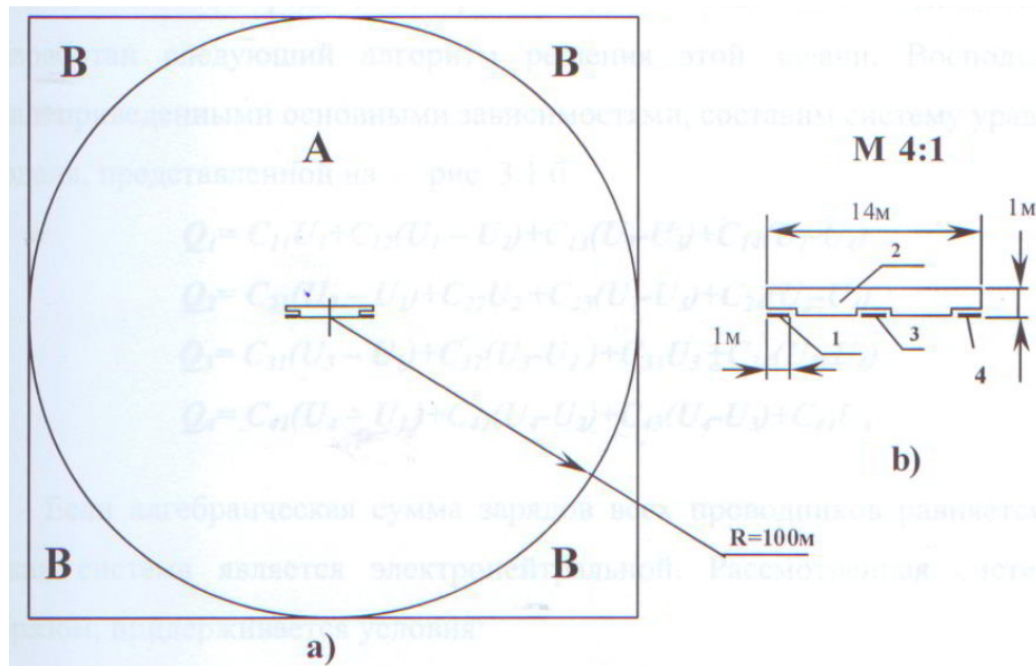


Рисунок 3.1. Розрахункова область з моделлю корпусу літака та електродами ємнісного перетворювача: а) зона розрахунку з моделлю літака; б) параметри моделі.

Розміри моделі обрані в масштабній відповідності до геометрії літака Ан-26. Розмір розрахункової області обумовлений наступним розумінням.

Силове поле, утворене певними джерелами, при достатньому віддаленні від них набуває форму, близьку до силового поля відокремленого джерела або елементарного диполя, тобто градієнт силового поля спрямований в нескінченність і стає дуже незначним.

В [4] стверджується, що в точках досліджуваного поля, віддалення яких від джерела перевищує 5...7 розмірів перетворювача, можна з досить маленької похибкою прийняти потенціал рівним нулю.

Таким чином, розрахункова область має квадратну форму розміром  $(n \times n)$  осередків, де  $n$  – розмірність розрахункової області. Потенціал на кордоні області А і в зоні В задаємо рівним нулю. Розміри моделі літака наведені на рис.3.1.б.

2. Розрахунок і призначення крайових умов. Найбільшу складність у постановці розглянутої задачі є призначення чисельних значень потенціалів

електродів, що саме по собі є окремим завданням. Розроблено наступний алгоритм вирішення цієї задачі. Skorиставшись наведеними вище основними залежностями, складемо систему рівнянь для моделі, представленій на рис. 3.1.б.

$$\begin{aligned} Q_1 &= C_{11}U_1 + C_{12}(U_1 - U_2) + C_{13}(U_1 - U_3) + C_{14}(U_1 - U_4); \\ Q_2 &= C_{21}(U_2 - U_1) + C_{22}U_2 + C_{23}(U_2 - U_3) + C_{24}(U_2 - U_4); \\ Q_3 &= C_{31}(U_3 - U_1) + C_{32}(U_3 - U_2) + C_{33}U_3 + C_{34}(U_3 - U_4); \\ Q_4 &= C_{41}(U_4 - U_1) + C_{42}(U_4 - U_2) + C_{43}(U_4 - U_3) + C_{44}U_4. \end{aligned} \quad (3.5)$$

Якщо алгебраїчна сума зарядів всіх провідників дорівнює нулю, то така система є електронейтральною. Розглянута система, таким чином, дотримується умови

$$Q_1 + Q_2 + Q_3 + Q_4 = 0.$$

Виходячи з симетричності розташування випромінюваних електродів, маємо

$$U_1 = U_4; C_{12} = C_{14}; C_{44} = C_{11}.$$

Потенціали приймального електрода і корпусу літака приймаємо рівними, тобто  $U_3 = U_2$ . Грубо кажучи, така умова може бути прийнята априорі, оскільки величини потенціалів, зарядів і ємностей залежать тільки від геометрії провідників (форма і розміщення електродів на корпусі літака) і електричних властивостей середовища. Розподіл зарядів на провідниках і потенціалів в просторі, що оточує провідники, та їх співвідношення. З огляду на вищенаведене, а також, що  $C_{ik} = C_{ki}$ , ( $i \neq k$ ) система (3.5) перетвориться у вираження

$$\sum Q_i = 2C_{11}U_1 + (C_{22} + C_{33})U_2 = 0.$$

Ввівши позначення  $C_{11E} = 2C_{11}$ ;  $C_{22E} = C_{22} + C_{33}$ ; неважко отримати

$$U_2 = -(C_{11E}/C_{22E})U_1. \quad (3.6)$$

Таким чином, завдання призначення потенціалів моделі зводиться до розрахунку значень  $C_{11E}$  і  $C_{22E}$  або їх співвідношення. Строго це завдання, як стверджується в [14], може бути вирішена на основі розрахунку

електростатичного поля, яке оточує провідники. При цьому величини їх потенціалів задають рівними і довільними ( $U_1 = U_2 = U_3 = U_4$ ). Підставимо ці значення потенціалів в (3.5)

$$Q_1 = C_{11}U_1; Q_2 = C_{22}U_1; Q_3 = C_{33}U_1; Q_4 = C_{44}U_1.$$

Враховуючи, що  $C_{44} = C_{11}$ , і  $\sum Q_i = 0$  після простих перетворень отримаємо

$$C_{11}E/C_{22}E = 2Q_1/(Q_2 + Q_3). \quad (3.7)$$

Підставивши отримане в (3.6) співвідношення для потенціалів провідників набуде вигляду

$$U_2 = -\frac{2Q_1}{Q_2+Q_3}U_1. \quad (3.8)$$

Знайти заряди кожного провідника можна за допомогою співвідношення:

$$Q_i = -\int_{S_i} \varepsilon \frac{\partial U}{\partial N} dS, \quad (3.9)$$

де  $Q_i$  – заряд і-того провідника;

$S_i$  – поверхня і-того провідника;

$N$  – зовнішня нормаль до поверхні провідника.

Для того, щоб скористатися виразом (3.9), необхідно знати розподіл потенціалу електростатичного поля ( $U$ ) в просторі, що оточує провідники, тобто необхідно виконати розрахунок електростатичного поля. Методика таких розрахунків буде приведена нижче. Для отримання оцінки величини заряду, таким чином, необхідно виконати інтегрування градієнта потенціалу по площі поверхні тіла, заряд якого необхідно знайти.

Для наближеного обчислення визначених інтегралів чисельними методами широко використовуються квадратурні формули прямокутників, трапецій і квадратурна формула СімЛіона.

З міркувань зручності і простоти обчислень, маючи в своєму розпорядженні тільки значення потенціалів поблизу провідника, виберемо квадратурну формулу трапецій.

$$\int_a^b f(x)dx = h\left(\frac{f_0}{2} + f_1 + f_2 + \dots + f_{N-1} + \frac{f_N}{2}\right) - Q_N, \quad (3.10)$$



де  $Q_N$  – останній член, який визначає похибку обчислень, що дорівнює

$$Q_N = h^2 \frac{b-a}{12} f''(\xi),$$

а  $h$  – крок рівномірної сітки, в якій виконується чисельне інтегрування.

Таким чином, визначивши за результатами розрахунку потенціального поля заряди корпусу літака і випромінюваних електродів, визначимо потенціал корпусу формулою (3.8).

3. Вибір шаблону оператора та виведення розрахункової формули. Для виведення розрахункової формули розглянемо прямокутну сітку з нерівними кроками по координатам  $x, y$ , апроксимуючи рівняння Лапласа в вузлі 0 (рис 3.2).

Використовуючи розкладання потенціалу в ряд Тейлора в точці 0, отримаємо для потенціалів вузлів 1...4

$$\begin{aligned} u_1 &= u_0 + \frac{\partial u}{\partial x} h_1 + \frac{1}{2} \frac{\partial^2 u}{\partial x^2} h_1^2 + \frac{1}{6} \frac{\partial^3 u}{\partial x^3} h_1^3 + \frac{1}{24} \frac{\partial^4 u}{\partial x^4} h_1^4 + \dots \\ u_2 &= u_0 + \frac{\partial u}{\partial x} h_2 + \frac{1}{2} \frac{\partial^2 u}{\partial x^2} h_2^2 + \frac{1}{6} \frac{\partial^3 u}{\partial x^3} h_2^3 + \frac{1}{24} \frac{\partial^4 u}{\partial x^4} h_2^4 + \dots \\ u_3 &= u_0 + \frac{\partial u}{\partial x} h_3 + \frac{1}{2} \frac{\partial^2 u}{\partial x^2} h_3^2 + \frac{1}{6} \frac{\partial^3 u}{\partial x^3} h_3^3 + \frac{1}{24} \frac{\partial^4 u}{\partial x^4} h_3^4 + \dots \\ u_4 &= u_0 + \frac{\partial u}{\partial x} h_4 + \frac{1}{2} \frac{\partial^2 u}{\partial x^2} h_4^2 + \frac{1}{6} \frac{\partial^3 u}{\partial x^3} h_4^3 + \frac{1}{24} \frac{\partial^4 u}{\partial x^4} h_4^4 + \dots \end{aligned} \quad (3.11)$$

Зіставимо суми  $u_1 h_3 + u_3 h_1, u_2 h_4 + u_4 h_2$ .

$$\begin{array}{ccccc} & & 2 & & \\ & & h_2 & & \\ 3 & h_3 & 0 & h_1 & 1 \\ & & h_4 & & \\ & & 4 & & \end{array}$$

$$\begin{aligned} u_1 h_3 + u_3 h_1 &= u_0 (h_1 + h_3) + \frac{1}{2} \frac{\partial^2 u}{\partial x^2} (h_1^2 h_3 + h_3^2 h_1) + \\ &+ \frac{1}{6} \frac{\partial^3 u}{\partial x^3} (h_1^3 h_3 + h_3^3 h_1) + \frac{1}{24} \frac{\partial^4 u}{\partial x^4} (h_1^4 h_3 + h_3^4 h_1) + \dots \end{aligned} \quad (3.12)$$

$$u_2 h_4 + u_4 h_2 = u_0 (h_2 + h_4) + \frac{1}{2} \frac{\partial^2 u}{\partial x^2} (h_2^2 h_4 + h_4^2 h_2) +$$

$$+ \frac{1}{6} \frac{\partial^3 u}{\partial x^3} (h_2^3 h_4 + h_4^3 h_2) + \frac{1}{24} \frac{\partial^4 u}{\partial x^4} (h_2^4 h_4 + h_4^4 h_2) + \dots$$

Нехтуючи в останніх двох виразах членами, які містять похідні потенціалу вище другої, визначимо

$$\begin{aligned} \frac{\partial^2 u}{\partial x^2} &\approx \frac{2u_1}{h_1(h_1 + h_3)} + \frac{2u_3}{h_3(h_1 + h_3)} - \frac{2u_0}{h_1 h_3}, \\ \frac{\partial^2 u}{\partial x^2} &\approx \frac{2u_2}{h_2(h_2 + h_4)} + \frac{2u_4}{h_4(h_2 + h_4)} - \frac{2u_0}{h_2 h_4}. \end{aligned} \quad (3.13)$$

Звідси, підставляючи отримані вирази (3.13) в рівняння Лапласа, отримаємо

$$\begin{aligned} \frac{\partial^2 u}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 u}{\partial y^2} &= \frac{2u_1}{h_1(h_1 + h_3)} + \frac{2u_3}{h_3(h_1 + h_3)} + \frac{2u_2}{h_2(h_2 + h_4)} + \\ &+ \frac{2u_4}{h_4(h_2 + h_4)} - \left( \frac{2}{h_2 h_4} + \frac{2}{h_1 h_3} \right) u_0 \approx 0. \end{aligned} \quad (3.14)$$

Вираз (3.14) пов'язує значення потенціалів в п'яти вузлах 0...4 і є різницевою апроксимацією рівняння Лапласа.

Порядок похибки апроксимації дорівнює  $h:O(h)$ , тобто пропорційний кроку сітки.

Похибка апроксимації (сіткова похибка) залежить від значень вищих похідних потенціалу (вище другої) і кроків сітки. Вона визначається не тільки значеннями кроків, але і їх співвідношенням. При рівних кроках порядок похибки становить  $O(h^2)$ , а різницеве рівняння набирає вигляду  $u_1 + u_2 + u_3 + u_4 - 4u_0 = 0$ .

Значення потенціалу в шуканій точці в цьому випадку визначається досить простим виразом

$$u_{ij} = \frac{1}{4} (u_{i-1,j} + u_{i+1,j} + u_{i,j-1} + u_{i,j+1}). \quad (3.15)$$

4. Вибір методу визначення потенціалів досліджуваного поля. Завдання визначення значень потенціалів в розрахунковій області може бути вирішена декількома методами. У класичній постановці завдання зводиться до вирішення

системи  $N = n^2$  ( $n$  – розмірність розрахункової області) лінійних алгебраїчних рівнянь і вирішена методом Гауса. В [15] наведено методику складання таких програм розрахунку, дані приклади, аналіз точності і ефективності методу. Однак навіть в нашому простому випадку рішення системи 40000 лінійних алгебраїчних рівнянь методом Гауса потребує значних ресурсів ЕОМ. Більш широке застосування для вирішення подібних завдань отримав ітераційний метод Гауса-Зейделя. Метод відрізняється простотою і легкістю програмування, маленькою помилкою округлення і хорошою збіжністю при вирішенні рівнянь в часткових похідних.

Суть методу полягає в наступному. У всіх вузлах сітки розрахункової області крім вузлів, в яких задані крайові умови, призначають деяке значення потенціалу, які називаються першим наближенням (як правило, для простоти призначають  $u_{ij} = 0$ ). Потім розраховують потенціал  $i$ , якщо отримане значення відрізняється по абсолютній величині від початкового значення на величину більшу, ніж  $\varepsilon$  (певна свідомо задана маленька величина), то початкове значення замінюється обчисленим. Виконавши обчислення в усіх точках розрахункової області отримаємо  $u_{ij}$  першої ітерації, визначається максимальне значення з усіх обчислених відхилень  $D$  розрахованого значення від вихідних. Після цього ітерації повторюють до тих пір, поки не буде виконана умова  $D - \varepsilon \leq 0$ . Метод Гауса-Зейделя в застосуванні до еліптичних різницевих рівнянь називають методом Лібмана або методом послідовних зрушень. В [15] наведений метод, який дозволяє збільшити або зменшити чергові виправлення при розрахунку чергового наближення. Для цього формулу (3.15) модифікуємо в такий спосіб:

$$u_{ij}^{(k)} = A \left( u_{i-1,j}^{(k-1)} + u_{i+1,j}^{(k-1)} + u_{i,j-1}^{(k-1)} + u_{i,j+1}^{(k-1)} \right) + B u_{i,j}^{(k-1)}, \quad (3.16)$$

де  $A = \omega/4$ ;  $B = 1 - \omega$ .

Параметр  $\omega$  називають множником, який збільшує значення, яке знаходиться в межах від 1 до 2. При  $\omega = 1$  маємо звичайний метод Лібмана, при  $\omega > 1$  маємо прискорений метод Лібмана. При вдалому виборі  $\omega$  можна отримати важливу економію машинного часу. Для випадку, якщо область обчислень близька до квадрату і розміри сітки досить великі, значення  $\omega$  вибирають близьке до значення 1,9.

З метою отримання меншої похибки, при переході від аналітичного рівняння до дискретного, при використанні простих виразів була обрана регулярна сітка з осередками квадратної форми. Однак, при рівномірних кроках сітки, неможливо отримати хорошу оцінку характеру силового поля за результатами обчислень потенціалів поблизу джерела, так як в зоні джерел спостерігається згущення потоків електромагнітного поля.

Вибір більш дрібного кроку сітки веде до значного збільшення обсягу вузлів сітки і може привести до нерозв'язності завдання в силу обмежених технічних ресурсів ЕОМ. З іншого боку, розрахунок потенціалів при деякому віддаленні від джерела не вимагає дрібних кроків в силу незначної зміни їх значень. Описана проблема може бути вирішена двома способами: введенням змінного, або кроку зміни масштабу регулярної квадратної сітки в деякій зоні поблизу джерел. Перший шлях приводить до значного ускладнення розрахункової формули (дискретне рівняння Лапласа) і зниження точності обчислень. Другий – вимагає повторного рішення попередньої задачі в обраній розрахунковій області поблизу джерел, при цьому крайові умови на кордоні обраної області визначаються з результатів попередньої задачі. Крок сітки, природно, вибирається в кілька разів менше. Такий підхід називають «методом електростатичної лінзи», а коефіцієнт зміни кроку – коефіцієнтом збільшення електростатичної лінзи.

Суть методу полягає в наступному: на самому початку розрахунку обирається сітка з кроком досить великого значення, щоб досягти прийнятної швидкості обчислення висоти, жертвуючи при цьому точністю. Після того, як було проведено розрахунок потенціалів електростатичного поля за методикою, всередині досліджуваної розрахункової області вибираємо іншу "підобласть" теж квадратної форми, але менше первісної в  $n$  раз, де  $n$  – коефіцієнт збільшення "електростатичної лінзи". Крок сітки зменшиться в  $m$  раз.

В даному дослідженні використовується коефіцієнт збільшення, який дорівнює 5.

Як було зазначено вище, приймаємо значення потенціалів корпусу літака і електродів рівними 100%. Використовуючи дані, отримані при попередньому

обчисленні, знаходимо заряди на поверхні ЛА. Для цього користуємося формулою:

$$Q_i = - \int_{S_i} \varepsilon \frac{\partial U}{\partial N} dS$$

Розрахувавши заряди, переходимо до розрахунку потенціалу корпусу ЛА, який обчислюється за формулою:

$$U_2 = - \frac{Q_1}{Q_2} U_1$$

По формулі  $C_H = \frac{Q_N}{u_2}$  розрахуємо ємність приймального електрода на різних висотах польоту.

### 3.3. Математичне моделювання ємнісного перетворювача

3.3.1. Розрахунок і дослідження функцій перетворення геометричної висоти, аналіз отриманих результатів

Використовуючи розроблений математичний апарат і програмне забезпечення, проведемо моделювання електростатичних полів ємнісного перетворювача, отримана статична характеристика перетворювача у функції висоти для моделі, наведена на рис. 3.1.б. Розрахункові характеристики представлені на рис. 3.3.

Аналіз наведених характеристик показує наступне. Значення інформаційної ємності приймає мінімальне значення на висоті близько 10 м і це значення від розмірів приймального електрода не залежить. Зміна ємності в досліджуваному діапазоні висот неоднозначне: до 10 м величина ємності різко зменшується, від 10 до 100 плавно збільшується. Розмір приймального електрода пропорційно змінює коефіцієнт крутизни характеристики. Загальний вигляд статичної характеристики може бути представлений як

$$C_{\Sigma} = \frac{\alpha}{H} + \beta(1 - e^{-\gamma H}) - \delta, \quad (3.17)$$

де  $\alpha, \beta, \gamma, \delta$  – параметри, які залежать від геометрії системи тіл, тобто від розмірів, форми і взаємного розташування корпусу і системи електродів перетворювача.

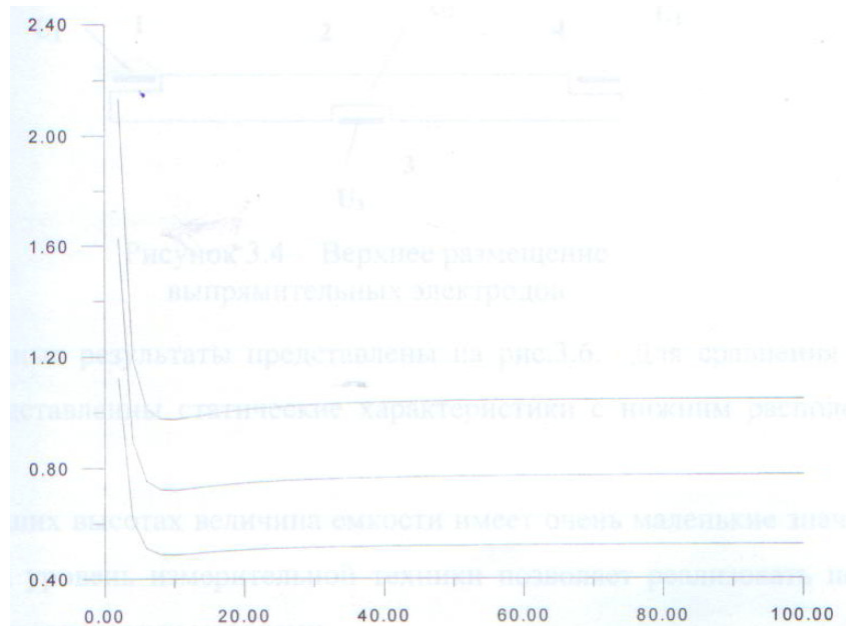


Рисунок 3.3. Статична характеристика ЕПНП, діапазон висот 2...100 м з кроком 2 м,  $L$  – поздовжній розмір приймального електрода.

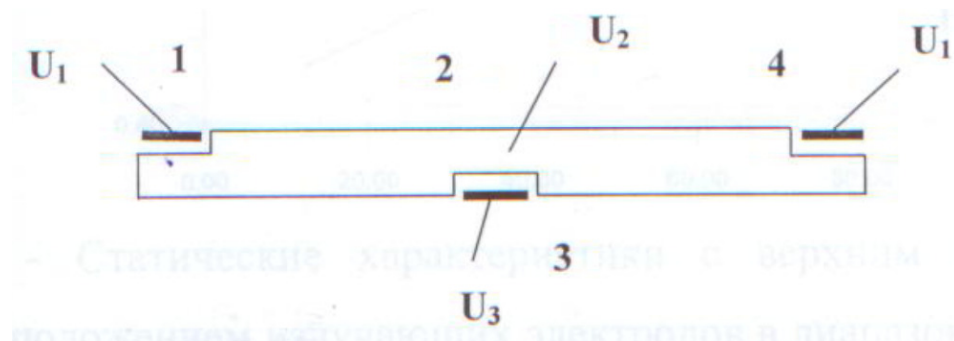


Рисунок 3.4. Верхнє розміщення випрямних електродів

Отримані результати представлені на рис.3.6. Для порівняння на цьому графіку представлені статичні характеристики з нижнім розташуванням електродів.

На великих висотах величина ємності має дуже маленькі значення, але сучасний рівень вимірювальної техніки дозволяє реалізувати подібні вимірювання інженерними методами.

Слід зазначити важливу особливість ємнісних вимірювачів з відкритим полем. Взаємодія системи електродів з землею відбувається за

площею плями. Таким чином, можна вважати, що оцінка висоти відбувається інтегрально по площі цієї плями. Зі зменшенням висоти пляма взаємодії збільшується, про це побічно можна судити за наведеними графіками і перешкодам, які в зоні плями, змінять свідчення вимірника в сторону зменшення висоти.

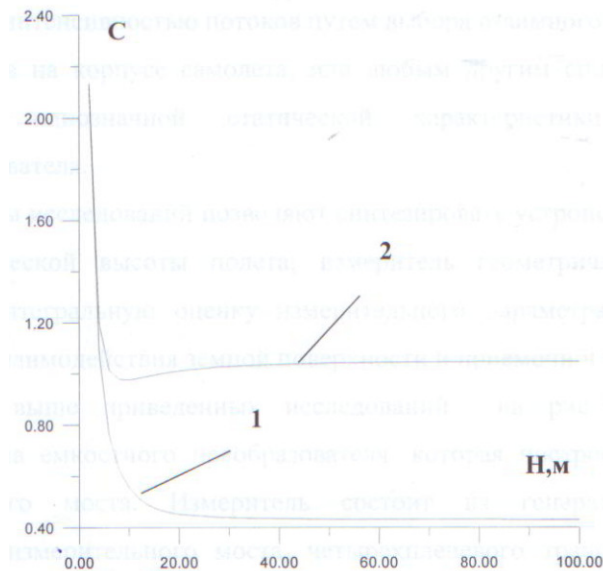


Рисунок 3.5. Статичні характеристики з верхнім (1) і нижнім (2) розташуванням випромінюючих електродів в діапазоні 2...100 м з кроком 2 м

Таким чином, ємнісні перетворювачі мають можливість отримувати інформацію попереджувального характеру.

Проведені теоретичні дослідження, які виконувались шляхом математичного моделювання електростатичних полів ємнісних перетворювачів і аналізу отриманих в ході чисельних розрахунків результатів, показали наступне:

1. Діапазон вимірюваних ємностей перетворювачами значень висоти не обмежується відстанню між електродами перетворювача і може бути досить великим, що перевищує розміри перетворювача в 50...100 раз.

2. Неоднозначність статичної характеристики обумовлена тим, що вона формується двома (як мінімум) потоками електростатичної індукції, яка утворена системою електродів перетворювача. Керуючи інтенсивністю потоків шляхом вибору взаємного розташування електродів на корпусі літака, або будь-

яким іншим способом, можна домогтися однозначної статичної характеристики ємнісного перетворювача.

3. Результати досліджень дозволяють синтезувати пристрої вимірювання геометричної висоти польоту; вимірювач геометричної висоти видає інтегральну оцінку вимірювального параметра по площі «плями» взаємодії земної поверхні і приймального електрода.

На основі вище наведених досліджень на рис.3.6 наведена узагальнена схема ємнісного перетворювача, яка побудована на основі трансформаторного моста. Вимірювач складається з генератора живлення трансформатора вимірювального моста, чотирьохплечового трансформаторного моста, вхідного підсилювача і схеми автоматичного врівноваження. З метою отримання корисної інформації в дискретному вигляді (у вигляді двійкового коду) елементи моста і схеми автоматичного врівноваження реалізуються на дискретних елементах. Найбільш важливим і відповідальним елементом є плечовий трансформатор. Він має одне плече з незмінною кількістю витків (елемент з фіксованим параметром) і друге плече із змінною кількістю витків (елемент із змінним параметром). Кількість витків другого плеча змінюється дискретно за законом двійкового коду. Управління змінним плечем здійснюється електронними ключами схеми врівноваження.

Огляд і аналіз вимірювальних пристроїв [10] показує, що найбільш прийнятними є трансформаторні вимірювальні мости, щоб отримати достатню точність вимірювань з чутливістю не гірше  $10^{-6}$  ПФ. Основними відмінними особливостями трансформаторних мостових вимірювальних ланцюгів є висока стабільність, хороша захищеність від впливу зовнішніх електромагнітних перешкод та внутрішніх електричних і магнітних зв'язків, широкий частотний діапазон, а також виняткова гнучкість, яка забезпечує різні вимірювальні режими і широкі можливості при вирішенні різноманітних функціональних завдань.

У метрологічному плані трансформаторні вимірювальні мости дозволяють забезпечити підвищення точності вимірювань електричних параметрів змінного струму на порядок і вище, а також розширити діапазон вимірюваних параметрів в 100...1000 раз.





Рисунок 3.6. Узагальнена структурна схема ємнісного перетворювача

Умова рівноваги моста може бути виражена у вигляді  $\frac{C_x}{C_0} = \frac{m}{n} = N$ , де  $C_x$  – інформаційна ємність,  $C_0$  – ємність опорного конденсатора, рівна міжелектродній ємності в фіксованій точці статичної характеристики (наприклад, в наземному положенні ЛА),  $m, n$  – кількості витків трансформатора,  $N$  – двійкове число, яке встановлює відповідність між  $C_x$  і  $C_0$ .

Так як  $C_x = f(H) = C_0 f(N)$ , то звідси можна представити  $H = F(N)$ .

Система електродів, які утворюють інформаційну ємність, повинна мати конфігурацію, яка забезпечує бажаний вид статичної характеристики вимірювача.

Однією з основних переваг трансформаторних плечових елементів з тісним зв'язком є виняткова стійкість їх плечових відносин при дії паразитних провідностей, шунтуючих ці елементи. Важливою перевагою індуктивно зв'язаних плечових елементів є також висока температурна і тимчасова стабільність відношень плечей.

З метою більш повного використання виявленого в ході досліджень ефекту розроблено чотирьохканальний пристрій вимірювання геометричних параметрів наближення до земної поверхні. Структура пристрою представлена на рис.3.7.

Система електродів являє собою високопотенціальні електроди, виконані у вигляді кільця, і чотирьох низькопотенціальних електродів, об'єднаних у вигляді кільця.

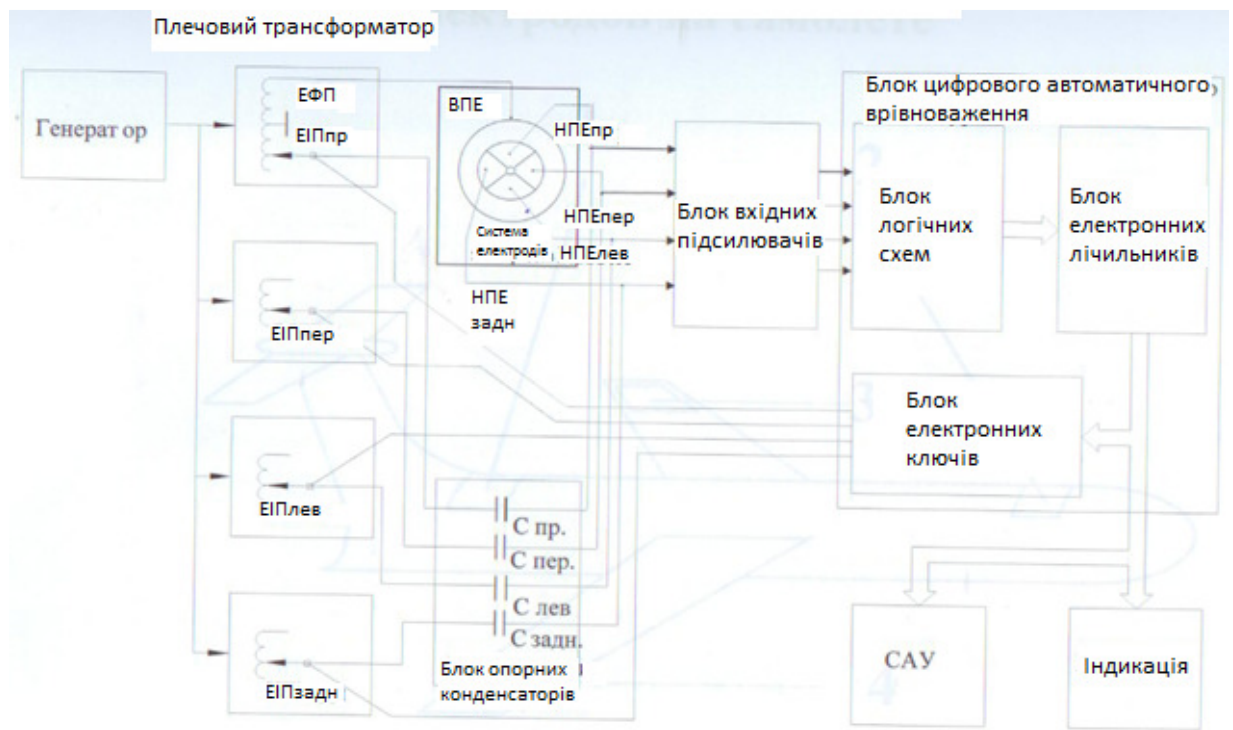


Рисунок 3.7. Чотирьохканальний пристрій вимірювання геометричної висоти при наближенні до земної поверхні

Система автоматичного урівноваження складається з чотирьох каналів, які мають один загальний елемент з фіксованим параметром (ЕФП), і чотири елементи із змінним параметром (ЕЗП) – правих, лівого, переднього і заднього секторів простору електростатичного поля, яке отримується системою електродів. Блок опорних конденсаторів служить для початкового налаштування будь-якого з мостів. Блок вхідних підсилювачів призначений для узгодження мостової схеми, яка має дуже великий внутрішній опір, з блоком цифрового автоматичного урівноваження. Система автоматичного урівноваження складається з блоку логічних схем, блоку реверсних лічильників і блоку електронних ключів, які роблять комутацію обмоток ЕЗП. При настанні урівноваження моста на виході лічильника утворюється двійковий код, який надходить в блок обробки інформації та видачі індикації, а також в САУ ЛА. Наявність чотирьох сигналів дозволяє отримати наступну інформацію. Різниця сигналів переднього і заднього секторів дає інформацію про несиметрію рельєфу в поздовжньому напрямку, тобто про наявність перешкоди попереду (або позаду, якщо знак – зворотний).

Аналогічно, різниця сигналів в бічному напрямку свідчить про наявність спотворень рельєфу збоку. Сума всіх чотирьох сигналів дає інтегральну за деякою площею оцінку геометричній висоти.

Похідна по різницевому сигналу дозволяє судити про швидкість наближення до перешкоди. Похідна за сумарним сигналом дозволяє судити про вертикальну геометричну швидкість.

Слід зазначити, що високопотенціальні електроди розміщені на кінцях крил, також на передній і задній частинах фюзеляжу і електрично з'єднані між собою. Низкопотенціальні електроди створюють сектори замкнуті і розміщені на нижній поверхні фюзеляжу близько крила. Розміщення електродів представлено на рис.3.8.

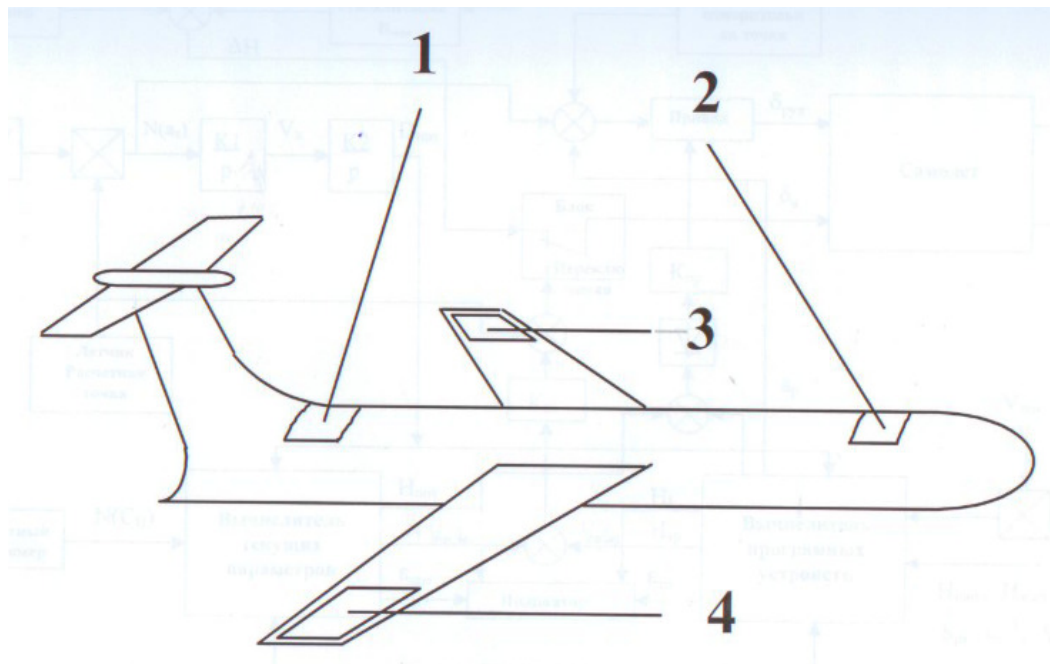


Рисунок 3.8. Розміщення системи електродів на літаку: 1,2 – поздовжні високопотенціальні, 3,4 – поперечні високопотенціальні

**РОЗДІЛ 4**  
**РОЗРОБКА СТРУКТУРИ КОНТУРУ АВТОМАТИЧНОГО КЕРУВАННЯ**  
**ЛІТАКА НА ЕТАПІ ПОСАДКИ**

**4.1. Аналіз параметрів посадки і розробка алгоритму його автоматизації**

Аналіз проблеми автоматизації посадки літака з використанням методів і засобів вимірювання висоти на малих висотах, призводить до висновку про можливість реалізації автоматизованої посадки літака при заході по глісаді до етапу вирівнювання. При цьому етапі вирівнювання необхідно контролювати висоту польоту за допомогою прецизійного радіовисотоміра, що розміщується на борту літака. Для вимірювання висоти польоту з високою точністю застосуємо висотомір, який використовує ємнісний метод вимірювання істинної висоти. З огляду на особливості заходу літака на посадку, розробимо алгоритм автоматизації посадки.

**4.2. Структура контуру автоматичного управління посадкою**

З огляду на вище викладене розробимо структурну схему контуру автоматичного управління посадкою літака, до складу якої входить ємнісний висотомір малих висот.

На рис. 4.1. представлений контур автоматичного управління посадкою.

Контур складається з обчислювача поточних параметрів, обчислювача програмних параметрів, генератора тактових імпульсів, індикатора, блоку стабілізації висоти маневрування, акселерометра, цифрового інтегратора, радіовисотоміра, ємнісного висотоміра, блоку перемикання.

<i>Кафедра АСУ</i>				<i>НАУ 20 09 03 000 ПЗ</i>			
<i>Виконав</i>	<i>Пряхін Д.В.</i>			<i>Теоретичні дослідження ємнісних перетворювачів з неоднорідним полем</i>	<i>Літера</i>	<i>Аркуш</i>	<i>Аркуші</i>
<i>Керівник</i>	<i>Азарсков В.М.</i>					<i>60</i>	<i>101</i>
<i>Консульт.</i>					<i>151 ФАЕТ-601</i>		
<i>Нормоконт.</i>	<i>Дивич М.П.</i>						
<i>Зав.каф.</i>	<i>Тачиніна О.М.</i>						

Сигнал з радіовисотоміра і блоку стабілізації висоти маневрування надходить на суматор, де ці величини порівнюються і різниця висоти надходить на блок перемикання.

Маємо два цифрових інтегратора, які забезпечують інтегрування виміряного прискорення для отримання пройденого шляху від точки СТАРТ. Ця поточна дальність подається на обчислювачі поточних параметрів і обчислювач програмних параметрів.

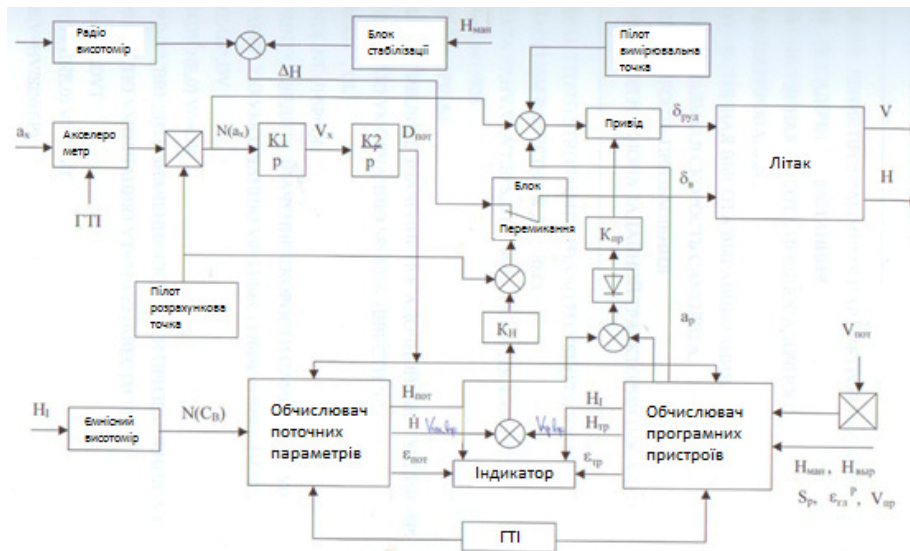


Рисунок 4.1. Контур автоматичного управління посадкою

Ємнісний висотомір вимірює ємність і за допомогою аналого-цифрового перетворювача перетворює її в цифровий код.

Обчислювач поточних параметрів, в якому закладена програмна статична характеристика, перетворює ємність, представлену в цифровому коді, у вигляді істинної висоти. Так як статична характеристика нелінійна, то програма при різних значеннях ємності видає відповідне значення висоти.

Обчислювач поточних параметрів обчислює вертикальну швидкість літака, справжню висоту польоту, а також обчислює поточний кут спуску.

У обчислювачі програмних параметрів закладена програма розрахунку траєкторії посадки, яка за допомогою заданих параметрів обчислює параметри траєкторії. На вхід обчислювача програмних параметрів надходять значення розрахункової відстані від точки СТАРТ до точки приземлення, висота маневрування, з якої буде відбуватися автоматизована посадка, розрахунковий

кут глисади, висота вирівнювання, швидкість на початку посадки і швидкість приземлення. Обчислюючи ці задані параметри, на виході отримаємо траєкторну висоту посадки, траєкторну вертикальну швидкість літака, траєкторний кут спуску і розрахункове прискорення. Розрахункове прискорення подається на суматор, де порівнюється з вимірним, і ця різниця надходить на привід, а потім на кермо управління двигуном. І літак змінює швидкість завдяки цим сигналам.

Обчислена в обчислювачі поточних параметрів, поточна вертикальна швидкість літака надходить на суматор, де ця величина порівнюється з обчисленою в обчислювачі програмних параметрів траєкторною вертикальною швидкістю літака. Різниця цих значень через коефіцієнт узгодження подається на блок перемикачів і на кермо висоти.

Генератор тактових імпульсів видає імпульси через інтервал часу. Сигнал з генератора тактових імпульсів подає дозвіл на обчислення параметрів з обчислювача поточних параметрів, на обчислювач програмних параметрів і акселерометр.

На індикатор надходить інформація про поточну висоту, поточний кут спуску, траєкторна висота і траєкторний кут спуску. Це робиться для того щоб робота льотчика була активна. Якщо льотчик може спостерігати за параметрами посадки, то в разі якихось відмов він може відключити автоматизацію і взяти управління на себе.

Блок льотчик, розрахункова точка служить для того, щоб при заданих значеннях посадки, якщо літак вловив маркерний сигнал, наданий з наземної апаратури, льотчик включає автоматичну посадку літака.

Отримуючи ці сигнали літак має негативну вертикальну швидкість, тому щоб не провалитися потрібно збільшувати кут атаки а відповідно збільшується і кут тангажу. Посадка літака відбувається за заданою програмною траєкторією.

## РОЗДІЛ 5

### ОХОРОНА НАВКОЛИШНЬОГО СЕРЕДОВИЩА

#### 5.1. Електромагнітне випромінювання

Електромагнітне випромінювання – це електромагнітні хвилі, які створюються різними об'єктами, зарядженими частинками, атомами, молекулами, антенами та ін. Залежно від довжини хвилі розрізняють гамма-випромінювання, рентгенівське, ультрафіолетове випромінювання, видиме світло, інфрачервоне випромінювання, радіохвилі і низькочастотні електромагнітні коливання.

Складна математична теорія і величезна кількість різноманітних експериментальних даних показують, що електромагнітне взаємодія між джерелом і приймачем, розділеними вакуумом або розрідженим газом, може бути представлено у вигляді хвиль, що поширюються від джерела до приймача зі швидкістю світла.

Основні джерела енергії ЕМ полів - це трансформатори ЛЕП, розташовані поблизу місць проживання людини, телевізори, комп'ютери, різноманітні електроприлади побутового та виробничого призначення, антенні пристрої радіо-, телевізійних і радіолокаційних станцій, що працюють в широкому діапазоні частот, і інші електроустановки.

Електромагнітна сумісність (ЕМС) визначається як здатність електронного технічного засобу функціонувати з заданою якістю в заданій електромагнітній обстановці і не створювати неприпустимих електромагнітних завад іншим технічним засобам.

<i>Кафедра АСУ</i>				<i>НАУ 20 09 03 000 ПЗ</i>			
<i>Виконав</i>	<i>Пряхін Д.В.</i>			<i>Охорона навколишнього середовища</i>	<i>Літера</i>	<i>Аркуш</i>	<i>Аркушів</i>
<i>Керівник</i>	<i>Азарсков В.М.</i>					63	101
<i>Консульт.</i>					<i>151 ФАЕТ-601</i>		
<i>Нормоконт.</i>	<i>Диєнич М.П.</i>						
<i>Зав.каф.</i>	<i>Тачиніна О.М.</i>						

Під електромагнітною обстановкою (ЕМО) розуміється сукупність електромагнітних явищ і процесів в заданій області простору, а під перешкодою – електромагнітне явище, процеси, які знижують або можуть знизити якість функціонування технічного засобу.

Про шкідливий вплив на здоров'я людини електромагнітного випромінювання різного роду радіоелектронного обладнання, особливо ВЧ (стільникові телефони, радіостанції, СВЧ печі, ВЧ установки, станції космічної, радіорелейного, тропосферного зв'язку, РЛС) відомо всім. З метою його зниження розроблені норми гранично допустимих рівнів випромінювання технічних засобів.

Ангарні експерименти по визначенню спектра власних електродинамічних тонів літаків показують, що корпус літака збуджується вимушеними електромагнітними коливаннями від генератора стандартних сигналів, а електромагнітне випромінювання приймається антеною в ближній зоні навколо літака. Електромагнітний фон ангара склав 5-50 мкВ в досліджуваному діапазоні частот.

При проведенні експерименту виконувалися вимірювання амплітуди електрорушійної сили, наведеної в антені електромагнітним випромінюванням в діапазоні частот 7-30 МГц навколо ЛА в сфері радіусом 10 метрів. Отримані результати залежності напруги  $U$  від частоти  $f$  електромагнітного випромінювання показують, що амплітуди сигналів на частотах, відповідних електродинамічних тонам літака, істотно (до 2 тис. мкВ і більше) перевищують електромагнітний фон ангара (5-50 мкВ) в досліджуваному діапазоні частот.

## **5.2. Вплив електромагнітного випромінювання на людину**

Багато видів випромінювання організмом не відчуються, але це зовсім не означає, що вони не надають на нього ніякого впливу. Електромагнітні коливання низьких частот, радіохвилі і електромагнітне поле створюють електричний зміг. Електромагнітне випромінювання середньої сили органами почуттів не відчувається, тому у людей складається думка про їх нешкідливості



для організму. При випромінюванні високої потужності можна відчуті тепло, що виходить від джерела ЕМІ.

Вплив електромагнітного випромінювання на людину виражається в функціональному зміні діяльності нервової системи (в першу чергу головного мозку), ендокринної системи, призводить до появи вільних радикалів і сприяє підвищенню в'язкості крові. Погіршення пам'яті, хвороби Паркінсона та Альцгеймера, онкологічні захворювання, передчасне старіння – ось далеко не повний перелік захворювань, що викликаються невеликим, але постійним впливом електронного смогу на організм. Надпотужні електромагнітні впливу здатні вивести з ладу прилади й електроапаратуру.

Механізми дії ЕМ-полів на організм людини багато в чому ще остаточно не вивчені, особливо малоінтенсивних випромінювань тривалого впливу. Виявилося, що ЕМ хвилі високих і дуже високих частот викликають більший біологічний ефект, ніж довгі хвилі. Експериментально визначено, що ЕМ-хвилі міліметрового частотного діапазону майже повністю поглинаються шкірою і діють на її рецептори; сантиметрові і дециметрові хвилі незначно поглинаються шкірою. В основному вони проникають глибше і можуть впливати безпосередньо на структуру нормальних органів і тканин, зокрема, мозку.

Слабкі електромагнітні поля (ЕМП) високої частоти потужністю соті і навіть тисячні частки Ватт для людини небезпечні тим, що інтенсивність таких полів збігається з інтенсивністю випромінювань організму людини при нормальному функціонуванні всіх систем і органів в його тілі. В результаті цієї взаємодії власне поле людини спотворюється, що сприяє розвитку різних захворювань, особливо в найбільш ослаблених місцях організму.

Найбільш небезпечною властивістю таких впливів є те, що вони накопичуватися з часом в організмі. У людей, за родом діяльності багато користуються різною технікою - комп'ютерами, телефонами - виявлено зниження імунітету, часті стреси, зниження сексуальної активності, підвищена стомлюваність.

Сьогодні в зону ризику потрапляє практично кожен житель мегаполісу, так чи інакше піддається цілодобовому впливу мобільних і *Wi-Fi* мереж, ліній електропередач, електротранспорту і т.д.

Найбільш схильні до впливу електромагнітних полів кровоносна система, головний мозок, очі, імунна і статеві системи.

Вплив електромагнітного випромінювання на нервову систему. Рівень електромагнітного випромінювання здатний вплинути на найважливіші функціональні системи організму. До найбільш вразливою з них більшість фахівців відносять нервову систему. Механізм впливу дуже простий - встановлено, що електромагнітні поля порушують проникність клітинних мембран для іонів кальцію. В результаті нервова система починає неправильно функціонувати. Крім того, змінне електромагнітне поле індукуює слабкі струми в електролітах, якими є рідкі складові тканини. Спектр викликаються цими процесами відхилень досить широкий - в ході експериментів фіксувалися зміни ЕЕГ головного мозку, уповільнення реакції, погіршення пам'яті, депресивні прояви і т.д.

Вплив ЕМІ на імунну систему. Імунна система також схильна до впливу. Експериментальні дослідження в цьому напрямку показали, що у тварин, опромінених ЕМП, змінюється характер інфекційного процесу - протягом інфекційного процесу обтяжується. Є підстави вважати, що при впливі ЕМВ порушуються процеси імуногенезу, частіше в бік їх гноблення. Відповідно до цієї концепції, основу всіх аутоімунних станів становить в першу чергу імунодефіцит по тимус-залежної клітинної популяції лімфоцитів. Вплив ЕМП високих інтенсивностей на імунну систему організму проявляється в угнетающем ефект на *T*-систему клітинного імунітету.

Вплив ЕМІ на ендокринну систему. Ендокринна система теж є мішенню для ЕМІ. Дослідження показали, що при дії ЕМП, як правило, відбувалася стимуляція гіпофізарно-адреналінової системи, що супроводжувалося збільшенням вмісту адреналіну в крові, активацією процесів згортання крові. Було визнано, що однією з систем, рано і закономірно залучає в реакцію

організму на вплив різних факторів зовнішнього середовища, є система гіпоталамус-гіпофіз-кора надниркових залоз.

Вплив електромагнітного випромінювання на серцево-судинну систему. Можна також відзначити порушення з боку серцево-судинної системи. Вона і проявляються у формі лабільності пульсу і артеріального тиску. Відзначаються фазові зміни складу периферичної крові.

### **5.3. Захист від електромагнітного випромінювання**

Всі прилади і пристрої, які отримують живлення від електричної мережі, в тій чи іншій мірі є джерелами електромагнітного випромінювання. Виходить, що людина, яка проживає в сучасних умовах, практично завжди піддається електромагнітному випромінюванню. Тому питання захисту організму від впливу електромагнітного випромінювання в наш час є особливо актуальним. Розглянемо основні заходи зниження негативного впливу електромагнітного випромінювання на організм людини.

Один з найбільш ефективних способів захисту від негативного впливу електромагнітного випромінювання є застосування спеціальних приладів, які дозволяють нейтралізувати це випромінювання і максимально мінімізувати її негативний вплив на організм людини. Принцип дії даних приладів заснований на наведенні протидії ЕРС, яка сприяє зниженню негативного впливу на організм людини небажаних електромагнітних випромінювань.

Максимальне скорочення часу перебування в зоні дії електромагнітного випромінювання є одним з найбільш ефективних способів захисту організму від негативного впливу електромагнітного випромінювання. Особливо актуальне це питання для працівників електроенергетичних підприємств, де рівень електромагнітного випромінювання максимальний.

Перші ознаки з'являються практично відразу: головний біль, слабкість, дратівливість, пригніченість. У таких випадках знаходження людини в зоні дії

електромагнітного випромінювання без використання спеціальних захисних комплектів (екрануючих пристроїв) неприпустимо.

При знаходженні обслуговуючого персоналу далеко від високовольтного устаткування рівень електромагнітного випромінювання набагато менше, але його значення в сотні разів перевищують допустимі. Це пов'язано з тим, що в даному приміщенні знаходяться безліч джерел електромагнітного випромінювання: комп'ютерна техніка, пристрої захисту та автоматики обладнання, розподільні низьковольтні щитки і ін.

В такому випадку слід, при наявності можливості, робити перерви і виходити з приміщення, тим самим скорочуючи час перебування в зоні електромагнітного випромінювання. Також не зайвим буде використовувати вищезгадані пристрої, які дозволяють мінімізувати негативний вплив електромагнітного випромінювання на організм людини.

Також слід зазначити, що ступінь впливу електромагнітного випромінювання на організм людини безпосередньо залежить не тільки від часу перебування в зоні його дії, але і від відстані до джерела випромінювання. Тобто в процесі використання того чи іншого електроприладу або електричного пристрою слід по можливості збільшувати відстань до джерела.

Як правило, в інструкції до електроприладів повинні бути вказані заходи безпеки, зокрема безпечну відстань до даного електроприладу, при якому рівень випромінювання буде мінімальним. Якщо такі дані відсутні, то для своєї ж безпеки краще ці дані уточнити.

Дуже часто, як в побуті, так і на роботі, включені в мережу електроприлади, які в даний момент не використовуються. До таких електроприладів можна віднести зарядні пристрої для мобільних телефонів, аудіо-, відеоапаратуру, телевізор та ін. Відключення даних електроприладів дозволяє значно знизити рівень електромагнітного випромінювання і відповідно ступінь його негативного впливу. Крім того, відключення електроприладів дозволяє знизити загальну кількість споживаної електроенергії.

Основними шляхами при розробці засобів захисту від впливу високочастотних (ВЧ) та надвисокочастотних (НВЧ) полів є:

1) зменшення густини потоку енергії випромінювання (ГПЕ) випромінювання безпосередньо від самого джерела, є найефективнішим засобом захисту обслуговуючого персоналу, що регулює, настраює й проводить випробування передавачів радіолокаційних станцій і генераторів НВЧ;

2) зменшення інтенсивності ЕМП у робочій зоні НВЧ може здійснюватись шляхом екранування джерел випромінювання металевими суцільними і сітчастими екранами. Інтенсивність випромінювання може бути знижена також за допомогою поглинаючих покриттів. Електромагнітне поле в металевому екрані наводить вихрові струми, що створюють ЕМП, протилежне екрану. Товщину суцільного металевого екрана вибирають з конструктивних міркувань, тому що глибина проникнення електромагнітної ВЧ і НВЧ енергії невелика;

3) поглинаючі екрани (покриття) застосовуються у випадках, коли відбита електромагнітна енергія від внутрішніх поверхонь суцільних металевих екранів може істотно порушити режим роботи НВЧ генератора. Тому поглинаючі покриття повинні по можливості цілком поглинати енергію. Це досягається відповідним підбором діелектричної і магнітної проникності поглинаючого матеріалу. Як поглинаючі покриття застосовують гумові килимки з конічними шипами В2Ф-2, В2Ф-1, що поглинають електромагнітну енергію в діапазоні 0,8-4 см; магнітоелектричні пластини ХВ-0,8, ХВ-2,0, ХВ-3,2, ХВ-10,6 - поглинаються хвилі 0,8-10,6 см; поглинаючі покриття на основі поролону ВРПМ, поглинають хвилі в діапазоні 0,8-3 см. Для послаблення щільності потоку потужності НВЧ випромінювання на 20-30 дБ (10<sup>2</sup>-10<sup>3</sup> разів) застосовують сітчасті металеві екрани. Стики між металевими листами повинні з'єднуватися електрично надійно пайкою чи зварюванням по всьому периметру, а знімні чи рушійні частини екранів (двері, оглядові вікна) повинні мати електричний контакт із нерухомою частиною екрана;

4) Екранування робочого місця передбачають у тих випадках, коли зниження інтенсивності випромінювання безпосередньо біля джерела чи його екранування зумовлює технічні ускладнення. Екранування робочого місця виконують у вигляді незамкненого екрана чи спеціальної kabіни, звідки керують роботою чи налаштуванням установки;

5) Індивідуальні засоби захисту від ЕМП НВЧ використовують спеціальний одяг - комбінезони, халати, каптури. Матеріалом для цього одягу служить бавовняна тканина з тонкими металевими нитками, що утворюють сітку. Тканина арт.4381 здатна послабляти потужність випромінювання в діапазоні 0,8-10 см на 20-38 дБ. Для захисту очей застосовують захисні окуляри ОРЗ-5. Скло окулярів покрите тонкою прозорою плівкою двоокису олова. Оправа - пориста гума із запресованою металевією сіткою. Скло послаблює потужність у діапазоні 3...150 см не менше, ніж на 25 дБ, оправа - на 20 дБ. Світлопрозорість скла не менше 74 %.

#### 5.4. Розрахунок товщини захисного екрану

Розрахунок товщини суцільного металевого екрану в зоні електромагнітного випромінювання виконується в такий спосіб:

1. Розраховують ГПЕ пристрою в зоні діаграми спрямованості на відстані  $R$  від випромінювача до робочого місця.

2. Визначають відповідно до санітарних норм ступінь ослаблення  $N$  ЕМП:

$$\frac{1}{N} = \frac{\text{ГПЕ}_R}{\text{ГПЕ}_{\text{ГДР}}},$$

де  $\text{ГПЕ}_R$  – ГПЕ на відстані  $R$  у метрах, мкВт/см<sup>2</sup>;  $\text{ГПЕ}_{\text{ГДР}}$  – гранично-допустима ГПЕ, мкВт/см<sup>2</sup>.

Визначають мінімальну товщину захисного екрану:

$$t = -\frac{\ln N}{2\sqrt{\frac{\omega\gamma\mu}{2}}},$$

де  $\omega$  – кутова частота,  $\omega = 2\pi f$ ;  $f$  – частота джерела, Гц;  $\gamma$  – питома електрична провідність матеріалу, Ом<sup>-1</sup>м<sup>-1</sup>;  $\mu$  – магнітна проникність матеріалу екрану, Гн/м.

Для контуру автоматичної посадки літака розрахуємо товщину захисного екрану:

- потужність передавача  $P_{\text{пер}} = 200$  Вт;
- коефіцієнт підсилення  $G = 300$ ;
- робоча частота  $f = 4300$  МГц;
- екран з алюмінію;
- $\gamma = 3,54 * 10^{-3} \text{ Ом}^{-1} \text{ м}^{-1}$ ;
- $\mu = 4\pi * 10^{-7} \text{ Гн/м}$ ;
- $R = 5$  м.

Тоді:

$$\Gamma_{\text{ПЕР}} = \frac{P_{\text{пер}} * G}{4\pi R^2} = \frac{200 * 10^6 * 300}{4 * 3,14 * (5 * 100)^2} = 19108 \text{ мкВт/см}^2$$

Враховуючи  $\Gamma_{\text{ПЕР}} = 19108 \text{ мкВт/см}^2$ , обчислюємо кратність ослаблення:

$$\frac{1}{N} = \frac{\Gamma_{\text{ПЕР}}}{\Gamma_{\text{ГДР}}} = \frac{19108}{1000} = 19,108, N = 0,05$$

Визначаємо товщину захисного екрана:

$$t = - \frac{\ln 0,05}{2\sqrt{\frac{2 * 3,14 * 4300 * 10^6 * 3,54 * 10^{-3} * 10^2 * 4 * 3,14 * 10^{-7} * 10^{-2}}{2}}}$$

$$t = 0,19 \text{ мм}$$

Електромагнітні поля – це особлива форма існування матерії, що характеризується сукупністю електричних і магнітних властивостей. Основними параметрами, що характеризують електромагнітне поле, є: частота, довжина хвилі і швидкість розповсюдження.

Ступінь біологічного впливу електромагнітних полів на організм людини залежить від частоти коливань, напруженості та інтенсивності поля, режиму його генерації (імпульсне, безперервне), тривалості впливу. Люди, що працюють під надмірним електромагнітним випромінюванням, зазвичай швидко втомлюються, скаржаться на головні болі, загальну слабкість, болі в області серця. У них збільшується пітливість, підвищується дратівливість, стає тривожним сон. Якщо опромінення перевищує гранично допустимі рівні, то

необхідно застосовувати захисні засоби. Захист людини від небезпечного впливу електромагнітного опромінення здійснюється за рядом напрямків, основними з яких є: організаційні заходи захисту, зменшення випромінювання безпосередньо від самого джерела, екранування джерела випромінювання, екранування робочого місця, поглинання електромагнітної енергії, застосування індивідуальних засобів захисту.

Для того щоб виключити можливість опромінення інженерно-технічного персоналу, що знаходиться поблизу літака, у зоні стоянки, в ангарі впроваджують ряд профілактичних заходів: орієнтують по можливості вісь літака і антену РЛС в напрямку, де немає людей; виводять інженерно-технічний персонал із зони можливого опромінення; вмикають високу напругу тільки короткочасно; установлюють екрануючий кожух антени з поглинальним покриттям.

Слід сказати, що ще на етапі проектування взаємне розміщення об'єктів має бути забезпечено таким чином, щоб інтенсивність опромінення була мінімальною. Також треба заздалегідь попіклуватися про зменшення часу перебування персоналу у зоні опромінення. Потужність джерел випромінювання повинна бути найменшою з можливих.

Є досить багато методів захисту здоров'я від небезпеки на робочому місці з підвищеним електромагнітним фоном. Крім того, потрібно дотримуватись Державних стандартів України та не порушувати їх норм.

Для захисту екіпажу від електромагнітного випромінювання від контуру автоматичного керування літака на етапі посадки потрібен захисний екран з алюмінію товщиною 0,19 мм. Товщина мала, тому корпус літака цілком поглинає негативне випромінювання.



## РОЗДІЛ 6 ОХОРОНА ПРАЦІ

Мета роботи: вказати санітарно-технічні норми, необхідні для проведення робіт, провести розрахунок шкідливого і небезпечного факторів, що впливають на працюючого з ПЕОМ та методи їх запобігання.

При проектуванні контуру автоматичного управління посадкою літака, виникають чинники, які небезпечні для людського організму. Робоче місце проектувальника обов'язково оснащено обчислювальною технікою та іншими засобами для роботи. Зазвичай комплекс заходів проводиться по відношенню до виробничої ділянки або приміщення. Виробничим приміщенням є конструкторський відділ.

Виявлення і аналіз шкідливих і небезпечних факторів у виробничому приміщенні при проектуванні і монтажі:

- недостатня освітленість;
- підвищений рівень шуму;
- висока напруга;
- ймовірність виникнення пожежі;
- мікрокліматичні умови.

### **6.1. Розробка заходів щодо зниження або виключення шкідливих і небезпечних факторів і їх нормування**

#### 6.1.1. Освітленість приміщення

Природне освітлення будь-якої точки в приміщенні характеризується коефіцієнтом освітленості, що дорівнює відношенню освітленості в даній точці

<i>Кафедра АСУ</i>				<i>НАУ 20 09 03 000 ПЗ</i>			
<i>Виконав</i>	<i>Пряхін Д.В.</i>			<i>Охорона праці</i>	<i>Літера</i>	<i>Аркуш</i>	<i>Аркушів</i>
<i>Керівник</i>	<i>Азарсков В.М.</i>					<i>73</i>	<i>101</i>
<i>Консульт.</i>					<i>151 ФАЕТ-601</i>		
<i>Нормоконт.</i>	<i>Дивнич М.П.</i>						
<i>Зав.каф.</i>	<i>Тачиніна О.М.</i>						

всередині приміщення до одночасної освітленості розсіяним світлом всього небосхилу зовнішньої точки, що знаходиться на горизонтальній площині.

Природне освітлення в приміщеннях нормується коефіцієнтом природної освітленості (КПО), величина якого узаконена будівельними нормами і правилами, в залежності від типу приміщення, системи освітлення і характером робіт, що виконуються в приміщенні.

Згідно будівельним нормам і правилам в якості джерел штучного освітлення необхідно застосувати люмінесцентні лампи. Нормована освітленість на робочому місці оператора  $E = 0,75$  лк.

### 6.1.2. Шум

ДСН 3.3.6.037-99 встановлює допустимі рівні звукового тиску в октавних смугах частот, рівні звуку та еквівалентні рівні звуку в дБ на робочих місцях ( $L_p = 60$  дБ). Відповідні допустимі рівні звукового тиску в октавних смугах частот, рівні звуку та еквівалентні рівні звуку на робочому місці наведені в табл. 6.1.

Таблиця 6.1

#### Рівні звуку на робочому місці

Робочі місця	Рівні звукового тиску зі середньгеометричними частотами	Рівні звуку та еквівалентні рівні дБ
Приміщення програмістів обчислювальних машин	40	45

Забезпечення допустимого показника шуму проводиться за допомогою: звукопоглинальних матеріалів, і таких індивідуальних засобів як навушники.

### 6.1.3. Пожежна безпека

1. В приміщенні повинен знаходитися вогнегасник (вуглекислотний) переносний.
2. Повинна бути встановлена протипожежна сигналізація.
3. Підписується інструкція працівників підприємства про те, що вони ознайомлені з правилами пожежної безпеки.

### 6.1.4 Параметри мікроклімату в приміщеннях конструкторського відділу

ГОСТ 12.1.005-88 встановлює оптимальні та допустимі параметри мікроклімату в робочій зоні виробничого приміщення в залежності від температури.

Метрологічні умови в приміщеннях КО визначаються температурою, вологістю, швидкістю руху повітря і барометричним тиском.

## **6.2. Розрахунок захисного заземлення, як одного з небезпечних факторів**

Як згадувалося раніше, одним з небезпечних факторів при роботі програміста є ураження електричним струмом. Тому в комплексі заходів щодо забезпечення безпеки життєдіяльності необхідно розрахувати такий фактор як захисне заземлення.

Захисне заземлення – навмисне з'єднання з землею металевих частин обладнання, які не перебувають під напругою в звичайних умовах, але які можуть опинитися під напругою в результаті порушення ізоляції електроустановки.

Розрізняють заземлювачі штучні (призначені для цілей заземлення) та природні – металеві предмети, що знаходяться на землі, іншого призначення (водопровідні труби, металеві конструкції будівель і споруд, що мають надійне з'єднання з землею).

## Вихідні дані

Параметри	Значення параметрів
1. Напруга	До 1000 В
2. Довжина трубки	$L = 250$ см
3. Діаметр трубки	$d = 5$ см
4. Розмір з'єднувальної смуги	$B * t = 4 * 0,5$ см
5. Ґрунт	глина
6. Схема заземлення	контурна

**6.3. Розрахунок штучного заземлення**

1. Визначимо розрахунковий опір труби (розташованої горизонтально до поверхні землі) за формулою

$$R_{\text{тр}} = \frac{\rho_p}{2\pi * l_{\text{тр}}} * \ln \frac{4 * l_{\text{тр}}}{d} \text{ Ом},$$

де  $\rho_p = \rho_t * \psi$  – розрахунковий питомий опір,  $\psi = 1,5$  – коефіцієнт сезонності,  $\rho_t = 0,4 * 10^4$  Ом \* см,  $l_{\text{тр}} = 250$  см – довжина труби,  $d = 5$  см – зовнішній діаметр труби.

$$R_{\text{тр}} = 20,248 \approx 20 \text{ Ом}$$

2. Визначимо кількість заземлювачів за формулою

$$n = \frac{R_{\text{тр}}}{R_{33} * \eta},$$

де  $R_{33} = \frac{U_{\text{бз}}}{I_k}$ , – опір заземлюючого пристрою,  $U_{\text{бз}} = 40$  В,  $I_k = 10$  А – струм короткого замикання,  $R_{33} = 4$  Ом,  $\eta = 0,9$ ,  $n = 6$  шт.

3. Визначимо опір протікання струму сполучної смуги за формулою

$$R_{\text{п}} = \frac{\rho_p}{2\pi * l_{\text{тр}}} * \ln \frac{4 * l_{\text{п}}}{b},$$

де  $b = 4$  см – ширина з'єднувальної лінії,  $R_{\text{п}} = 4,84$  Ом.

4. Визначимо загальний опір розповсюдженню струму всього заземлюючого пристрою

$$R_{\text{заг}} = \frac{R_{\text{тр}} * R_{\text{п}}}{R_{\text{тр}} * \eta_{\text{п}} + R_{\text{п}} * \eta_{\text{тр}} * n},$$

де  $\eta_{\text{п}} = 0,5$ ;  $\eta_{\text{тр}} = 0,8$ ;  $R_{\text{заг}} = 3,8$  Ом.

#### **6.4. Дослідження та оцінка передбачуваної пожежної обстановки**

Пожежна обстановка на об'єкті народного господарства – це обстановка, яка може виникнути при реалізації надзвичайних ситуацій військового і мирного часу, пов'язаних з дією світлових імпульсів від ядерних вибухів, з дією вторинних факторів (наприклад виникнення пожеж на зруйнованих елементах об'єкта внаслідок короткого замикання пошкодженої електролінії або пошкодження печей та інших опалювальних прибудов), а також з дією стихійних лих (наприклад виникнення пожежі від блискавки).

Виникнення, розвиток і поширення пожежі залежить:

– від ступеня вогнестійкості будівель і споруд елементів об'єкта – розрізняють 1,2,3,4 і 5 ступінь вогнестійкості. Розглянутий об'єкт (КО) відноситься до категорії 3 вогнестійкості. Також необхідно визначити зони окремих і суцільних пожеж.

– від категорії вибухопожежної небезпеки технологічних процесів виробництва – розрізняють категорії вибухопожежної небезпеки виробництва А, Б, В, Г і Д. Розглянутий об'єкт відноситься до категорії Д пожежно-безпечною.

– від щільності та характеру забудови території об'єкта.

Охорона праці є одним з найбільш важливих факторів при організації подібного виробництва. Правильна організація робочого місця користувача і оснащення його сучасними захисними пристроями, зручною для роботи людини меблями та обладнанням в кінцевому підсумку дозволяє уникнути багатьох помилок і прорахунків, пов'язаних з перевтомою і зниженням захисних властивостей організму людини, підвищує працездатність і загальне позитивний настрій працівника.

Для підвищення фізичної стійкості складових частин будівлі КО необхідно замінити дерев'яні конструкції на металеві і використовувати світлі тони фарб. Можливе застосування віконниць, щитів на вікна, штор з вогнестійких матеріалів.

## ВИСНОВКИ

На основі проведеного аналізу посадки літака, показана необхідність автоматизації цього складного етапу польоту, для забезпечення надійної та безпечної посадки літака. Автоматизація посадки стримується відсутністю точних вимірювачів геометричних параметрів наближення до землі. Найбільш прийнятним методом отримання такої інформації є на мій погляд метод вимірювання малих висот.

Проведені теоретичні дослідження ємнісних перетворювачів шляхом математичного моделювання електростатичного поля показали наступне:

– діапазон висот, який може бути визначений ємнісними перетворювачами не обмежується відстанню між електродами перетворювача і може перевищувати розміри в 60...100 разів;

– неоднозначність статичної характеристики обумовлена тим, що вона формується як мінімум двома потоками електростатичного індукції, яка утворена системою електродів перетворювача, знайдені підходи, за допомогою яких можна домогтися однозначності статичної характеристики ємнісного перетворювача;

– результати досліджень показують працездатність ємнісного вимірювача малих висот і можливість його застосування в складі контуру автоматичної посадки літака.

Розроблена структура контуру автоматичної посадки літака на основі ємнісного вимірювача малих висот дозволяє автоматизувати посадку літака до приземлення по заданій траєкторії.

Розроблена програма автоматичної посадки літака по заданій траєкторії, яка реалізується в контурі автоматичного управління літака на етапі посадки.

Отримані програмно розрахована траєкторія посадки літака і програмно розрахована вертикальна швидкість.

Розроблений контур автоматичного управління літака на етапі посадки дозволить значно підвищити безпеку і регулярність польотів, знизити залежність від метеорологічних умов, підвищити подальший розвиток ефективності

перевезень, зменшити кількість аварій і катастроф та розширить спектр застосування авіації.



## СПИСОК БІБЛЮГРАФІЧНИХ ПОСИЛАНЬ

1. Белогородский С. Л. Автоматизация управления посадкой самолета / С. Л. Белогородский. – М.: Транспорт, 2012. – 352 с.
2. Байбородин Ю. В. Бортовые системы управления полетом / Ю. В. Байбородин, В. В. Драбкин, Е. Г. Сменковкий, С.Г. Унгурян. – М.: Транспорт, 2015. – 336 с.
3. Красовский А.А. Системы автоматического управления полетом и их аналитическое конструирование / А.А. Красовский. – М.: Наука, 2013. – 559 с.
4. Красовский А.А. Системы автоматического управления летательных аппаратов / А.А. Красовский, Ю.А. Вавилов, А.И. Сучков. – М.: ВВИА им. Н.Е. Жуковского, 2016. – 477 с.
5. Котин М.Г. Динамика взлета и посадки самолетов / М.Г. Котин. – М.: Машиностроение, 2014. – 320 с.
6. Боднер В.А. Системы управления летательным аппаратом / В.А. Боднер. – М.: Машиностроение, 2003. – 506 с.
7. Ковальчук И.Ф. Радионавигационное оборудование самолетов / И.Ф. Ковальчук. – М.: Транспорт, 2011. – 232 с.
8. Горбатов А.А., Рудашевский Г.Е. Акустические методы измерения расстояний и управления / А.А. Горбатов, Г.Е. Рудашевский. – М.: Энергоиздат, 2001. – 208 с.
9. Разработка принципов построения емкостного измерителя малых высот для самолетов сельскохозяйственной авиации // Отчет о научно-исследовательской работе по теме № 201-В73, КИНГА 2005. – 32 с.
10. Гриневич Ф.Б. Трансформаторные измерительные мосты / Ф.Б. Гриневич, А.Л. Грохольский, К.М. Соболевский, М.П. Цапенко, под ред. К.Б. Карандеева. – М.: Энергия, 2010. – 280 с.
11. Грохольский А.Л., Ляшенко В.Н. Принципы построения емкостного измерителя малых высот / А.Л. Грохольский, В.Н. Ляшенко // Межвузовский сборник научных трудов «Авиационные приборы, метрология и методы измерения». – К., 2005. – Вып. 1. – С. 24 – 28.

12. Иоссель Ю.Я., Кочанов Э.С., Струнский М.Г. Расчет электрической емкости / Ю.Я. Иоссель, Э.С. Кочанов, М.Г. Струнский. – СПб.: Энергоатомиздат, 2011. – 288 с.

13. Столкновения гражданских самолетов 1-3 классов с возвышенностью за весь период их эксплуатации (1958-1997 г.г.) Информационный бюллетень о состоянии безопасности полетов гражданских судов. – М.: Межгосударственный авиационный комитет, 2008. – 114 с.

14. Козлов А.П., Казак В.Н., Синеглазов В.М. Оптимизация вычислительного процесса в расчетах электростатических полей емкостных преобразователей / А.П. Козлов, В.Н. Казак, В.М. Синеглазов // Збірник наукових праць «Актуальні проблеми автоматизації та інформаційних технологій», том 5. – Д.: Навчальна книга, 2001. – С. 13 – 15.

15. Козлов А.П., Грохольский А.Л., Ляшенко В.Н. Емкостной выотомер а.с.№ 749179 / А.П. Козлов, А.Л. Грохольский, В.Н. Ляшенко. – М.: Энергия, 2010. – 68 с.

16. Козлов А.П. Цифровой емкостный выотомер / А.П. Козлов // Тезисы доклада на ВНТК «Методы управления системной эффективностью ПНК», 2011. – С. 21 – 23.

17. Козлов А.П. Розробка та дослідження висотоміра малих висот для ПС спецпризначення / А.П. Козлов // Тезі доповіді на МНТК «Аеронавігація-06», 2006. – С. 27 – 30.

18. Козлов А.П. Системы управления маловысотным полетом ВС с емкостными преобразователями, авт. реф. дис. / А.П. Козлов. – М., 1998. – 20 с.

19. Мак-Кракен Д., Дорн У. Численные методы и программирование на ФОРТРАНе [пер. с англ] / Д. Мак-Кракен, У. Дорн. – М.: Мир, 2007. – 584 с.

20. Спектор С.А. Электрические измерения физических величин. Методы измерений / С.А. Спектор. – СПб.: Энергоатомиздат, 2007. – 320 с.

21. Пархоменко О. М. Оценка экономической эффективности и уровня качества приборов / О. М. Пархоменко, А. Г. Пильщиков, З. В. Осиевский, З. В. Говорова, Н. И. Баранова, В. Н. Голованова. – Х.: ХАИ, 2010. – 25 с.

22. Яворський Б. М. Довідник з фізики: для інженерів та студентів вищих навч. закладів / Б. М. Яворський. – Т. : Навчальна книга-Богдан, 2005. – 1034 с.

23. Физика. Большой энциклопедический словарь [4-е изд.] / Гл. ред. А. М. Прохоров. – М.: Большая Российская энциклопедия, 1999. – 876 с.

24. Охорона праці: навч. посібник / За ред.. В. Кучерявого. – Л.: Оріяна – Нова, 2007. – 368 с.

25. Бірдус Л.В. Негативний вплив електромагнітного випромінювання на здоров'я та працездатність людини: Матеріали V науково-практичної конференції, 17 грудня 2013 р., Київ / Концептуальні засади формування менеджменту в Україні. – К.: Вид. дім «Персонал», 2013. – С. 34-37.

26. Основи екології: Підручник / О. В. Солошенко, А. М. Фесенко, С. І. Кочетова, Н. Ю. Гаврлович, Л. С. Осипова, В. І. Солошенко, за ред. О. В. Солошенка. – Харків: Парус тм, 2008 – 371 с.

## ДОДАТКИ

Додаток А

### Лістинг коду

*Program Landing*

*REAL TT(175), STR(175), HT(175), VS(175), VSK(175), VY(175)*

*DATA SP, HV, V0, VT, EPS, DT, N/8036., 15., 110., 75., 2.7, 0.5, 175/*

*PI = 3.1415926*

*EP = EPS \* PI/180*

*PRINT \*, 'ВВЕДИТЕ ЗНАЧЕНИЕ ПОСАДОЧНОЙ ДИСТАНЦИИ -SP'*

*PRINT \*, 'ПО УМОЛЧАНИЮ SP=8036. (ВВЕСТИ "0")'*

*READ \*, DL*

*IF(DL.NE.0) SP = DL*

*PRINT \*, 'ВВЕДИТЕ ЗНАЧЕНИЕ СКОРОСТИ САМОЛЕТА - V0'*

*PRINT \*, 'ПО УМОЛЧАНИЮ V0=110м/с (396км/ч),ВВЕСТИ "0"'*

*READ \*, DV*

*IF(DV.NE.0) V0 = DV*

*PRINT \*, 'ВВЕДИТЕ ЗНАЧЕНИЕ СКОРОСТИ ПРИЗЕМЛЕНИЯ -VT'*

*PRINT \*, 'ПО УМОЛЧАНИЮ VT=75м/с2 (ВВЕСТИ "0")'*

*READ \*, DVT*

*IF(DVT.NE.0) VT = DVT*

*DLV = HV/SIN(EP)*

*RSKR = DLV/TAN(EP/2)*

$$SSP = SP - 2 * DLV$$

$$SSM = SP - DLV$$

$$TP = 2 * SP / (V0 + VT)$$

$$AUS = (VT - V0) / TP$$

*PRINT \*, 'ВАША ВЫСОТА МАНЕВРИРОВАНИЯ СОСТАВЛЯЕТ'*

*PRINT 20, HM*

*20 FORMAT(20X, 'Hманевр=', F6.2)*

*PRINT\*, 'ВЫДЕРЖИВАЙТЕ ЭТУ ВЫСОТУ ДО СТАРТА ПОСАДОЧНОГО РЕЖИМА'*

*PRINT\*, 'РАСЧЕТНОЕ ВРЕМЯ ПОСАДКИ - '*

*PRINT 22, TP*

*22 FORMAT(20X, 'Tпосадки=', F4.1)*

*PRINT\*, 'НАЧАТЬ ПОСАДКУ ?'*

*PRINT\*, 'ЕСЛИ "ДА" ВВЕДИТЕ "1"'*

*READ \*, ST*

*IF(ST.NE.1) GO TO 99*

*PRINT 21, AUS*

*21 FORMAT(5X, 'Ускорение на посадке Ax =', F5.2)*

$$TT(1) = 0$$

$$STR(1) = SP$$

$$HT(1) = HM$$

$$VS(1) = V0$$

$$VSK(1) = V0 * 3.6$$

$$VY(1) = 0$$

$$H = HM$$

$$DO 1 I = 2, N$$

$$T = (I-1) * DT$$

$$S = V0 * T + AUS * (T**2) / 2$$

$$DTR = SSM - S$$

$$D = DTR + DLV$$

IF(H.LT.HM-15) GO TO 11

$$H = SQRT(RSKR ** 2 - (DTR-SSM) ** 2) - RSKR + HM$$

GO TO 10

11 IF(H.LT.15) GO TO 12

$$H = DTR * TAN(EP)$$

GO TO 10

$$12 H = -SQRT(RSKR**2 - (DTR+DLV) **2) + RSKR$$

$$10 VX = V0 + AUS * T$$

$$TT(I) = T$$

$$STR(I) = D$$

$$HT(I) = H$$

$$VS(I) = VX$$

$$VKM = VX * 3.6$$

$$VSK(I) = VKM$$

$$VVY = (HT(I) - HT(I-1)) / DT$$

$$VY(I) = VVY$$

*IF(VX.LT.VT) GO TO 13*

*1 CONTINUE*

*13 CONTINUE*

*DO I = 1, N*

*PRINT '(F4.1, F9.2, F9.2, F9.2, F9.2, F9.2)', TT(I), STR(I), HT(I), VS(I), VSK(I),*

*VY(I)*

*END DO*

*99 STOP*

*End program Landing*

Додаток Б

**Результат виконання програми**

T= .0	S= 8036.00	H= 348.93	VX= 110.00	V/км/ч= 396.0	VYT= .00
T= .5	S= 7981.05	H= 348.82	VX= 109.80	V/км/ч= 395.3	VYT= -.22
T= 1.0	S= 7926.20	H= 348.49	VX= 109.60	V/км/ч= 394.5	VYT= -.67
T= 1.5	S= 7871.45	H= 347.93	VX= 109.40	V/км/ч= 393.8	VYT= -1.11
T= 2.0	S= 7816.81	H= 347.16	VX= 109.19	V/км/ч= 393.1	VYT= -1.55
T= 2.5	S= 7762.26	H= 346.16	VX= 108.99	V/км/ч= 392.4	VYT= -1.99
T= 3.0	S= 7707.81	H= 344.95	VX= 108.79	V/км/ч= 391.6	VYT= -2.43
T= 3.5	S= 7653.47	H= 343.52	VX= 108.59	V/км/ч= 390.9	VYT= -2.86
T= 4.0	S= 7599.22	H= 341.87	VX= 108.39	V/км/ч= 390.2	VYT= -3.29
T= 4.5	S= 7545.08	H= 340.01	VX= 108.19	V/км/ч= 389.5	VYT= -3.72
T= 5.0	S= 7491.04	H= 337.94	VX= 107.99	V/км/ч= 388.7	VYT= -4.15
T= 5.5	S= 7437.09	H= 335.66	VX= 107.78	V/км/ч= 388.0	VYT= -4.57
T= 6.0	S= 7383.25	H= 333.16	VX= 107.58	V/км/ч= 387.3	VYT= -4.99
T= 6.5	S= 7329.51	H= 330.63	VX= 107.38	V/км/ч= 386.6	VYT= -5.05
T= 7.0	S= 7275.87	H= 328.10	VX= 107.18	V/км/ч= 385.8	VYT= -5.06
T= 7.5	S= 7222.33	H= 325.58	VX= 106.98	V/км/ч= 385.1	VYT= -5.05
T= 8.0	S= 7168.89	H= 323.06	VX= 106.78	V/км/ч= 384.4	VYT= -5.04
T= 8.5	S= 7115.55	H= 320.54	VX= 106.58	V/км/ч= 383.7	VYT= -5.03
T= 9.0	S= 7062.32	H= 318.03	VX= 106.37	V/км/ч= 382.9	VYT= -5.02
T= 9.5	S= 7009.18	H= 315.53	VX= 106.17	V/км/ч= 382.2	VYT= -5.01
T= 10.0	S= 6956.14	H= 313.03	VX= 105.97	V/км/ч= 381.5	VYT= -5.00
T= 10.5	S= 6903.21	H= 310.53	VX= 105.77	V/км/ч= 380.8	VYT= -4.99
T= 11.0	S= 6850.37	H= 308.04	VX= 105.57	V/км/ч= 380.0	VYT= -4.98
T= 11.5	S= 6797.64	H= 305.55	VX= 105.37	V/км/ч= 379.3	VYT= -4.97
T= 12.0	S= 6745.01	H= 303.07	VX= 105.17	V/км/ч= 378.6	VYT= -4.96
T= 12.5	S= 6692.47	H= 300.59	VX= 104.96	V/км/ч= 377.9	VYT= -4.95
T= 13.0	S= 6640.04	H= 298.12	VX= 104.76	V/км/ч= 377.1	VYT= -4.95
T= 13.5	S= 6587.71	H= 295.65	VX= 104.56	V/км/ч= 376.4	VYT= -4.94
T= 14.0	S= 6535.48	H= 293.19	VX= 104.36	V/км/ч= 375.7	VYT= -4.93
T= 14.5	S= 6493.35	H= 290.73	VX= 104.16	V/км/ч= 375.0	VYT= -4.92



T=	15.0	S=	6431.32	H=	288.28	VX=	103.96	V/км/ч=	374.2	VYT=	-4.91
T=	15.5	S=	6379.40	H=	285.83	VX=	103.76	V/км/ч=	373.5	VYT=	-4.90
T=	16.0	S=	6327.57	H=	283.38	VX=	103.55	V/км/ч=	372.8	VYT=	-4.89
T=	16.5	S=	6275.84	H=	280.94	VX=	103.35	V/км/ч=	372.1	VYT=	-4.88
T=	17.0	S=	6224.22	H=	278.51	VX=	103.15	V/км/ч=	371.3	VYT=	-4.87
T=	17.5	S=	6172.69	H=	276.08	VX=	102.95	V/км/ч=	370.6	VYT=	-4.86
T=	18.0	S=	6121.27	H=	273.65	VX=	102.75	V/км/ч=	369.9	VYT=	-4.85
T=	18.5	S=	6069.94	H=	271.23	VX=	102.55	V/км/ч=	369.2	VYT=	-4.84
T=	19.0	S=	6018.72	H=	268.82	VX=	102.35	V/км/ч=	368.4	VYT=	-4.83
T=	19.5	S=	5967.60	H=	266.41	VX=	102.14	V/км/ч=	367.7	VYT=	-4.82
T=	20.0	S=	5916.57	H=	264.00	VX=	101.94	V/км/ч=	367.0	VYT=	-4.81
T=	20.5	S=	5865.65	H=	261.60	VX=	101.74	V/км/ч=	366.3	VYT=	-4.80
T=	21.0	S=	5814.83	H=	259.20	VX=	101.54	V/км/ч=	365.5	VYT=	-4.79
T=	21.5	S=	5764.11	H=	256.81	VX=	101.34	V/км/ч=	364.8	VYT=	-4.78
T=	22.0	S=	5713.50	H=	254.42	VX=	101.14	V/км/ч=	364.1	VYT=	-4.77
T=	22.5	S=	5662.98	H=	252.04	VX=	100.94	V/км/ч=	363.4	VYT=	-4.76
T=	23.0	S=	5612.56	H=	249.66	VX=	100.73	V/км/ч=	362.6	VYT=	-4.76
T=	23.5	S=	5562.24	H=	247.29	VX=	100.53	V/км/ч=	361.9	VYT=	-4.75
T=	24.0	S=	5512.03	H=	244.92	VX=	100.33	V/км/ч=	361.2	VYT=	-4.74
T=	24.5	S=	5461.91	H=	242.56	VX=	100.13	V/км/ч=	360.5	VYT=	-4.73
T=	25.0	S=	5411.90	H=	240.20	VX=	99.93	V/км/ч=	359.7	VYT=	-4.72
T=	25.5	S=	5361.98	H=	237.85	VX=	99.73	V/км/ч=	359.0	VYT=	-4.71
T=	26.0	S=	5312.17	H=	235.50	VX=	99.53	V/км/ч=	358.3	VYT=	-4.70
T=	26.5	S=	5262.46	H=	233.15	VX=	99.32	V/км/ч=	357.6	VYT=	-4.69
T=	27.0	S=	5212.85	H=	230.81	VX=	99.12	V/км/ч=	356.8	VYT=	-4.68
T=	27.5	S=	5163.34	H=	228.48	VX=	98.92	V/км/ч=	356.1	VYT=	-4.67
T=	28.0	S=	5113.93	H=	226.15	VX=	98.72	V/км/ч=	355.4	VYT=	-4.66
T=	28.5	S=	5064.62	H=	223.82	VX=	98.52	V/км/ч=	354.7	VYT=	-4.65
T=	29.0	S=	5015.41	H=	221.50	VX=	98.32	V/км/ч=	353.9	VYT=	-4.64
T=	29.5	S=	4966.30	H=	219.19	VX=	98.12	V/км/ч=	353.2	VYT=	-4.63

T=	30.0	S=	4917.29	H=	216.88	VX=	97.91	V/км/ч=	352.5	VYT=	-4.62
T=	30.5	S=	4868.39	H=	214.57	VX=	97.71	V/км/ч=	351.8	VYT=	-4.61
T=	31.0	S=	4819.58	H=	212.27	VX=	97.51	V/км/ч=	351.0	VYT=	-4.60
T=	31.5	S=	4770.88	H=	209.97	VX=	97.31	V/км/ч=	350.3	VYT=	-4.59
T=	32.0	S=	4722.27	H=	207.68	VX=	97.11	V/км/ч=	349.6	VYT=	-4.58
T=	32.5	S=	4673.77	H=	205.39	VX=	96.91	V/км/ч=	348.9	VYT=	-4.57
T=	33.0	S=	4625.37	H=	203.11	VX=	96.71	V/км/ч=	348.1	VYT=	-4.57
T=	33.5	S=	4577.06	H=	200.83	VX=	96.50	V/км/ч=	347.4	VYT=	-4.56
T=	34.0	S=	4528.86	H=	198.56	VX=	96.30	V/км/ч=	346.7	VYT=	-4.55
T=	34.5	S=	4480.76	H=	196.29	VX=	96.10	V/км/ч=	346.0	VYT=	-4.54
T=	35.0	S=	4432.76	H=	194.03	VX=	95.90	V/км/ч=	345.2	VYT=	-4.53
T=	35.5	S=	4384.86	H=	191.77	VX=	95.70	V/км/ч=	344.5	VYT=	-4.52
T=	36.0	S=	4337.06	H=	189.51	VX=	95.50	V/км/ч=	343.8	VYT=	-4.51
T=	36.5	S=	4289.36	H=	187.26	VX=	95.30	V/км/ч=	343.1	VYT=	-4.50
T=	37.0	S=	4241.77	H=	185.02	VX=	95.09	V/км/ч=	342.3	VYT=	-4.49
T=	37.5	S=	4194.27	H=	182.78	VX=	94.89	V/км/ч=	341.6	VYT=	-4.48
T=	38.0	S=	4146.88	H=	180.54	VX=	94.69	V/км/ч=	340.9	VYT=	-4.47
T=	38.5	S=	4099.58	H=	178.31	VX=	94.49	V/км/ч=	340.2	VYT=	-4.46
T=	39.0	S=	4052.39	H=	176.09	VX=	94.29	V/км/ч=	339.4	VYT=	-4.45
T=	39.5	S=	4005.29	H=	173.87	VX=	94.09	V/км/ч=	338.7	VYT=	-4.44
T=	40.0	S=	3958.30	H=	171.65	VX=	93.89	V/км/ч=	338.0	VYT=	-4.43
T=	40.5	S=	3911.41	H=	169.44	VX=	93.68	V/км/ч=	337.3	VYT=	-4.42
T=	41.0	S=	3864.62	H=	167.23	VX=	93.48	V/км/ч=	336.5	VYT=	-4.41
T=	41.5	S=	3817.93	H=	165.03	VX=	93.28	V/км/ч=	335.8	VYT=	-4.40
T=	42.0	S=	3771.34	H=	162.83	VX=	93.08	V/км/ч=	335.1	VYT=	-4.39
T=	42.5	S=	3724.85	H=	160.64	VX=	92.88	V/км/ч=	334.4	VYT=	-4.38
T=	43.0	S=	3678.46	H=	158.45	VX=	92.68	V/км/ч=	333.6	VYT=	-4.38
T=	43.5	S=	3632.17	H=	156.27	VX=	92.47	V/км/ч=	332.9	VYT=	-4.37
T=	44.0	S=	3585.98	H=	154.09	VX=	92.27	V/км/ч=	332.2	VYT=	-4.36
T=	44.5	S=	3539.90	H=	151.92	VX=	92.07	V/км/ч=	331.5	VYT=	-4.35

T=	45.0	S=	3493.91	H=	149.75	VX=	91.87	V/км/ч=	330.7	VYT=	-4.34
T=	45.5	S=	3448.03	H=	147.59	VX=	91.67	V/км/ч=	330.0	VYT=	-4.33
T=	46.0	S=	3402.24	H=	145.43	VX=	91.47	V/км/ч=	329.3	VYT=	-4.32
T=	46.5	S=	3356.56	H=	143.27	VX=	91.27	V/км/ч=	328.6	VYT=	-4.31
T=	47.0	S=	3310.97	H=	141.12	VX=	91.06	V/км/ч=	327.8	VYT=	-4.30
T=	47.5	S=	3265.49	H=	138.98	VX=	90.86	V/км/ч=	327.1	VYT=	-4.29
T=	48.0	S=	3220.11	H=	136.84	VX=	90.66	V/км/ч=	326.4	VYT=	-4.28
T=	48.5	S=	3174.83	H=	134.70	VX=	90.46	V/км/ч=	325.7	VYT=	-4.27
T=	49.0	S=	3129.65	H=	132.57	VX=	90.26	V/км/ч=	324.9	VYT=	-4.26
T=	49.5	S=	3084.57	H=	130.45	VX=	90.06	V/км/ч=	324.2	VYT=	-4.25
T=	50.0	S=	3039.59	H=	128.33	VX=	89.86	V/км/ч=	323.5	VYT=	-4.24
T=	50.5	S=	2994.72	H=	126.21	VX=	89.65	V/км/ч=	322.8	VYT=	-4.23
T=	51.0	S=	2949.94	H=	124.10	VX=	89.45	V/км/ч=	322.0	VYT=	-4.22
T=	51.5	S=	2905.26	H=	121.99	VX=	89.25	V/км/ч=	321.3	VYT=	-4.21
T=	52.0	S=	2860.69	H=	119.89	VX=	89.05	V/км/ч=	320.6	VYT=	-4.20
T=	52.5	S=	2816.21	H=	117.79	VX=	88.85	V/км/ч=	319.9	VYT=	-4.19
T=	53.0	S=	2771.84	H=	115.70	VX=	88.65	V/км/ч=	319.1	VYT=	-4.19
T=	53.5	S=	2727.56	H=	113.61	VX=	88.45	V/км/ч=	318.4	VYT=	-4.18
T=	54.0	S=	2683.39	H=	111.53	VX=	88.24	V/км/ч=	317.7	VYT=	-4.17
T=	54.5	S=	2639.32	H=	109.45	VX=	88.04	V/км/ч=	317.0	VYT=	-4.16
T=	55.0	S=	2595.35	H=	107.38	VX=	87.84	V/км/ч=	316.2	VYT=	-4.15
T=	55.5	S=	2551.48	H=	105.31	VX=	87.64	V/км/ч=	315.5	VYT=	-4.14
T=	56.0	S=	2507.71	H=	103.24	VX=	87.44	V/км/ч=	314.8	VYT=	-4.13
T=	56.5	S=	2464.04	H=	101.18	VX=	87.24	V/км/ч=	314.1	VYT=	-4.12
T=	57.0	S=	2420.47	H=	99.13	VX=	87.04	V/км/ч=	313.3	VYT=	-4.11
T=	57.5	S=	2377.00	H=	97.08	VX=	86.83	V/км/ч=	312.6	VYT=	-4.10
T=	58.0	S=	2333.64	H=	95.03	VX=	86.63	V/км/ч=	311.9	VYT=	-4.09
T=	58.5	S=	2290.37	H=	92.99	VX=	86.43	V/км/ч=	311.2	VYT=	-4.08
T=	59.0	S=	2247.20	H=	90.96	VX=	86.23	V/км/ч=	310.4	VYT=	-4.07
T=	59.5	S=	2204.14	H=	88.93	VX=	86.03	V/км/ч=	309.7	VYT=	-4.06

T= 60.0	S= 2161.17	H= 86.90	VX= 85.83	V/км/ч= 309.0	VYT= -4.05
T= 60.5	S= 2118.31	H= 84.88	VX= 85.63	V/км/ч= 308.3	VYT= -4.04
T= 61.0	S= 2075.55	H= 82.86	VX= 85.42	V/км/ч= 307.5	VYT= -4.03
T= 61.5	S= 2032.89	H= 80.85	VX= 85.22	V/км/ч= 306.8	VYT= -4.02
T= 62.0	S= 1990.32	H= 78.84	VX= 85.02	V/км/ч= 306.1	VYT= -4.01
T= 62.5	S= 1947.86	H= 76.84	VX= 84.82	V/км/ч= 305.4	VYT= -4.00
T= 63.0	S= 1905.50	H= 74.84	VX= 84.62	V/км/ч= 304.6	VYT= -4.00
T= 63.5	S= 1863.25	H= 72.85	VX= 84.42	V/км/ч= 303.9	VYT= -3.99
T= 64.0	S= 1821.09	H= 70.86	VX= 84.22	V/км/ч= 303.2	VYT= -3.98
T= 64.5	S= 1779.03	H= 68.88	VX= 84.01	V/км/ч= 302.5	VYT= -3.97
T= 65.0	S= 1737.07	H= 66.90	VX= 83.81	V/км/ч= 301.7	VYT= -3.96
T= 65.5	S= 1695.22	H= 64.93	VX= 83.61	V/км/ч= 301.0	VYT= -3.95
T= 66.0	S= 1653.46	H= 62.96	VX= 83.41	V/км/ч= 300.3	VYT= -3.94
T= 66.5	S= 1611.81	H= 60.99	VX= 83.21	V/км/ч= 299.6	VYT= -3.93
T= 67.0	S= 1570.25	H= 59.03	VX= 83.01	V/км/ч= 298.8	VYT= -3.92
T= 67.5	S= 1528.80	H= 57.08	VX= 82.81	V/км/ч= 298.1	VYT= -3.91
T= 68.0	S= 1487.45	H= 55.13	VX= 82.60	V/км/ч= 297.4	VYT= -3.90
T= 68.5	S= 1446.19	H= 53.18	VX= 82.40	V/км/ч= 296.7	VYT= -3.89
T= 69.0	S= 1405.04	H= 51.24	VX= 82.20	V/км/ч= 295.9	VYT= -3.88
T= 69.5	S= 1363.99	H= 49.31	VX= 82.00	V/км/ч= 295.2	VYT= -3.87
T= 70.0	S= 1323.04	H= 47.38	VX= 81.80	V/км/ч= 294.5	VYT= -3.86
T= 70.5	S= 1282.19	H= 45.45	VX= 81.60	V/км/ч= 293.8	VYT= -3.85
T= 71.0	S= 1241.45	H= 43.53	VX= 81.40	V/км/ч= 293.0	VYT= -3.84
T= 71.5	S= 1200.80	H= 41.61	VX= 81.19	V/км/ч= 292.3	VYT= -3.83
T= 72.0	S= 1160.25	H= 39.70	VX= 80.99	V/км/ч= 291.6	VYT= -3.82
T= 72.5	S= 1119.80	H= 37.79	VX= 80.79	V/км/ч= 290.8	VYT= -3.81
T= 73.0	S= 1079.46	H= 35.89	VX= 80.59	V/км/ч= 290.1	VYT= -3.81
T= 73.5	S= 1039.21	H= 33.99	VX= 80.39	V/км/ч= 289.4	VYT= -3.80
T= 74.0	S= 999.07	H= 32.10	VX= 80.19	V/км/ч= 288.7	VYT= -3.79
T= 74.5	S= 959.03	H= 30.21	VX= 79.99	V/км/ч= 287.9	VYT= -3.78

T=	75.0	S=	919.08	H=	28.33	VX=	79.78	V/км/ч=	287.2	VYT=	-3.77
T=	75.5	S=	879.24	H=	26.45	VX=	79.58	V/км/ч=	286.5	VYT=	-3.76
T=	76.0	S=	839.50	H=	24.57	VX=	79.38	V/км/ч=	285.8	VYT=	-3.75
T=	76.5	S=	799.86	H=	22.70	VX=	79.18	V/км/ч=	285.0	VYT=	-3.74
T=	77.0	S=	760.32	H=	20.84	VX=	78.98	V/км/ч=	284.3	VYT=	-3.73
T=	77.5	S=	720.88	H=	18.98	VX=	78.78	V/км/ч=	283.6	VYT=	-3.72
T=	78.0	S=	681.54	H=	17.12	VX=	78.58	V/км/ч=	282.9	VYT=	-3.71
T=	78.5	S=	642.31	H=	15.27	VX=	78.37	V/км/ч=	282.1	VYT=	-3.70
T=	79.0	S=	603.17	H=	13.43	VX=	78.17	V/км/ч=	281.4	VYT=	-3.69
T=	79.5	S=	564.13	H=	11.78	VX=	77.97	V/км/ч=	280.7	VYT=	-3.29
T=	80.0	S=	525.20	H=	10.21	VX=	77.77	V/км/ч=	280.0	VYT=	-3.14
T=	80.5	S=	486.36	H=	8.76	VX=	77.57	V/км/ч=	279.2	VYT=	-2.91
T=	81.0	S=	447.63	H=	7.42	VX=	77.37	V/км/ч=	278.5	VYT=	-2.68
T=	81.5	S=	409.00	H=	6.19	VX=	77.17	V/км/ч=	277.8	VYT=	-2.45
T=	82.0	S=	370.46	H=	5.08	VX=	76.96	V/км/ч=	277.1	VYT=	-2.22
T=	82.5	S=	332.03	H=	4.08	VX=	76.76	V/км/ч=	276.3	VYT=	-2.00
T=	83.0	S=	293.70	H=	3.19	VX=	76.56	V/км/ч=	275.6	VYT=	-1.78
T=	83.5	S=	255.47	H=	2.42	VX=	76.36	V/км/ч=	274.9	VYT=	-1.55
T=	84.0	S=	217.34	H=	1.75	VX=	76.16	V/км/ч=	274.2	VYT=	-1.33
T=	84.5	S=	179.31	H=	1.19	VX=	75.96	V/км/ч=	273.4	VYT=	-1.12
T=	85.0	S=	141.38	H=	.74	VX=	75.76	V/км/ч=	272.7	VYT=	-.90
T=	85.5	S=	103.56	H=	.40	VX=	75.55	V/км/ч=	272.0	VYT=	-.69
T=	86.0	S=	65.83	H=	.16	VX=	75.35	V/км/ч=	271.3	VYT=	-.47
T=	86.5	S=	28.20	H=	.03	VX=	75.15	V/км/ч=	270.5	VYT=	-.26
T=	87.0	S=	-9.32	H=	.00	VX=	74.95	V/км/ч=	269.8	VYT=	-.05