

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)

здобувача освітнього ступеня «Магістр»

за спеціальністю 151 «Автоматизація та комп'ютерно-інтегровані технології»
освітньо-професійної програми «Комп'ютеризовані системи управління та
автоматика»

Тема: «Ідентифікація математичної моделі розбігу літака обчислювально-
експериментальним методом»

Виконавець: студент групи СУ–201М, Проценко Матвій Олександрович

Керівник: кандидат техн.наук, доцент, Білак Наталія Василівна

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

Проценка Матвія Олександровича

1. Тема роботи «Ідентифікація математичної моделі розбігу літака обчислювально-експериментальним методом» 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: математична модель розбігу літака АН-2 в горизонтальній площині по ЗПС, експериментальні параметри та аеродинамічні характеристики.
4. Зміст пояснювальної записки: Поняття моделі та ідентифікації. Ітераційні методи рішення нелінійних рівнянь. Проведення ідентифікації параметру літака АН-2. Висновки проведення обчислювального експерименту.
5. Перелік обов'язкового ілюстративного матеріалу: схеми, графіки та презентація на ЕОМ змісту роботи та основних висновків.

6. Календарний план-графік

№ з/п	Завдання	Термін виконання	Підпис керівника
1	Розробити деталізований зміст розділів диплому	15.09.20 - 12.10.20	
2	Вступ	12.10.20 - 15.10.20	
3	Розділ 1. Поняття ідентифікації та моделі	12.10.20 - 22.10.20	
4	Розділ 2. Ітераційні методи рішення не лінійних рівнянь	22.10.20 - 30.10.20	
5	Розділ 3. Проведення ідентифікації параметру літака АН-2	30.10.20 - 16.11.20	
6	Розділ 4. Охорона праці	16.11.20 - 19.11.20	
7	Розділ 5. Охорона навколишнього середовища	19.11.20 - 25.11.20	
8	Усунення недоліків дипломної роботи	25.11.20 - 1.12.20	
9	Оформлення дипломної роботи	1.12.20 - 7.12.20	

7. Консультація з окремих розділів

Назва розділу	Консультант (посада, П.І.Б.)	Дата, підпис	
		Завдання видав	Завдання прийняв

8. Дата видачі завдання:

Керівник дипломної роботи:

Білак Н.В.

Завдання прийняв до виконання:

Проценко М.О.

(підпис випускника)

РЕФЕРАТ

Пояснювальна записка до дипломної роботи «Ідентифікація математичної моделі розбігу літака обчислювально-експериментальним методом» містить: 98 сторінок, 26 рисунків, 18 використаних джерел.

Об'єкт дослідження – математична модель розбігу літака АН-2.

Предмет дослідження – математична модель та параметри розбігу літака АН-2.

Мета дипломної роботи – ідентифікувати параметри математичної моделі розбігу літака АН-2 обчислювально-експериментальним методом, що базується на ітераційних процедурах.

Методи дослідження – методи послідовних наближень, що реалізуються ітераційними процедурами за методами: поділу відрізка навпіл, хорд та перебору.

Результати проведеної роботи – на основі математичної моделі розбігу АН-2 в дипломній роботі поетапно ідентифіковано параметр (маса) літака на етапі розбігу по ЗПС ітераційними методами. Порівняно результати експерименту та обчислювального експерименту на основі математичної моделі шляхом послідовного наближення відповідними ітераційними методами.

Матеріали дипломної роботи рекомендується використовувати при проведенні наукових досліджень, у навчальному процесі та в практичній діяльності при викладанні дисциплін, пов'язаних з математичними моделями літаків для уточнення та наближення до реальних значень параметрів літака в ході експерименту.

ВСТУП.....	6
Розділ 1 ПОНЯТТЯ МОДЕЛІ ТА ІДЕНТИФІКАЦІЇ	8
1.1. Динаміка польоту літака	8
1.2. Режим зльоту(розбіг літака по ЗПС)	12
1.3. Поняття моделювання	17
1.4. Математичні моделі та їх види	23
1.5. Адекватність математичних моделей.....	26
1.6. Допустимі похибки математичних моделей	28
1.7. Математична модель розбігу літака АН-2	30
1.8. Ідентифікація математичної моделі літака АН-2.....	34
Розділ 2 ІТЕРАЦІЙНІ МЕТОДИ РІШЕННЯ НЕЛІНІЙНИХ РІВНЯНЬ	42
2.1. Методи рішення нелінійних рівнянь та систем	42
2.2. Графічний метод відділення коренів.....	43
2.3. Метод поділу відрізка навпіл.....	49
2.4. Метод хорд.....	51
2.5. Метод Ньютона(дотичних) та метод перебору.....	47
Розділ 3 ПРОВЕДЕННЯ ІДЕНТИФІКАЦІЇ ПАРАМЕТРУ ЛІТАКА АН-2	50
3.1. Основні характеристики літака АН-2.....	50
3.2. Знаходження інтервалу та відділення коренів.....	54
3.3. Експериментальні та вхідні дані для розрахунку моделі.....	55
3.4. Ідентифікація маси методом поділу відрізка навпіл	57
3.5. Ідентифікація маси методом хорд та перебору	58
Розділ 4 ОХОРОНА НАВКОЛИШНЬОГО СЕРЕДОВИЩА	63
Розділ 5 ОХОРОНА ПРАЦІ.....	81
ВИСНОВКИ	93
СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ	95

Вступ

В динаміці польоту літака одним з важливих режимів є розбіг літака по ЗПС, до моменту зльоту. В дипломній роботі розглядається ідентифікація параметру математичної моделі розбігу літака АН-2 ітераційними методами.

В процесі побудови математичних моделей розбігу літака АН-2 при недостатній степені їх адекватності виникає необхідність уточнення, "доведення" моделі. Такий процес називається ідентифікацією (ухвалою відсутніх або неточно відомих вихідних) параметрів або функціональних залежностей моделі за допомогою результатів обчислювального експерименту і даних про реальну поведінку об'єкта. Оскільки адекватність математичної моделі - це відповідність результатів обчислювального експерименту поведінки реального об'єкта, по стільки для виявлення цієї відповідності необхідно провести порівняння параметрів моделі і оригіналу в одних і тих же умовах. Проводиться спеціальний контрольний обчислювальний експеримент щодо поетапного підбору і корекції параметрів математичної моделі- підбору деяких (невдомих або неточно відомих) вхідних даних математичного опису по відомих вихідним результатам відомого реального випадку поведінки об'єкта. Це і є завдання ідентифікації.

Актуальність дослідження: Найчастіше математичні моделі реальних об'єктів містять в своєму математичному описі нетривіальний обчислювальний процес, який не вдається обернути. Це означає, що неможливо побудувати прямий обчислювальний процес в зворотному напрямку з тим, щоб визначати вхідні параметри по відомих вихідним. Тому завдання ідентифікації відноситься до класу обернених задач і вирішується в основному методами послідовних наближень. Для безумовності отримання результату рішення задачі ідентифікації необхідно суворе застосування методів послідовних наближень,

уявлення про фізичну суть процесу і про вплив ідентифікованого (підбираючого) параметра на вихідний параметр. Порушення цих суворих обмежень найчастіше призводить не до вирішення поставленого завдання, а до випадкового попадання в сприятливу лише на перший погляд ситуацію або до нескінченного обчислювального процесу. Навіть в більш благоприємному випадку не можна розраховувати на те, що така ситуація повториться ще раз. Якщо ж застосовувати відомі математичні методи, то можна спертися на доведеність їх збіжності до вирішення саме поставленої задачі. Достатньо лише перевірити умови застосовності обраного методу, спираючись на уявлення про фізичну суть процесу. Для ідентифікації одного вхідного скалярного параметра за відомим значенням вихідного скалярного параметра можна скористатися методами ділення відрізка навпіл і січних (хорд) - найпростішими ітераційним методами.

Для згаданих ітераційних методів сформульовані суворі математичні умови застосовності і доведена збіжність до вирішення рівняння. Будь-які спотворення методів не гарантують отримання результату ідентифікації і в математичному моделюванні неприпустимі.

В даній роботі будемо ідентифікувати параметр – масу літака АН-2 за відповідною математичною моделлю розбігу АН- 2 та за допомогою ітераційних методів. Процес розробки детермінованої моделі для визначення параметрів розбігу літака АН-2. Розглядаємо розбіг літака по горизонтальній злітно -посадковій смузі(ЗПС) в стандартних атмосферних умовах без збурень.

Для розробки необхідної математичної моделі будемо використовувати відомі відомості з аеродинаміки і динаміки польоту літаків з допоміжною хвостовій стійкою шасі і з гвинтовим двигуном.

Після складання математичної моделі розбігу уточнюємо (ідентифікуємо) параметр за допомогою ітераційних методів. Метод поділу відрізка навпіл, метод хорд та перебору. Порівнюємо експериментальні дані та параметр ідентифікації(доведення) по математичній моделі.

Об'єкт дослідження: математична модель розбігу літака АН-2.

Предмет дослідження: математична модель та параметри розбігу літака АН-2.

Мета дипломної роботи: ідентифікувати параметр математичної моделі розбігу літака АН-2 обчислювально-експериментальним методом, що базується на ітераційних процедурах.

Методи дослідження : обчислювально-експериментальні методи, ітераційні процедури розв'язку нелінійних рівнянь, такі як метод поділу відрізка навпіл, метод хорд, метод перебору.

РОЗДІЛ 1 ПОНЯТТЯ ІДЕНТИФІКАЦІЇ

1.1 Динамічні режими літака.

В даній роботі динамічні характеристики літака мають велике значення. Усі розрахунки математичної моделі проводяться на основі аеродинамічних та фізичних параметрів літака і сил що діють на[3] нього. Отже , розглянемо основні режими динаміки польоту літака.

1. *Розбіг літака по горизонтальній ЗПС* - характеризується постійним нульовим значенням кута нахилу траєкторії: $\theta = \dot{\theta} = 0$ (рис. 1.1):

$$\begin{cases} m\dot{V} = P \cdot \cos(\alpha - \varphi) - X_a - f_{тер} \cdot N, \\ 0 = P \cdot \sin(\alpha - \varphi) + Y_a - mg + N \end{cases} \quad (1.1)$$

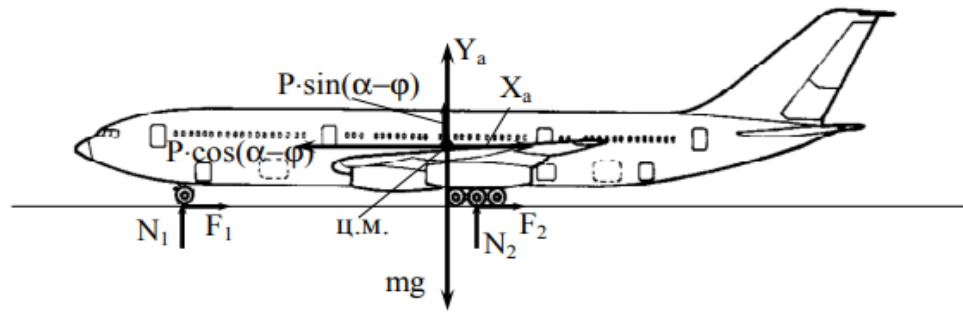


Рис.1 Горизонтальний рух літака

На розбіг $\sin(\alpha - \varphi) \approx 0$, тому друге рівняння, представляючи баланс сил по осі підйомної сили, фактично служить для визначення реакції ЗПС:

$$N = mg - Y_a$$

яка тим більше, чим менше швидкість, і навпаки: тим менше, ніж більше швидкість руху. На старті реакція ЗПС дорівнює вазі літака, при відриві наближається до нуля. У першому ж рівнянні для забезпечення якнайшвидшого розгону і зменшення дистанції розбігу проекція сили тяги двигунів повинна бути якомога більше, а лобовий опір і сила тертя коліс шасі – менше.

Кафедра АКСУ				НАУ 20 0860 000 ПЗ			
Виконав	Проценко М.О.			ПОНЯТТЯ ІДЕНТИФІКАЦІЇ	Літ.	Арк.	Аркушів
Керівник	Білак Н.В.					8	98
Консульт.					201 151 8		
Н. контр.	Дивич М.П.						
Зав. каф.	Тачиніна О.М.						

1. Початковий набір висоти, як і будь-яка інша ділянка вільного польоту, відбувається у відсутності контакту з ЗПС, тому $N = 0$. Інших спрощень тут зробити не можна, так як рух не установившись, змінюються і V , і θ (рис.1. 2):

$$\begin{cases} m\dot{V} = P \cdot \cos(\alpha - \varphi) - X_a - mg \cdot \sin\theta, \\ mV\dot{\theta} = P \cdot \sin(\alpha - \varphi) + Y_a - mg + \cos\theta \end{cases} \quad (1.2)$$

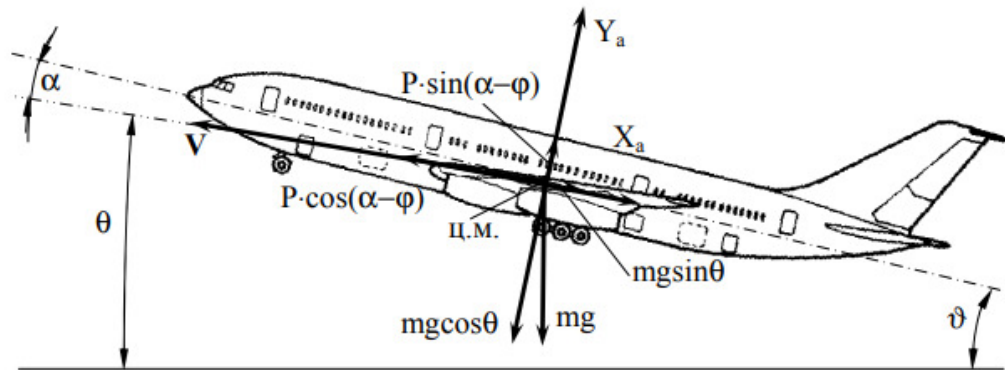


Рис. 1.2 Рух літака по відхильній траєкторії

Тут слід зауважити, що будь-який літальний апарат повинен бути спроектований так, щоб в експлуатаційному діапазоні параметрів (в очікуваних умовах експлуатації) праві частини обох рівнянь можна було за допомогою керуючих впливів зробити як позитивними, так і негативними, інакше можливе попадання в безвихідну ситуацію, яка може призвести до катастрофи.

2. Прямолінійний набір висоти (зниження) з постійним кутом нахилу траєкторії - характеризується умовою $\dot{\theta} = 0$ і описується рівняннями, що випливають з (1.2) (рис 1. 2):

$$\begin{cases} m\dot{V} = P \cdot \cos(\alpha - \varphi) - X_a - mg \cdot \sin\theta, \\ 0 = P \cdot \sin(\alpha - \varphi) + Y_a - mg + \cos\theta \end{cases} \quad (1.3)$$

По осі підйомної сили витримується певний баланс між підйомною силою і силою тяжіння.

3. *Набір висоти (зниження) з постійною швидкістю* - характеризується умовою $\dot{V} = 0$ і описується рівняннями, що випливають з(1.2) (рис. 1.2):

$$\begin{cases} 0 = P \cdot \cos(\alpha - \varphi) - X_a - mg \cdot \sin\theta, \\ mV\dot{\theta} = P \cdot \sin(\alpha - \varphi) + Y_a - mg + \cos\theta \end{cases} \quad (1.4)$$

У напрямку руху витримується певний баланс між тягою і лобовим опором з урахуванням впливу складової сили тяжіння.

4. *Набір висоти (зниження) з постійною приладовою швидкістю* не забезпечує постійність ні повітряної швидкості V , ні кута нахилу траєкторії θ . І величина тяги P змінюється з висотою і швидкістю польоту навіть при постійному режимі роботи двигунів, що задається рукояткою управління двигуном (РУД). З цього рівняння руху в цьому випадку мають вигляд (1.2) (рис. 1.2).

5. *Горизонтальний політ* характеризується постійним нульовим значенням кута нахилу траєкторії: $\theta = \dot{\theta} = 0$ і описується рівняннями, що випливають з (1.1) (рис 1. 1):

$$\begin{cases} m\dot{V} = P \cdot \cos(\alpha - \varphi) - X_a, \\ 0 = P \cdot \sin(\alpha - \varphi) + Y_a - mg \end{cases} \quad (1.5)$$

По осі підйомної сили, що збігається з вертикаллю, витримується певний баланс між підйомною силою і силою тяжіння (в першому наближенні можна знехтувати проекцією сили тяги $P \cdot \sin(\alpha - \varphi)$ порівняно з Y_a і mg). У напрямку руху розгін здійснюється при тязі, більшою лобового опору, а гальмування - навпаки.

6. *Горизонтальний сталий політ* характеризується умовами: $\theta = \dot{\theta} = 0$ і $\dot{V} = 0$ при постійній швидкості (або $\dot{V} \neq 0$ при постійній приладовій швидкості, що одне і теж саме на постійній висоті) і описується рівняннями, що випливають з (1.5) (рис. 1.1):

$$\begin{cases} 0 = P \cdot \cos(\alpha - \varphi) - X_a, \\ 0 = P \cdot \sin(\alpha - \varphi) + Y_a - mg \end{cases} \quad (1.6)$$

В цьому випадку баланс сил витримується в обох координатних напрямках: як між підйомною силою і силою тяжіння, так і між тягою і лобовим опором.

7. *Зниження по глісаді* - це прямолінійний зниження ($\dot{\theta} = 0$) при постійній приладовій швидкості $\dot{V}_{пр} = 0$. Але так як це зниження відбувається при невеликому перепаді висот, то можна вважати, що і повітряна швидкість постійна: $\dot{V} = 0$. Тому рівняння руху в цьому випадку впливають з (1.3):

$$\begin{cases} 0 = P \cdot \cos(\alpha - \varphi) - X_a - mg \cdot \sin\theta, \\ 0 = P \cdot \sin(\alpha - \varphi) + Y_a - mg \cdot \cos\theta \end{cases} \quad (1.7)$$

Певний баланс сил тут дотримується по обох осях, але на відміну від горизонтального усталеного польоту він "спотворений" складовими сили тяжіння.

8. *Вирівнювання* - відбувається на невеликому часовому інтервалі, коли швидкість польоту не встигає сильно змінитися ($\dot{V} \approx 0$), але зате викривляється траєкторія і θ змінюється.

Тому в цьому випадку можна користуватися рівняннями (1.4), маючи на увазі, що підйомна сила перевершує складові сили тяжіння і тяги і забезпечує позитивність правій частині другого рівняння.

9. *Пробіг по горизонтальній ЗПС* - описується такими ж рівняннями (1.1), як і розбіг (рис. 1.1). Однак для якнайшвидшого гальмування і зменшення дистанції пробігу робляться такі заходи:

зменшується тяга двигунів аж до негативних значень при реверсії, включаються гальма коліс, збільшується лобовий опір випуском інтерцепторів і гальмівних щитків.

Короткий опис режимів літака описані, але нас цікавить саме режим розбігу літака до режима зльоту, тож розглянемо глибше.

1.2. Режим зльоту (розбіг літака по ЗПС)

Рух літального апарата (ЛА) як твердого тіла складається із двох рухів: руху центра мас і руху навколо центра мас. Оскільки в кожному із цих рухів ЛА має три ступені свободи, то в цілому його рух характеризується шістьма ступенями свободи. При великих швидкостях у межах атмосфери, коли ЛА піддається впливу великих сил і моментів, починають виявлятися деформації, що впливають на аеродинаміку і призводять до зміни динамічних характеристик ЛА. У ряді випадків розміщені усередині літального апарата тіла здійснюють заданий рух, тому ЛА необхідно розглядати як систему твердих тел.

Для здійснення керованого руху літального апарата необхідно управляти параметрами руху польоту шляхом впливу на сили і моменти, що діють на ЛА. Вплив на аеродинамічні сили і моменти проводиться за допомогою керуючих поверхонь (рулі, елерони, елевони, щитки, стабілізатори) і повітряних гальм. Сила тяги змінюється за допомогою зміни режиму роботи двигуна. Зміна сили ваги відбувається внаслідок зміни запасу палива на літальному апараті, скидання вантажів і ін.

Рух літального апарата є єдиним процесом, що описується складною системою диференціальних рівнянь. Однак нерідко складний рух ЛА розбивають на найпростіші види його (кутові рухи і рух центра мас, подовжній і боковий рух і т.д.), що значно спрощує і полегшує вивчення завдання. Похибки, що допускаються при такому наближеному розгляді, у ряді випадків виявляються малими. Допустимість таких припущень і ступінь збереження при цьому основних рис руху ЛА являють собою істотні і складні задачі динаміки польоту. Якщо маневри відбуваються у вертикальній площині, що збігається із площиною симетрії ЛА, а гіроскопічними моментами обертових частин можна зневажити, то можна розглядати рухи в площині симетрії (подовжній рух) і щодо площини симетрії (боковий рух) як незалежні.

Зліт включає в себе три етапи: розбіг по землі, відрив і набір безпечної висоти. За міжнародними нормами для пасажирських літаків $H_{\text{безп}} = 10,7\text{м}$; для інших типів літаків приймають :

$$H_{\text{безп}} = 25\text{м}$$

Зліт є один з видів несталоного руху.

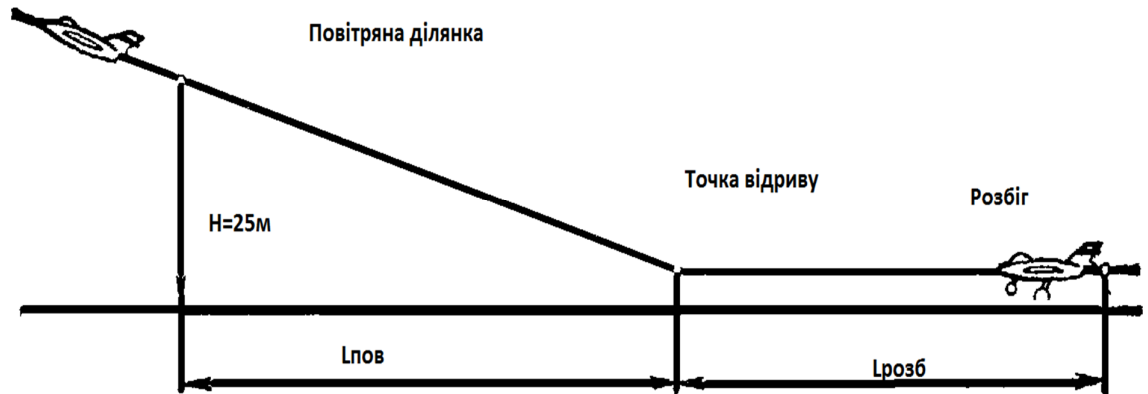


Рис.1.3 Режим зльоту літака.

Розбіг - це прискорений рух літака по землі, необхідний для придбання швидкості, при якій крило створює підйомну силу, необхідну для відриву. Перед початком розбігу засоби механізації крила відхиляються під злітне положення. Льотчик плавно збільшує тягу двигунів до максимальної, потім відпускає гальма, і літак починає рух на всіх колесах шасі.

Велика частина розбігу проводиться «на трьох точках» (літак торкається землі і основними колесами, і носовим колесом).



Рис.1.4 Розгін з набором висоти

В кінці розбігу, коли кермо висоти стає досить ефективним, льотчик шляхом

збільшення кута атаки відриває носове колесо від землі і розбіг триває на «двох точках». В процесі розбігу швидкість літака збільшується від нуля до швидкості відриву. Розбіг є прискорений рух під дією неврівноважених сил. Сили, що діють налітак під час розбігу(рис. 1.4):

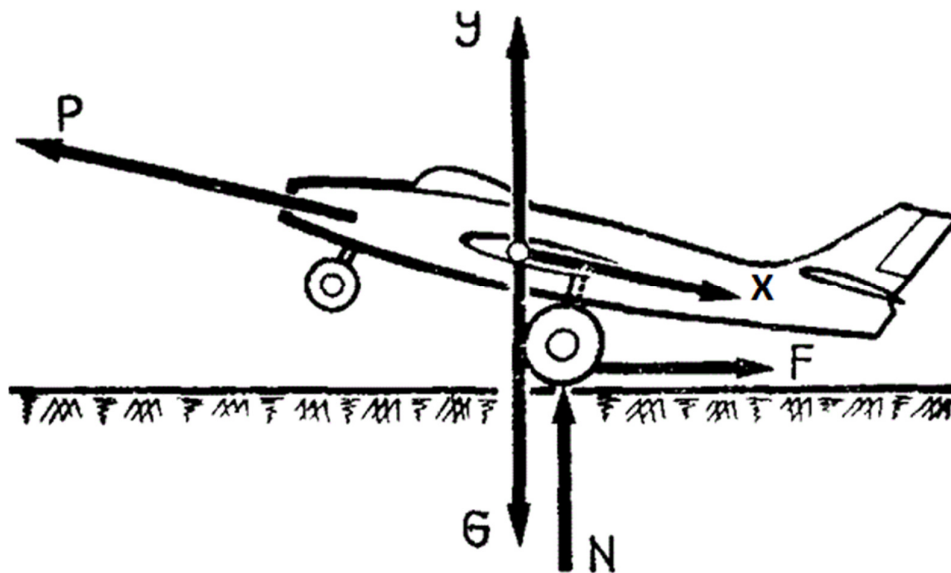


Рис. 1.4 Сили що діють на літак під час розбігу.

- сила тяги рухової установки P; на початку розбігу її величина максимальна, а потім у міру збільшення швидкості поступово зменшується;
- сила ваги літака G; направлена вниз;[3]
- підйомна сила Y; на початку розбігу дорівнює нулю, а в кінці розбігу, при відриві досягає величини ваги літака;
- сила лобового опору X; зростає в міру розбігу;
- нормальна сила реакції землі N; на початку розбігу дорівнює вазі літака, а в міру наростання швидкості і збільшення підйомної сили зменшується до нуля при відриві;
- сила тертя пневматиків коліс об ґрунт F; залежить від коефіцієнта тертя коліс об землю і від сили реакції землі N:

$$F = N \times f$$

Рівняння руху центру ваги літака при розбігу матимуть вигляд:

$$P - X - F = \frac{G}{g} \times j_x$$

де $j_x = \frac{dv}{dt}$ - прискорення руху.

З рівняння випливає, що в напрямку руху діє неврівноважена сила, що дорівнює різниці сил

$P - (X + F)$ і що викликає прискорення руху. Сила тертя коліс об землю дорівнює:

$$F = f \times N = (G - Y)$$

В реальних умовах прискорення залежить від коефіцієнта тертя f , який змінюється в залежності від стану злітної смуги.

До них відносяться:

- довжина розбігу $L_{розб}$
- швидкість відриву $V_{відр}$
- довжина злітної дистанції $L_{взл}$

Довжиною розбігу називається шлях, пройдений літаком від моменту страхування до точки відриву від землі.

Довжина розбігу є однією з головних характеристик, по якій визначають розмір злітно-посадкової смуги. Вона розраховується за формулою:

$$L_{розб} = \frac{V_{відр}^2}{j_{сер}}$$

де $V_{відр}$ – Швидкість відриву; $j_{сер}$ – середнє прискорення при розбігу.

Як випливає з формули, довжина розбігу залежить від швидкості відриву і величини середнього прискорення на розбігу.

Швидкістю відриву літака називається швидкість, при якій досягається підйомна сила, необхідна для відриву від землі. Визначається за формулою:

$$V_{відр} = \sqrt{\frac{2mG}{C_{y_{відр}} \times \rho \times S}}$$

де $C_{y_{відр}}$ - коефіцієнт підйомної сили на кут атаки $\alpha_{відр}$ в момент відриву, з урахуванням механізації крила.

З формули також видно, що швидкість відриву залежить від питомого навантаження на крило $\frac{mG}{S}$ і щільності повітря ρ .

Злітною дистанцією називається шлях, який проходить літак від початку розбігу до моменту набору висоти 25 м. Злітна дистанція включає в себе довжину розбігу і повітряну ділянку шляху від місця відриву до місця набору висоти 25 м.

$$L_{\text{зл}} = L_{\text{розб}} + L_{\text{нов}}$$

Довжина повітряного ділянки залежить від кута набору висоти і визначається за формулою:

$$L_{\text{нов}} = \frac{25}{\text{tg}\theta'}$$

де θ' - кут набору.

Чим менше кут підйому, тим більше довжина повітряної ділянки, тим більше злітна дистанція.

Після відриву на повітряній ділянці проводиться витримування з поступовим відходом від землі і розгоном швидкості. Весь рух вимагає надлишку тяги, тобто прискорюючу силу. На повітряному ділянці ця сила визначається за формулою:

$$DP = P - X - \text{Sin}\theta$$

де DP - надлишок тяги (прискорююча сила).

Ідентифікувати масу літака та уточнити її необхідно, тому що маса літака змінюється під час польоту, у зв'язку зі згоранням палива.

Визначення польотної маси літака

Розрахунок характеристик літака проводиться для середньої польотної маси:

$$m_{\text{cp}} = m_0 - 0.5 \times m_m$$

Де m_0 - злітна маса [кг];

m_m - повний запас палива [кг].

Орієнтовно величину повного запасу палива можна прийняти:

- для літаків з поршневіми двигунами (ПД):

$$m_m = (0,2 \dots 0,3)m_0;$$

Тоді при повних запасах палива можна прийняти:

$$m_{cp} \approx 0,875 m_0 - \text{для літаків з ПД};$$

Вага літака визначається за формулою

$$G_{cp} = m_{cp} \times g \text{ [Н]}, \text{ де } g = 9,81 \text{ м / с}^2 - \text{прискорення вільного падіння.}$$

1.3. Поняття моделювання

Моделювання - це процес вибору або побудови моделі для дослідження певних властивостей оригіналу в певних умовах. Моделювання - творчий процес пізнання, який в першому наближенні можна уявити рис. 1.5, що відображає найбільші необхідні стадії.

Під моделюванням розуміють дослідження об'єктів пізнання не безпосередньо, а непрямим шляхом, вивченням деяких інших допоміжних об'єктів.

Аналогією називають судження про будь-яку подібність у деякому сенсі двох об'єктів. Визначення ступеня істотності подібності чи відмінності об'єктів є умовним і відносним. Істотність подібності (відмінності) залежить від погляду спостерігача і визначається конкретною задачею. Сучасна наукова гіпотеза створюється, як правило, на підставі аналогії з виконаними на практиці науковими дослідженнями. Отже, аналогія пов'язує гіпотезу з експериментом.

Гіпотези й аналогії, що відбивають світ, який реально, об'єктивно існує, мають бути наочними і зводитися до зручних для дослідження логічних схем. Такі логічні схеми, що спрощують міркування та логічні побудови або дають змогу проводити експерименти для уточнення природи явища, називаються моделями.

Іншими словами: модель — це деякий об'єкт-замінник об'єкта-оригіналу, що забезпечує вивчення деяких істотних, з погляду дослідника, властивостей оригіналу.

Сьогодні поняття “модель” та “моделювання” – невід’ємна частина наукових досліджень. Це і метод подання об’єктів, явищ і процесів, і засіб перевірки істинності теоретичних положень, чи експериментальне встановлення їх достовірності [5]. Часто це єдиний спосіб ефективного розв’язування науково-технічних чи соціальних задач [4]. Модель застосовують у випадках, коли експериментувати з об’єктом незручно чи неможливо. Моделювання необхідне [8; 23], якщо об’єкт уже припинив існування чи й зовсім не існував; якщо оригінал складний за будовою і для глибокого вивчення якоїсь однієї властивості корисно не враховувати менш істотні; якщо об’єкти чи процеси, які потрібно дослідити, недоступні для безпосереднього сприйняття (об’єкти, процеси та явища в астрофізиці, молекулярного рівня, процеси головного мозку тощо); якщо процеси відбуваються або дуже швидко (двигун внутрішнього згорання), або дуже повільно (геологія, демографія); якщо дослідження об’єкта може призвести до його руйнування; якщо дослідження об’єкта становить небезпеку для людей чи навколишнього середовища (ядерні вибухи, робота хімічних підприємств, землетруси, цунамі тощо); якщо створення дослідного зразка об’єкта дуже дороге тощо. Зазвичай добре створена модель доступніша для дослідження, ніж реальний об’єкт. Модель необхідна [8] для розуміння того, як влаштовано конкретний об’єкт, яка його структура, основні властивості, закони розвитку та взаємодія з навколишнім світом; щоб навчитися керувати об’єктом моделювання та визначати найкращі способи управління ним із заданими цілями та критеріями (оптимізація); прогнозування прямих та опосередкованих наслідків реалізації заданих способів та форм впливу на об’єкт. Важливою властивістю моделі є те, що її дослідження дає нове знання про об’єкт-оригінал. Будь-який процес моделювання передбачає наявність активного суб’єкта, який визначає риси об’єкта моделювання як предмет його зацікавлення, тобто модель лише приблизно відповідає оригіналу. Це означає, що одному об’єкту-оригіналу можуть відповідати безліч моделей,

кожна з яких потрібна для вирішення іншого конкретного завдання. Сьогодні моделювання активно використовують у всіх галузях людської діяльності.

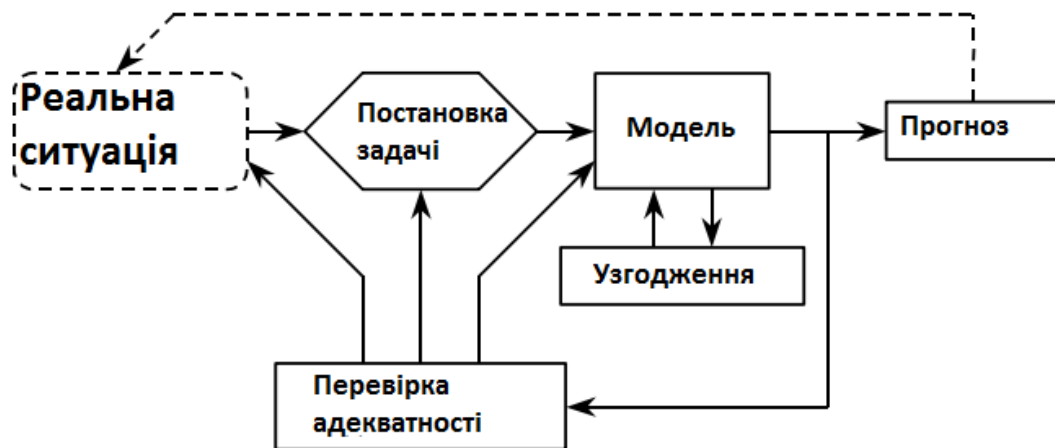


Рис.1.5 Блок-схема моделювання.

Охарактеризуємо основні стадії цього процесу.

Постановка завдання виходить із знань, отриманих в результаті спостереження, вивчення об'єкта, а також з тієї практичної проблеми, яку потрібно вирішити. В нашому випадку це використання моделі зльоту літака для визначення та доведення(уточнення) його параметрів. При цьому зі всієї безлічі впливають на об'єкт факторів треба зуміти відібрати істотні і визначити діапазони їх зміни і особливості впливу на кінцевий результат. Це - вже мистецтво, тут неіснує загальних прийомів і рекомендацій. Крім того, до цієї стадії відноситься оцінка необхідної точності результатів, що диктується метою дослідження.

Перевірка адекватності моделі - це перевірка відповідності результатів, одержуваних за допомогою моделі, реальній поведінці досліджуваного об'єкта. На цій стадії проводиться дослідження і уточнення самої моделі в відповідності з поставленим завданням, а також може коригуватися і постановка задачі, і загальний підхід до сприйняття реальної ситуації. Суттю вирішення практичних прикладних задач є прогноз поведінки об'єкта в різних ситуаціях. До побудови алгоритму прогнозування реальної

ситуації в інших випадках, що відрізняються віддосліджених під час процесу розробки моделі, можна приступатитільки після завершення всіх стадій, описаних вище.Кожна стадія цього процесу істотна. Нехтування будь-який зних може призводити до неправильних висновків по суті розв'язуваноїпрактичного завдання в результаті таких помилок, як:

- обчислення з неприпустимою, неконтрольованої похибкою;
- невідповідність отриманих результатів поставленому завданню(Отримані результати можуть виявитися рішенням зовсім інший завдання);
- неоднозначність рішення при неможливості селекції;
- неотримання рішення (алгоритм розходиться або не можезавершитися).

Слід підкреслити особливу значимість при моделюванні чіткогоуявлення про досліджувані певні властивості об'єкта в певних умовах, а не всі властивості і будь-яких умов! Всі властивості за будь-яких умов може реалізувати тільки сам оригінал. Чим вужче коломоделюваних властивостей, умов і вужче діапазон значень параметрів, тимпростіше модель і легше домогтися її узгодженості та адекватності, тимдостовірніше результати і висновки дослідження. Тому наукові методидослідження (на відміну від аматорського підходу) базуються на замініоригіналу моделлю в чітко обумовленої області властивостей і умов, обумовленою завданням дослідження.

Моделювання - це не тільки зручний, але в деяких умовах і необхідний науковий прийом. Серед таких особливих умов можна виділити основні причини, що змушують застосовувати моделювання, без якого вивчення оригіналу неможливо:

- складність або дорожнеча натурального дослідження (наприклад, в економіці, в екології),
- неможливість натурального дослідження з причин аварійності або нескінченного часу очікування результатів (наприклад, аварійні ситуації при

польотах, астрофізичні явища). З усього вищесказаного випливає, що будь-яка наука являє собою безперервний процес моделювання - творчий процес пізнання реальності до такого рівня, який дозволяє прогнозувати певні властивості оригіналу в певних умовах. Навчальні дисципліни в цьому контексті можна розглядати в якості збірників готових моделей досліджуваних явищ і рецептів їх застосування.

Моделювання є одним із способів пізнання. Моделювання слугує для розв'язування тих завдань, які не можуть бути розв'язані безпосередньо на об'єкті, наприклад коли він не існує. При моделюванні деякий об'єкт замінюється іншим об'єктом, який володіє подібними властивостями, але дослідження якого економічно вигідніше. Тобто методи моделювання є одним із способів опосередкованого пізнання. Моделювання це завжди є співставлення відомого з невідомим по аналогії.

Аналогія це твердження про схожість в різних об'єктах. Ґрунтуючись на аналогії в дослідженнях висувуються гіпотези-передбачення, які перевіряються шляхом експерименту.

Модель є провідною ланкою між дослідником та об'єктом, виконує функції замітника об'єкта та дозволяє отримати нові знання про цей об'єкт.

При моделюванні можливі різні рівні аналогій. Найвищий рівень аналогії - коли модель тотожна самому об'єкту. Однак в цьому випадку втрачається зміст моделювання. З іншого боку надмірне спрощення моделі призводить до невідповідності із досліджуваним об'єктом.

Класифікація моделей

Моделі можна розглядати по відношенню до оригіналу в двох аспектах, що відповідних внутрішнім їх пристроїв і зв'язків з оригіналом:

- характерні особливості вираження властивостей оригіналу і особливості функціонування моделі,
- підстави для перетворення властивостей моделі в якості оригіналу.

За характерними особливостями вираження властивостей оригіналу і особливостям функціонування моделі поділяються на:

- логічні - побудовані на принципах людської логіки; з яких можна виділити:

- образні - дають наочне уявлення (наприклад, образне уявлення літака будь-якою людиною),

- символічні – використовують символи (геометричні, хімічні),

- образно-символічні- схеми (наприклад, карти, радіосхеми);

- матеріальні - побудовані за об'єктивними законами; з яких можна виділити:

- функціональні (наприклад, протез колінного суглоба),

- геометричні (наприклад, літак-іграшка),

функціонально-геометричні (наприклад, модель літака для досліджень в аеродинамічній трубі).

Цю класифікацію можна зобразити таким рис. 1.6:

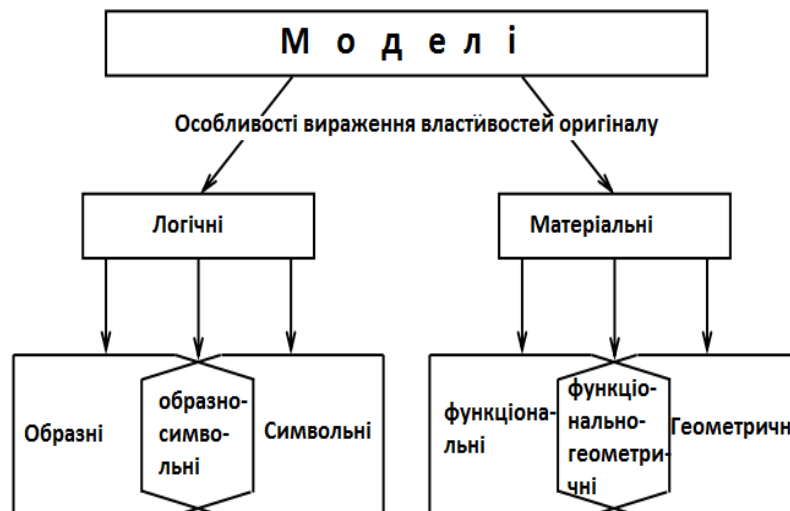


Рис. 1.6 Особливості вираження властивостей оригіналу

За підставами для перетворення властивостей моделі в якості оригіналу моделі поділяються на (рис. 1. 7):

- умовні - на основі угоди (наприклад, система фізичних одиниць виміру, система технічної документації);

- аналогічні - на основі логічного висновку про подібність (наприклад, похідна від функції за часом - це аналог швидкості зміни функції);
- математичні - на основі математичного опису.

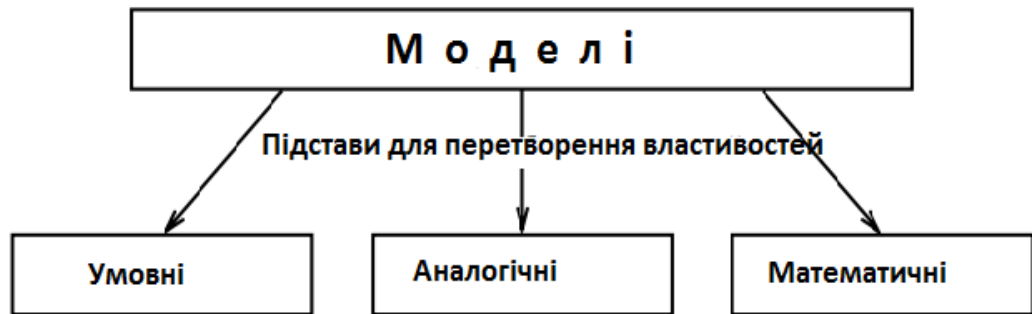


Рис. 1.7 Підстави для перетворення властивостей моделі

1.4. Математичні моделі та їх види

Кожна математична модель описує реальний об'єкт з деякою мірою наближення. Дослідження моделі дає можливість встановити характеристики реального об'єкта. Математичне моделювання є одним з основних способів моделювання систем. Математичне моделювання ділять на аналітичне, імітаційне і комбіноване. При аналітичному моделюванні глобальні рівняння системи, які описують її закон функціонування, записуються у вигляді деяких аналітичних співвідношень (алгебричних, диференціальних, інтегральних, інтегро-диференціальних та інших рівнянь чи їхніх систем) і деяких додаткових умов (початкових, крайових, багатоточкових умов чи деяких обмежень). У цьому випадку моделюється переважно функціональний аспект системи. Найчастіше зустрічаються диференціальні моделі, в яких реальні об'єкти описуються з допомогою звичайних диференціальних рівнянь або рівнянь з частинними похідними. Аналітична модель досліджується кількома методами: аналітичними, числовими або якісними.

Суттєво важливим в теорії математичного моделювання є постійне узгодження всіх аспектів побудови моделі з завданнями і цілями дослідження. Тому зосередимо увагу на деяких істотних [1] для досліджень особливості

механічних систем і процесів. По-перше, фактори, що визначають такі об'єкти, характеризуються, як вимірні величини - параметри. По-друге, в основі таких моделей лежать рівняння, що описують фундаментальні закони природи (Механіки), що не потребують перегляду і уточнення. Навіть готові приватні моделі окремих явищ, які використовуються при складанні більш загальних, добре сформульовані і описані з точки зору умов і областей застосування. По-третє, найбільші труднощі при розробці моделей механічних систем і процесів представляє опис недостовірно відомих характеристик об'єкта, як функціональних, так і числових. По-четверте, сучасні вимоги до таким моделям призводять до необхідності врахування безлічі факторів, що впливають на поведінку об'єкта, не тільки таких, які пов'язані відомими законами природи. Всі ці особливості призводять до того, що моделі механічних систем і процесів відносяться в основному до класу математичних.

Математичні моделі ґрунтуються на математичному описі об'єкта. У математичний опис, перш за все, входять, і це природно, взаємозв'язку параметрів об'єкта, що характеризує його особливості функціонування. Такі зв'язки можуть представлятися у вигляді:

- вектор-функцій $y = f(x, t)$,
- неявних функцій $F(y, x, t) = 0$,
- звичайних диференціальних рівнянь $F(x, x', x'', \dots, x^m, t) = 0$,
- диференціальних рівнянь з часними похідними $F\left(y, x, t, \frac{dy}{dx}, \frac{dy}{dt}, \dots\right) = 0$
- обчислювального алгоритму,
- імовірнісного (стохастичного) опису.

Перші чотири із зазначених видів носять узагальнююча назва: аналітичні залежності. Математичний опис включає в себе не тільки взаємозв'язок елементів і параметрів об'єкта (закони і закономірності), а й

повний набір числових і функціональних даних об'єкта (характеристики; початкові, граничні, кінцеві умови; обмеження), а також методи обчислення вихідних параметрів моделі. Тобто під математичним описом розуміється повна сукупність даних, функцій і методів обчислення, що дозволяє отримувати результат.

Зі свого боку в математичну модель може не входити частина математичного опису (найчастіше деякі вихідні дані), але крім нього повинні бути присутніми опису всіх припущень, використаних для її побудови, а також алгоритми перекладу вихідних і вихідних даних з моделі на оригінал і назад (рис.1.8).

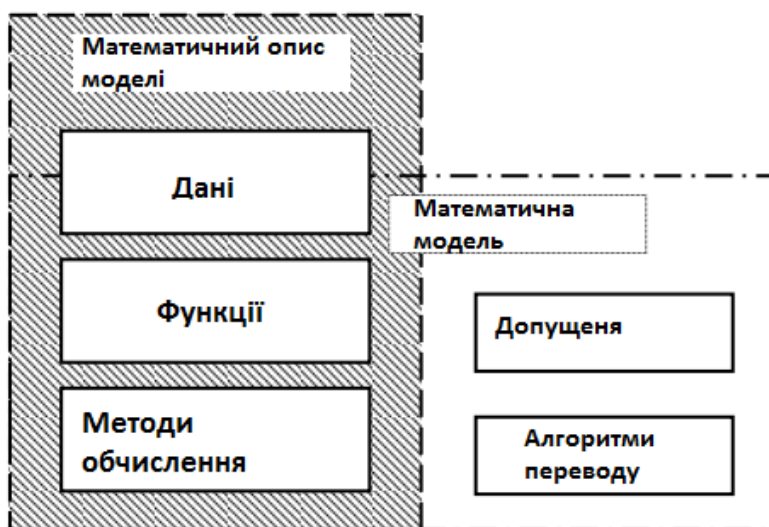


Рис. 1.8 Блок-схема «Математичний опис моделі»

Як доповнення до класифікації математичні моделі в залежності від природи об'єкта, вирішуваних завдань і застосовуваних методів, можуть відрізнятися наступними видами:

- лінійні або нелінійні (описувані функціями, які містять основні параметри тільки в ступені 0 і 1, або будь-якими видами функцій),
- стаціонарні або нестаціонарні (незалежні або залежні від часу),
- безперервні або дискретні,
- детерміновані або стохастичні (точні, однозначні або імовірнісні),

чіткі або нечіткі (приклади нечітких множин: близько 10; глибоко або дрібно; добре чи погано).

1.5. Адекватність математичних моделей

Особливістю математичних моделей є те, що отримання з їх допомогою будь-яких результатів пов'язано з обчисленнями. Так виникає необхідність поняття обчислювального експерименту. Обчислювальний експеримент - це отримання результатів за допомогою математичної моделі для будь-якого конкретного випадку досліджень. Це може бути як одиничний розрахунок одного параметра, так і комплекс розрахунків цілого спектра параметрів моделі в безлічі певним чином пов'язаних умов.

У загальному випадку під адекватністю розуміють ступінь відповідності моделі тому реальному явищу або об'єкту, для опису якого вона будується. Разом з тим, створювана модель орієнтована, як правило, на дослідження певної підмножини властивостей цього об'єкта. Тому можна вважати, що адекватність моделі визначається ступенем її відповідності не стільки реальному об'єкту, скільки цілям дослідження. Найбільшою мірою це твердження справедливо щодо моделей проєктованих систем (тобто в ситуаціях, коли реальна система взагалі не існує). Проте в багатьох випадках корисно мати формальне підтвердження (або обґрунтування) адекватності розробленої моделі. Один з найпоширеніших способів такого обґрунтування – використання методів математичної статистики. Суть цих методів полягає в перевірці висунутих гіпотез (у цьому випадку – про адекватність моделі) на основі деяких статистичних критеріїв. Процедура оцінки адекватності моделі заснована на порівнянні вимірів на реальній системі й результатів експериментів на моделі й може проводитися різними способами. Найпоширеніші з них: за середніми значеннями відгуків (виходів) моделі й системи; за дисперсіями відхилень відгуків моделі від середнього значення відгуків системи; за максимальним значенням відносних відхилень відгуків моделі від відгуків системи. Названі способи оцінки досить близькі між собою по суті, тому обмежимося розглядом першого з них. При цьому

способі перевіряється гіпотеза про близькість середнього значення спостережуваної змінної моделі у середньому значенню відгуку реальної системи. У результаті експериментів на реальній системі одержують множину значень (вибірку) вихідної змінної. Виконавши експериментів на моделі, також одержують множину значень спостережуваної змінної. Потім обчислюються оцінки математичного очікування й дисперсії відгуків моделі й системи, після чого висувається гіпотеза про близькість середніх значень (у статистичному сенсі).

У другому випадку великого значення набуває процедура планування обчислювального експерименту, метою якого є отримання максимуму достовірної інформації при мінімумі витрат. Під достовірністю результату обчислювального експерименту розуміється одночасне виконання двох умов: по-перше, результат повинен бути досить точний, а по-друге, не може бути спростований за допомогою яких яких додаткових розрахунків. При плануванні обчислювального експерименту використовуються методи математичного моделювання - від простого здорового глузду до теорії катастроф і методів математичної статистики.

Центральним поняттям теорії математичного моделювання є поняття адекватності. Ігнорування цього поняття зводить теорію до рівня схоластики, а аргументована перевірка адекватності забезпечує отримання добротних і практично значущих результатів.

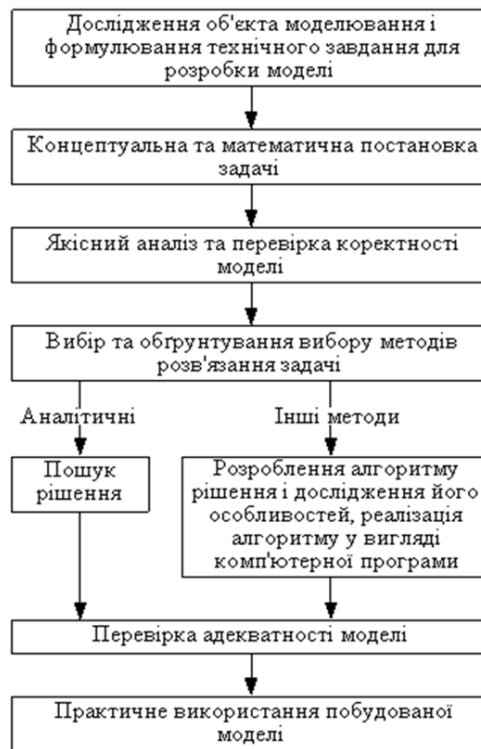


Рис. 1.8Послідовність етапів побудови математичної моделі

Адекватність математичної моделі - це відповідність результатів обчислювального експерименту поведінки реального об'єкта. Це відповідність слід оцінювати з точки зору цілей дослідження. Тому можливі різні підходи до оцінки адекватності різних моделей. Для виявлення цієї відповідності для механічних систем і процесів, що характеризуються вимірними величинами - параметрами - необхідно провести порівняння параметрів моделі і оригіналу в одних і тих самих умовах. Очевидно, що порівнювати слід лише відповідні один одному параметри між собою і тільки в тій області функціонування об'єкта, в якій передбачається його досліджувати. Тому для адекватності математичної моделі поведінки оригіналу - механічної системи - досить переконатися у виконанні двох властивостей: точності і несуперечності.

Точність в задачах механіки означає, що узагальнена характеристика неузгодженості відповідного параметра моделі і оригіналу

$U = U_{\text{моделі}} - U_{\text{оригіналу}}$ повинна бути не більше, ніж заздалегідь задане значення прийнятної похибки.

Однак точність не може бути самоціллю, так як існує безліч причин, що виправдовують існування значних систематичних похибок, як, наприклад, в льотної експлуатації при нерестрованих налаштування пілотом початку відліку кута тангажу. Тому критерії перевірки точності не повинні розглядатися, як догма, вони вибираються відповідно до мети досліджень.

Таким чином, стає очевидним, що для перевірки адекватності необхідно мати (рис. 1.9):

- вичерпну інформацію про реальний випадок (що завжди важко, а часом буває практично неможливо);
- результати контрольного обчислювального експерименту, відтворюючого відомий реальний випадок;
- алгоритм оцінки точності математичної моделі;
- алгоритм перевірки несуперечливості математичної моделі.

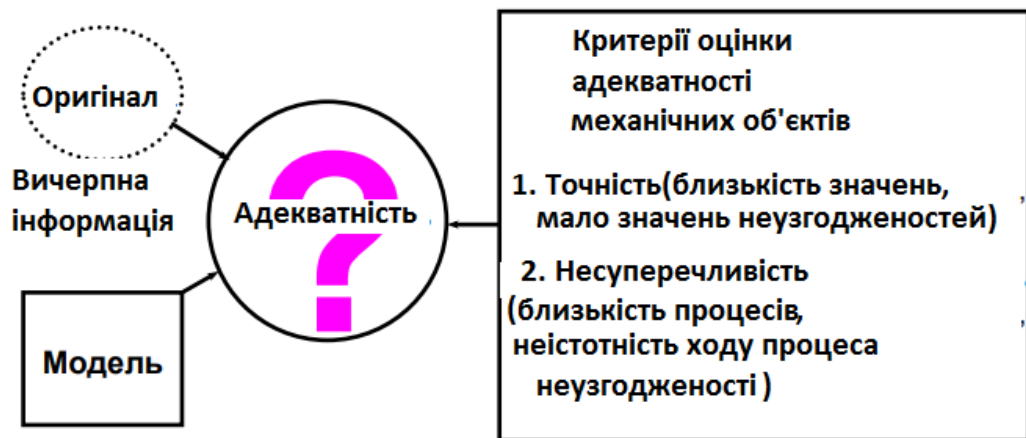


Рис.1.9 Критерії для перевірки адекватності моделі.

1.6. Допустимі похибки математичних моделей

Точність моделі визначається похибкою – незгодженістю значень розглянутого параметра u :

- абсолютна похибка $U = U_{\text{моделі}} - U_{\text{оригіналу}}$,
- відносна похибка $\delta u = \frac{\Delta u}{U_{\text{оригіналу}}} \times 100\%$,

- відносна приведена похибка $\delta u = \frac{\Delta u}{u_{міри}}$

(Де $u_{міри}$ - деякі характерне значення, наприклад, $u_{міри} = |u|_{\max}$).

Похибки отримали наступні епітети:

- груба - неприпустима з точки зору цілей дослідження;
- задовільна - допустима з точки зору цілей дослідження;
- випадкова - приймаюча випадкові значення при багаторазовому повторенні досвіду в незмінних умовах (наприклад, вимір часу падіння кулі з Пізанської вежі за допомогою одного і того ж секундоміра);
 - систематична - приймаюча незмінне значення при багаторазовому повторенні досвіду в незмінних умовах (той же, що в попередньому випадку, але з зіпсованим секундоміром, який починає відлік часу на 0,1 с пізніше пуску).

При математичному моделюванні можливі похибки, обумовлені різними причинами:

- похибки фізичної абстракції (неточність фізичних законів і закономірностей, неврахування деяких факторів);
- похибки математичного опису:
 - наближеність рівнянь,
 - наближеність даних,
 - похибка розрахунків (похибка установок, ЕОМ, наближені методи розрахунків);
 - похибка обробки результатів (округлення результатів, графічне зображення).

З усіх перерахованих причин в поясненні потребує лише похибка розрахунків, яку при моделюванні завжди треба враховувати.

1.7. Математична модель розбігу літка АН-2.

Процес розробки детермінованої моделі для визначення параметрів розбігу літака АН-2. Розглядаємо розбіг літака по горизонтальній злітно - посадковій смузі (ВПС) в стандартних атмосферних умовах без збурень.

Для розробки необхідної математичної моделі використовуємо відомі відомості з аеродинаміки і [1] динаміки польоту літаків з допоміжною хвостовою стійкою шасі і з гвинтовим двигуном.

Розбіг такого літака аж до моменту відриву від ЗПС проводиться при постійному (стояночному) куті атаки α , який однозначно визначає значення основних аеродинамічних коефіцієнтів:

C_{xa} - коефіцієнта лобового опору і C_{ya} - коефіцієнта аеродинамічної підйомної сили. З їх допомогою можна визначити відповідні складові аеродинамічної сили, що діють на літак. Для цього досить помножити їх на S - площа крила літака і на $q = \frac{\rho V^2}{2}$ - швидкісний натиск, де ρ - щільність атмосфери, V - повітряна швидкість руху. Таким чином визначаються:

$$X_a = C_{xa} \frac{\rho V^2}{2} S$$

- сила лобового опору (у напрямку вектора потоку, що набігає, тобто внапрямку, протилежному руху в спокійній атмосфері), та

$$Y_a = C_{ya} \frac{\rho V^2}{2} S$$

- аеродинамічна підйомна сила (перпендикулярна X_a і спрямована вгору).

З теорії авіаційних двигунів відомо, що при розгоні літака слід враховувати залежність сили тяги P двигуна від швидкості руху. В першому наближенні для гвинтових двигунів можна прийняти цю залежність у вигляді:

$$P = P_0(-aV - bV^2)$$

Де

P_0

-

злітна тяга двигуна при нульовій швидкості і при заданому положенні РУД (Рукоятки управління двигуном), а і b - коефіцієнти, одержувані емпірично. Туті далі будемо вважати, що напрямок вектора тяги P збігається з напрямком руху літака. Використовуємо відомості з динаміки польоту і складемо рівняння руху літака у вертикальній площині. Оскільки в вертикальному напрямку під

час розбігу аждо швидкості відриву не відбувається помітного руху, то відповідне рівняння руху[1] виводиться в рівняння балансу сил: вниз діє сила тяжіння mg , вгору - аеродинамічна підйомна сила Y_a і сила N реакції ЗПС. Таким чином, рівняння набуває вигляду:

$$mg = Y + N$$

З цього рівняння можна визначити швидкість літака в момент відриву від ЗПС $V_{відр}$, тобто в момент коли N , буде рівне нулю:

$$mg = C_{y\alpha} \frac{\rho V_{відр}^2}{2} S$$

Звідси випливає:

$$V_{відр} = \sqrt{\frac{2mg}{C_{y\alpha}\rho S}}$$

Складемо рівняння руху літака в поздовжньому напрямку. В цьому напрямку сила тяги двигуна P розганяє літак, а сила лобового опору X_a і сила опору тертя кочення по ЗПС $F = fN = f(mg - Y_a)$ - прагнуть його загальмувати. Тоді за другим законом Ньютона:

$$m \frac{dV}{dt} = P - X_a - F$$

Для відшукання дистанції розбігу

$L_{розб}$ знадобиться ще одне відоме кінематичне співвідношення:

$$V = \frac{dL}{dt}$$

Таким чином, виписані всі функціональні співвідношення, що представляють взаємозв'язок елементів і параметрів об'єкта (закони руху), що входять в математичний опис моделі. Однак це ще не весь математичний опис і не вся модель. Необхідно розробити методи обчислення, які дозволять аналітично або за допомогою ЕОМ обчислити необхідні параметри розбігу. Для цього досліджуємо докладніше структуру отриманих диференціальних рівнянь з точки зору вичислення часу $T_{розб}$ і дистанції розбігу $L_{розб}$.

З рівняння руху в поздовжньому напрямку маємо:

$$m \frac{dV}{dt} = P - Xa - F = P_0(-aV - bV^2) - Cxa \frac{\rho V^2}{2} S - fmg + fCya \frac{\rho V^2}{2} S$$

Або

$$\frac{dV}{dt} = \frac{P_0}{m}(-aV - bV^2) - fg - \frac{\rho V^2}{2m} S(fCxa - fCya) = A + BV + CV^2$$

де,

$$A = \frac{P_0}{m} - fg;$$

$$B = -\frac{P_0}{m} a;$$

$$C = -\frac{P_0}{m} b - \frac{\rho V^2}{2m} (fCxa - fCya)$$

Тобто, диференціальне рівняння вирішується в квадратурі аналітично, як рівняння з розділюючими змінними:

$$dt = \frac{dV}{A + BV + CV^2}$$

Або

$$T_{\text{позб}} = \int_0^{V_{\text{відп}}} \frac{dV}{A + BV + CV^2} = \frac{1}{\sqrt{B^2 - 4AC}} \left(\ln \left| \frac{2CV_{\text{відп}} + B - \sqrt{B^2 - 4AC}}{2CV_{\text{відп}} + B + \sqrt{B^2 - 4AC}} \right| - \ln \left| \frac{B - \sqrt{B^2 - 4AC}}{B + \sqrt{B^2 - 4AC}} \right| \right),$$

при $C \neq 0 \quad B^2 > 4AC$

З кінематичного диференціального рівняння в силу отриманого вище виразу для dt маємо:

$$dL = V dt = \frac{V dV}{A + BV + CV^2}$$

Або:

$$L_{\text{позб}} = \int_0^{V_{\text{відп}}} \frac{V dV}{A + BV + CV^2} = \frac{1}{2C} (\ln |A + BV_{\text{відп}} + CV_{\text{відп}}^2| - \ln |A| - BT_{\text{позб}}), \quad \text{при } C \neq 0$$

На цьому завершується розробка методів обчислення необхідних величин. Разом з попередніми співвідношеннями вони складають серцевину математичного опису моделі для заданої мети. Для завершення математичного опису до взаємозв'язкам і методам обчислення слід додати числові та функціональні дані параметрів об'єкта.

1.8. Ідентифікація математичної моделі розбігу літака АН-2

Завдання ідентифікації полягає у встановленні математичних співвідношень між вимірюваними входами і виходами при заданих їх вимірах в часі (Ідентифікація в широкому сенсі)[5].

Визначення параметрів заданої математичної моделі за результатами вимірювань вхід-вихід також називають завданням ідентифікації (у вузькому сенсі).

При класичному підході до створення системи рівнянь ідентифікація здійснюється ще на етапі проектування системи.

Зазвичай в високоорганізованих системах рівнянь необхідна повторна періодична або безперервна в реальному масштабі часу ідентифікація, щоб забезпечити адаптацію системи в умовах зміни зовнішніх впливів і параметрів системи.

В процесі побудови математичних моделей при недостатній степені їх адекватності виникає необхідність уточнення, "доведення" моделі. Такий процес називається ідентифікацією (ухвалою відсутніх або неточно відомих вихідних) параметрів або функціональних залежностей моделі [5] за допомогою результатів обчислювального експерименту і даних про реальну поведінку об'єкта. Оскільки адекватність математичної моделі - це відповідність результатів обчислювального експерименту поведінки реального об'єкта, по стільки для виявлення цієї відповідності необхідно провести порівняння параметрів моделі і оригіналу в одних і тих же умовах. Якщо задовольняючого з точки зору завдань дослідження відповідності не спостерігається, то доводиться проводити спеціальний контрольний обчислювальний експеримент щодо поетапного підбору і корекції параметрів

математичної моделі- підбору деяких (невдомих або неточно відомих) вхідних даних математичного опису по відомих вихідним результатами.

Класифікація методів ідентифікації проводиться по-різному, в залежності від того, який основний ознака покладено в основу, тому будь-яка класифікація відносна.

Класифікація методів ідентифікації в залежності від класу, до якого належить досліджувана система:

- методи ідентифікації лінійних і нелінійних систем, причому лінійні системи легше ідентифікувати, тому що вони мають властивість суперпозиції;

- методи ідентифікації стаціонарних і нестаціонарних систем. Системи можуть вважатися стаціонарними, якщо їх параметри змінюються повільно в порівнянні з часом, який потрібен для точної ідентифікації;

- методи ідентифікації дискретних і безперервних систем;

- методи ідентифікації систем з одним або декількома вхідними впливами;

- ідентифікація детермінованих і випадкових процесів. При ідентифікації стохастичних процесів орієнтуються, в основному, на ймовірні уявлення про точний стан системи. На практиці всі результати вимірювань засмічені шумом, і для точної ідентифікації необхідно здійснювати фільтрацію або згладжування. При ідентифікації детермінованих систем зазвичай передбачається, що фільтрація вже була проведена.

В основу перерахованих способів класифікації покладена по суті ступінь складності ідентифікації. В процесі вибору структури моделі слід мати на увазі, що, з огляду на труднощі, цілком можна «знизити» модель, тобто зробити її значно простіше об'єкта. Так, поведінка свідомо динамічного об'єкта можна описувати статичної моделлю, якщо динаміка об'єкта не надто яскраво виражена; нелінійний об'єкт можна апроксимувати лінійним і т.д. Зрозуміло, при цьому ефективність управління, побудованого на основі такої

моделі, знизиться. Але якщо це зниження невелике, а виграш в ідентифікації значний, то такий вибір слід вважати оптимальним.

Оскільки завдання ідентифікації зводиться до визначення структури моделі об'єкта і відновлення її параметрів, в якості основи для класифікації завдань і методів ідентифікації доцільно вибрати ступінь попередньої вивченості об'єкта. Це найбільш важливий, але важко здійснений варіант - класифікація методів ідентифікації в залежності від наявності апріорної інформації про систему. Тут можна все об'єкти розділити на наступні групи:

- об'єкти, для яких описують їх рівняння відомі аж до наближених значень коефіцієнтів; задача ідентифікації для таких об'єктів відсутня, вона зводиться до уточнення наближених значень параметрів;
- об'єкти, для яких описують їх рівняння відомі, а чисельні значення коефіцієнтів невідомі; для таких об'єктів процес ідентифікації є відновлення невідомих параметрів моделі відомої структури;
- об'єкти, для яких конкретний вид рівняння і чисельні значення параметрів невідомі, але є завжди апріорна інформація (наприклад, об'єкт лине, перехідні процеси в ньому носять монотонний характер і т.д.). Структура моделі в цьому випадку вибирається на підставі наявної апріорної інформації і може бути уточнена в процесі проведення експериментів, після чого вирішується завдання відновлення параметрів;
- об'єкти, щодо яких відсутні будь-які апріорні відомості («чорний ящик»).

Провести чітку межу між будь-якою парою суміжних груп досить важко. Всі експериментальні методи дослідження динаміки процесу засновані на обробці інформації, що міститься в його вхідних і вихідних координатах. За методом проведення експерименту на об'єкті можна виділити активні, пасивні та змішані методи ідентифікації.

Активні методи ідентифікації характерні тим, що на входи досліджуваного об'єкта подають заздалегідь задані пробні впливу і досліджують вихідний сигнал, причому ці пробні впливу можуть бути

імпульсними, періодичними або випадковими функціями часу. У багатьох випадках порушення нормального функціонування об'єкта штучними пробними діями неприпустимо. У цих випадках застосовуються пасивні методи ідентифікації, як правило, статистичні (наприклад, кореляційні), в яких використовуються випадкові природні коливання вхідного сигналу. Для ефективного використання цих методів необхідний великий інтервал спостереження, що вимагає застосування комп'ютерів. Відсутність пробного впливу усуває небажаний вплив апаратури ідентифікації на процес управління, але точність ідентифікації зменшується, особливо при малому рівні керуючої величини. Тому рекомендується хоча б в цих випадках проводити активний експеримент або збільшити інтервал спостереження в пасивному експерименті. Вхідні сигнали повинні містити всі характеристичні частоти об'єкта. Питання, що є більш прийнятним, непростий і залежить від властивостей конкретного об'єкта, необхідної точності ідентифікації та виду пробного сигналу

Крім запропонованої класифікації методи ідентифікації можуть відрізнятися і за такими ознаками. За способом подання характеристик об'єкта (в тимчасовій або частотній області); за прийнятим критерієм подібності об'єкта і моделі; по методам відновлення невідомих параметрів моделі (неітераційні або ітераційні).

Отриманий математичний опис має відображати закономірності, що діють в реальному об'єкті, з точністю, яка визначається вимогами розв'язуваної задачі управління. Від цього залежить якість управління.

Будемо розрізняти методи ідентифікації за трьома класифікаційними ознаками і характеризувати будь-який вибраний метод значеннями цих ознак:

1. Ознака активності ξ . Метод ідентифікації будемо називати активним ($\xi=1$), якщо при його реалізації можливо задавати і змінювати, певним чином, стан входів об'єкта, тобто опосередковано змінювати стан середовища. У цьому випадку відбувається так зване керування об'єктом для досягнення

мети ідентифікації. Якщо умови середовища, в якому міститься об'єкт, не дозволяють керувати станом його входу, тоді метод його ідентифікації будемо називати пасивним ($\xi=0$). Тоді, стан входів об'єкта можна охарактеризувати апостеріорною інформацією (В), що ґрунтується на результатах дослідження, отриманих у процесі нормальної експлуатації об'єкта. У даному випадку вхід об'єкта керується у процесі ідентифікації таким чином, щоб підвищити її ефективність.

2. Ознака адаптивності η . Якщо апріорна інформація β про поведінку об'єкта використовується у процесі ідентифікації не зразу ж, а у процесі її поступлення чи циклічно і при цьому значення параметрів, що ідентифікуються, коректуються на кожному етапі (дискретно) чи неперервно, тоді такий метод будемо називати адаптивним (модель при цьому ніби адаптується до об'єкта таким чином, щоб її реакція (на виходах) на вплив факторів зовнішнього середовища мінімально відрізнялась від реакції самого об'єкта). У протилежному випадку метод називається неадаптивним ($\eta =0$). Якщо адаптивний метод параметричної ідентифікації застосовувати у реальному масштабі часу, використовуючи безпосередньо вимірювання входу і виходу об'єкта, тоді його називають методом самонастроюваної моделі. Суть цього методу полягає у наступному:

У кожен момент часу зіставляють виходи об'єкта і моделі, при цьому квадрат різниці виходів мінімізується шляхом відповідного вибору параметрів оператора моделі. Для підвищення ефективності процесу мінімізації використовують інформацію про стан середовища. Модель таким чином постійно підлаштовується до об'єкта, щоб їх реакції на один і той же вхід у кожен момент часу відрізнялись мінімально.

Зазначимо ще одну особливість адаптивного методу. Використання цього методу майже ніколи не забезпечить розв'язок задачі ідентифікації абсолютно точно, принаймі у пасивному варіанті ($\xi=0$). Зате вказаний метод дозволяє постійно поліпшувати значення ідентифікуючих параметрів. Тому адаптивний метод доцільно застосовувати для ідентифікації “дрейфуючих”

об'єктів, параметри яких повільно змінюються. У цьому випадку адаптивний метод дозволить простежити повільні зміни над виходами об'єктів.

3. Ознака кроку ζ . Якщо ідентифікуючі параметри у процесі адаптивної ідентифікації ($\eta=0$) змінюються дискретно, тоді такий метод будемо називати кроковим ($\zeta=1$). У протилежному випадку метод є неперервним ($\zeta=0$). Зокрема, адаптивний метод має кроковий характер.

З наведеного вище можна зробити висновок, що за трьома ознаками метод ідентифікації описати просто неможливо, однак, описані ознаки характеризують структурні особливості методу, які визначаються [5] специфікою поведінки об'єкта.

Всі відомості про об'єкт, які необхідно мати для того, щоб почати процедуру ідентифікації, поділяються на два види: апріорні і апостеріорні.

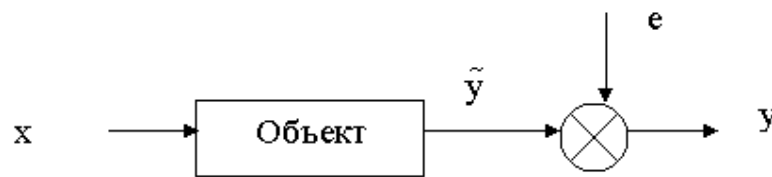


Рис.1.10 Класичне уявлення динамічної системи.

Апріорна інформація, яку необхідно знати ще до спостереження входів і виходів об'єкта, визначає структуру ідентифікованого об'єкта. Наприклад, можна виділити чотири ознаки (хоча структура не вичерпується ними): динамічність, стохастичність, нелінійність, дискретність. Зрозуміло що, уявлення про вигляд моделі можуть змінитися після аналізу апостеріорної інформації, тобто після спостереження за поведінкою входу і виходу об'єкта.

Апостеріорна інформація має кількісний характер, тобто це результат (протокол) спостережень входу і виходу об'єкта. Для безперервних об'єктів маємо записи безперервних функцій: $X(t)$ - результати всіх вимірювань входів об'єкта і $Y(t)$ - результати вимірювань його виходів за той же період спостережень (інтервал $0 \leq t \leq T$). Протокол записується у вигляді: $\langle X(t), Y(t) \rangle_{0 \leq t \leq T}$. Це означає, що поведінка об'єкта зареєстровано у вигляді $n + m$ різних кривих: $x_1(t), \dots, x_n(t); y_1(t), \dots, y_m(t)$ в цьому інтервалі.

Труднощі ідентифікації. Перша полягає у визначенні класу оператора Ω , в якому шукається рішення задачі ідентифікації. Подолання цих труднощів чи в даний час можливо формальним чином. Рішення про клас оператора Ω поки може приймати тільки людина. При цьому слід врахувати наступне: структуру об'єкта як об'єкта управління; механізм роботи об'єкта (що впливає на цілі управління); мета управління; алгоритм управління. Останні два пункти пов'язують клас Ω з майбутнім управлінням, для якого і ідентифікується об'єкт.

Друга складність полягає у вирішенні завдання мінімізації з найменшою шкодою для споживача. Алгоритм ідентифікації повинен вирішувати поставлену задачу в певному сенсі найкращим чином. Тобто повинен бути визначений критерій ефективності процесу ідентифікації.

Висновок:

У першому розділі мною була розглянута динаміка польоту літака, глибше розібрано такий режим, як розбіг літака по злітно-посадковій смугі (ЗПС). Розглянуто параметри (глибше маса) та характеристики літака під час його розбігу.

Вкладені теоретичні відомості про побудову математичних моделей та їх види, адекватність математичних моделей та їх похибки. Розібрано математичну модель розбігу літака АН-2 та всіх його динамічних параметрів розбігу. Проаналізовано відомості про ідентифікацію параметрів.

РОЗДІЛ 2 ІТЕРАЦІЙНІ МЕТОДИ РІШЕННЯ НЕЛІНІЙНИХ РІВНЯНЬ

2.1. Методи рішення нелінійних рівнянь і систем.

Завдання знаходження коренів нелінійних рівнянь виду $f(x) = 0$ зустрічається в різних областях наукових досліджень (тут $f(x)$ - деяка неперервна функція). Нелінійні рівняння можна розділити на два класи - алгебраїчні і трансцендентні. Алгебраїчними рівняннями називаються рівняння, що містять тільки алгебраїчні функції (цілі, раціональні, ірраціональні). Зокрема, многочлен є цілою алгебраїчною функцією. Рівняння, що [2]містять інші функції (тригонометричні, показникові, логарифмічні і ін.), називаються- трансцендентними.

Методи рішення нелінійних рівнянь діляться на прямі та ітераційні. Прямі методи дозволяють записати коріння у вигляді деякого кінцевого співвідношення (формули).

Однак зустрічаються на практиці рівняння не вдається вирішити такими простими методами. Для їх вирішення використовуються ітераційні методи, тобто методи послідовних наближень. Алгоритм знаходження кореня рівняння за допомогою ітераційного методу складається з двох етапів:

- а) відшукання наближеного значення кореня або містить його відрізка;
- б) уточнення наближеного значення будь-яким ітераційним методом до деякої заданої ступеня точності.

Наближене значення кореня (початкове наближення) може бути знайдено різними способами: з фізичних міркувань, з рішення аналогічної задачі при інших вихідних даних, за допомогою графічних або аналітичних методів

Кафедра АКСУ				НАУ 20 0860 000 ПЗ			
Виконала	Проценко М.О.			ІТЕРАЦІЙНІ МЕТОДИ РІШЕННЯ НЕЛІНІЙНИХ РІВНЯНЬ	Літ.	Арк.	Аркушів
Керівник	Білак Н.В.					46	98
Консульт.					201 151 42		
Н. контр.	Дивич М.П.						
Зав. каф.	Тачина О.М.						

Якщо такі апіорні оцінки вихідного наближення до кореня провести не вдається, то знаходять дві близько розташовані точки a і b , в яких безперервна функція $f(x)$ приймає значення різних знаків, тобто $f(a) \cdot f(b) < 0$.

У цьому випадку між точками a і b є, принаймні, одна точка, в якій $f(x) = 0$.

В якості початкового наближення x_0 можна прийняти середину відрізка $[a, b]$, тобто $x_0 = (a + b) / 2$.

Ітераційний процес полягає в послідовному уточненні початкового наближення x_0 . Кожен такий крок називається ітерацією. В результаті ітерацій знаходиться послідовність наближених значень кореня x_1, x_2, \dots, x_n .

Якщо ці значення зі зростанням n наближаються до істинного значення кореня, то кажуть, що ітераційний процес сходиться.

2.2. Графічний метод відділення коренів

Відділення коренів - відшукування початкового наближення коренів, зводиться до відшукування досить малих областей, в яких знаходиться тільки один корінь. Для відділення коренів корисна відома теорема з математичного аналізу.

Теорема 1. Якщо неперервна функція приймає значення різних знаків на кінцях відрізка $[a, b]$, тобто $f(a) \cdot f(b) < 0$, то всередині цього відрізка міститься щонайменше один корінь рівняння $f(x) = 0$.

Корінь свідомо буде єдиним, якщо похідна $f'(x)$ існує і зберігає постійний знак всередині інтервалу (a, b) .

Для відділення коренів можна скористатися графічним шляхом.

В результаті процедури відділення коренів виходить, що положення кореня рівняння (шуканого значення ідентифікованого параметра моделі) відомо, але з точністю до довжини обраного відрізка. Залишається побудувати ітераційний процес таким чином, щоб на кожній ітерації зменшувати відрізок, наякому знаходиться корінь.

2.3.Метод поділу відрізка навпіл

Розглянемо способи вирішення завдання ідентифікації єдиного числового параметра математичної моделі розбігу літака Ан-2. У цьому випадку зручно представити обчислюється значення дистанції розбігу у вигляді функції від шуканого параметра: $f(x)$. Тоді задача ідентифікації випаде, як завдання відшукування такого значення x , яке забезпечує відоме (з льотних експериментальних випробувань) значення дистанції розбігу $g = f(x)$.

Метод поділу відрізка навпіл: використовує ітераційне рівняння вигляді:

$$x^{[i+1]} = \frac{1}{2}x^i + x^{[i-1]}$$

і застосовується тільки в межах області зміни x , де безумовно існує єдиний корінь шуканого рівняння.

В цьому випадку необхідно лише показати монотонність на інтервалі досліджуваної залежності (для залежності дистанції розбігу від ідентифікованого параметра досить з фізичних або математичних міркувань обґрунтувати її монотонність), а також переконатися, що на кінцях цього відрізка x^{i-1} і x^i функція приймає значення по обидва боки від необхідного g (тобто на одному кінці $f(x) > g$, а на іншому $f(x) < g$).

На кожному наступному кроці ітерацій методу розподілу відрізка навпіл знаходиться чергове наближення аргументу x^{i+1} за вищевказаною акційному рівнянню (в центрі відрізка), потім за допомогою математичної моделі обчислюється значення $f(x^{i+1})$ і вибирається та частина відрізка, на якій знову виконуються всі умови застосовності методу (рис. 1.11). Так як функція монотонна на всьому відрізку, то вона монотонна і на його частини, тому достатньо вибрати той (двічі менший) відрізок, де на одному кінці $f(x) > g$, а на другому $f(x) < g$. Так як чергове наближення аргументу завжди лежить між кінцями відрізка поточної ітерації, то після

кожної ітерації новий відрізок завжди менше старого, і область можливого розташування кореня поступово звужується - стягується в точку. Ітерації завершують, коли буде виконано

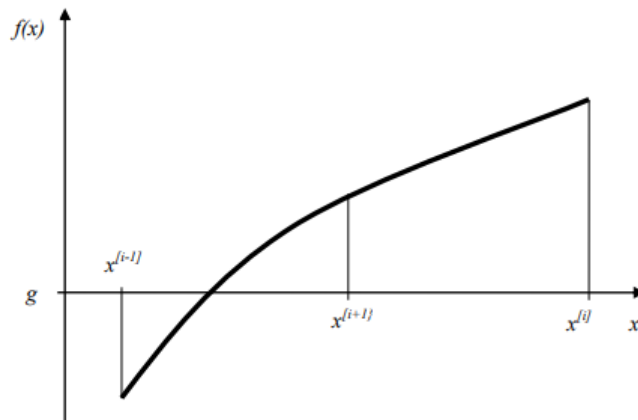


Рис.2.1 Метод половинного ділення

умова заданої точності: по аргументу $|x^{i+1} - x^i| < \varepsilon$ або по функції

$$f|x^{i+1} - g| < \delta$$

Цей економний метод, як видно з формули, не використовує значення функції для визначення чергового наближення; і навіть при виборі частини інтервалу для наступного наступного кроку використовує не стільки значення функції, скільки лише її знаки.

2.4. Метод хорд

Нехай ми знайшли відрізок $[a, b]$, на кінцях якого функція $f(x)$ має різні знаки. Для визначеності прийmemo $f(a) > 0$, $f(b) < 0$. Для даної функції $f''(x) < 0$ для будь-якого (x) (рис.1. 11). У методі хорд одна з точок фіксується, а положення іншої постійно переноситься в точку c_i , перетину хорди з віссю (x) . Фіксується та точка, для якої знак функції збігається зі знаком другої похідної. Якщо виконується умова(2.1.):

$$f(a) \times f''(a) > 0 ,$$

то фіксується точка a , якщо виконується умова(2.2):

$$f(b) \times f''(b) > 0 ,$$

то фіксується точка b .

В даному методі процес ітерацій полягає в тому, що в якості наближень до кореня рівняння приймаються значення C_0, C_1, \dots точок перетину хорди з віссю абсцис. Послідовність C_0, C_1, \dots буде сходиться до кореня, якщо перша похідна $f'(x)$ і друга похідна $f''(x)$ зберігають постійний знак на відрізку $[a, b]$.

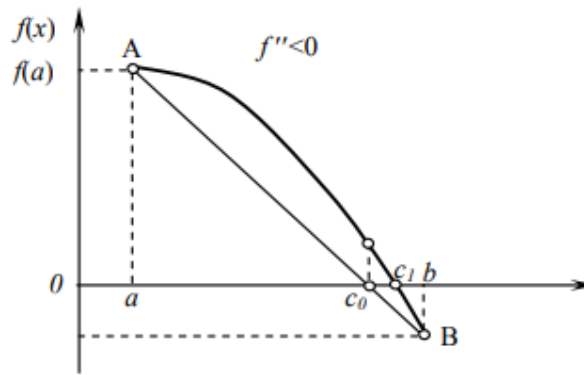


Рис.2.2 Геометична інтерпретація метода хорд

Рівняння хорди АВ(2.3):

$$\frac{y - f(b)}{f(b) - f(a)} = \frac{x - b}{b - a}$$

Для точки перетину хорди з віссю абсцис ($x = c_0, y = 0$) отримуємо рівняння(2.4):

$$C_0 = b - \frac{(b - a) \times f(b)}{f(b) - f(a)}$$

Далі перевіряється умова виходу з ітераційного циклу (різниця між двома сусідніми наближеннями повинна бути не більше заданої точності ε)(2.5):

$$|C_0 - b| \leq \varepsilon$$

Якщо умова (2.5) не виконується, то точку b переносимо в точку C_0 ($b=C_0$), знову проводимо хорду і по формулі (2.4) визначаємо наступне наближення до кореня.

Якщо функція має вигляд (рис. 1.12) то для такої функції $f''(x) < 0$ для будь-якого (x) із відрізка $[a, b]$. В цьому випадку фіксується точка b і формула для розрахунку точок $C_i (i=0, 1, \dots)$ приймає вигляд(2.6):

$$C_0 = a - \frac{(b - a) \times f(a)}{f(b) - f(a)}$$

Знову перевіряється умова виходу із циклу(2.7):

$$|C_0 - a| \leq \varepsilon$$

Якщо умова (2.7) не виконується, то переносимо точку $a = C_0$, після чого шукаємо нову точку C_0 по формулі (2.6) і так далі.

Цей метод використовує додаткову інформацію про значеннях функції в точках послідовних наближень, тому він апріорно сходиться швидше, ніж метод поділу відрізка навпіл.

2.5 Метод Ньютона(метод дотичних)

Нехай відомо, що корінь рівняння $f(x) = 0$ належить відрізку $[a, b]$.

Вибирається початкове наближення C_0 до кореня і через точку M_0 з координатами $(C_0, f(C_0))$ проводиться дотична до кривої $y = f(x)$. Точка перетину C_1 дотичні] з віссю x приймається за наступне наближення до кореня. Проводячи дотичну через точку M_1 , знайдемо наступне наближення C_2 і т.д.

Початкове наближення C_0 вибирається з умови, щоб знак функції збігався зі знаком кривизни, яка визначається другої похідної, тобто

$$f(C_0) \times f''(C_0) > 0 \quad (2.8)$$

Умова (2.8) впливає з теореми 2.

Теорема 2. Якщо $f(a) \cdot f(b) < 0$, причому $f'(x)$ і $f''(x)$ відмінні від нуля і зберігають відповідний так при $a \leq x \leq b$, то виходячи з початкового наближення $C_0 \in [a, b]$ задовольняє нерівності (1.1), можна обчислити

$$\text{методом Ньютона } c_n = c_{n-1} \frac{f'(c_{n-1})}{f'(c_{n-1})} \quad (n=1, 2, \dots)$$

єдиний корінь рівняння $f(x) = 0$ з будь-яким ступенем точності ε

Якщо умова (2.8) виконується для точки a , то $C_0 = a$; якщо умова (2.8) виконується для точки b , то $C_0 = b$.

Рівняння дотичної, проведеної до кривої $y = f(x)$ через точку M_0 має наступний вигляд:

$$y - f(c_0) = f'(c_0)(x - c_0)$$

В точці $x=c_1$, $y(c_1)=0$ тоді формула для визначення наступного наближення до кореня c_1 через попереднє c_0 приймає наступний вигляд:

$$c_1 = c_0 - \frac{f(c_0)}{f'(c_0)}$$

Для закінчення ітераційного процесу може бути використано умову:

$$|f(c_1)| < \varepsilon \quad (2.9)$$

або умова близькості двох сусідніх наближень:

$$|c_1 - c_0| < \varepsilon$$

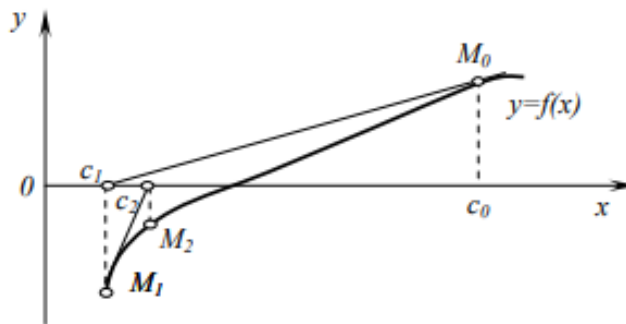


Рис.2.3 Метод Ньютона

На кожній ітерації обсяг обчислень в методі Ньютона більший, ніж в інших методах, оскільки доводиться знаходити не тільки значення функції $f(x)$, а й значення її похідної. Однак швидкість збіжності методу Ньютона значно вище, ніж в інших методах. Труднощі в застосуванні методу Ньютона полягає у виборі початкового наближення c_0 . Тому, іноді доцільно використовувати змішаний алгоритм. Він полягає в тому, що спочатку застосовується завжди сходиться метод (наприклад, метод половинного поділу), а після деякого числа ітерацій - швидко сходиться метод Ньютона.

Метод перебору

При вирішенні нелінійного рівняння методом перебору задаються початкове значення аргументу $x = a$ і крок h , який при цьому визначає і точність знаходження коренів нелінійного рівняння. Поки виконується умова $F(x) * F(x + h) > 0$ аргумент x збільшуємо на крок h ($x = x + h$). Якщо вираз F

$f(x) \cdot f(x + h)$ стає від'ємним, то на інтервалі $[x, x + h]$ існує рішення рівняння.

Висновок : У другому розділі викладена інформація щодо вирішення нелінійних рівнянь. Розглянуті такі ітераційні методи як, геометричний метод відділення коренів, метод поділу відрізка навпіл, метод хорд, метод перебору та Ньютона. У своїй роботі обчислення буду проводити методами хорд та поділу відрізка навпіл, методом перебору та геометричним методом відділення коренів.

РОЗДІЛ 3. ПРОВЕДЕННЯ ІДЕНТИФІКАЦІЇ ПАРАМЕТРУ ЛІТАКА АН-2

3.1. Опис літака АН-2

АН-2 (за класифікацією НАТО: Colt — «Лоша») — легкий транспортний літак, біплан. Має близько двадцяти модифікацій. Один двигун потужністю 800 к.с. Злітна маса 5250 кг.

За мережевим розвитком авіації, перед конструкторами самолетів ставились найрізноманітніші цілі - від створення військових бомбардирівщиків та стрільців та до найбільших пасирських лайнерів. Все це реалізовувалось у якості основних напрямків авіації.

Однак існує ряд завдань, які більшими самолетами не вирішуються. Взлет і посадка на неподготовлених полосах, переказ невеликих грузів у неосвічені регіони країн, робота в сільському господарстві - подібні завдання вимагають власної авіації.

АН-2 заправив цю нішу, поставив універсальним легким самолетом. Освоєння Крайнього Севера, доставка грузів і пасажирів на території Сибіри, Дальнього востока, Центральної Азії, військові перевезення - все це стало доступним завдяки данному біплану.

Серійне виробництво здійснювалось в СРСР (Україна, Київ і Російська федерація, Долгопрудний) і закінчилось до 1960-го року після випуску понад 5000 літаків. Після цього АН-2 випускались за ліцензією в Китаї (у 1957—1992 роках збудовано понад 950 штук під позначенням Y-5) і Польщі (у 1960—1992 роках збудовано близько 12 тисяч машин, з яких 10 440 доставлено до СРСР і СНД). Основні ремонтні потужності зосереджено на Вінницькому авіаремонтному заводі. Літак експортувався до 26-ти країн світу.

Кафедра АКСУ				НАУ 20 0860 000 ПЗ			
Виконав	Троценко М.О.			ПРОВЕДЕННЯ ІДЕНТИФІКАЦІЇ ПАРАМЕТРУ ЛІТАКА АН-2	Літ.	Арк.	Аркуші
Керівник	Білак Н.В.					51	98
Консульт.					50		
Н. контр.	Дивич М.П.				201 151		
Зав. каф.	Тачиніна О.М.						

Літак дуже широко[4] експлуатувався в СРСР на повітряних лініях малої протяжності для перевезення пасажирів і вантажів (часто на лініях, що пов'язували обласні центри з районними, а також селами), виконання різних народногосподарських, зокрема, авіаційних хімічних робіт. Підходить для злету та посадки з непідготовлених ґрунтових майданчиків і, оскільки має дуже малий розгін і пробіг, був незамінний для робіт на малоосвоєних територіях Сибіру та Крайньої Півночі, де застосовувався повсюдно.

Станом на 23 червня 2015-го року було втрачено 414 літаків типу Ан-2.

2012-го року в Російській Федерації запропоновано програму відновлення виробництва літаків Ан-2 та модернізації наявного парку. 5 серпня 2016 року прес-служба Державної корпорації «Антонов» повідомила, що легкий транспортний літак Ан-2 потрапив [4]до Книги рекордів Гіннеса, як єдиний літак, який випускають безперервно протягом більше 60 років.

Проте сайт Книги рекордів Гіннеса не підтверджує цю інформацію, Ан-2 (разом із модифікацією Ан-3) внесений лише як найбільший біплан. Також більше 60 років випускається Beechcraft Bonanza, виробництва якого розпочалось у 1947 році і триває донині.

Універсальність використання літака була закладена конструкторами КБ Антонова ще на етапі проектування. Передбачаючи, що основна маса польотів буде виконуватись із коротких ґрунтових аеродромів, була встановлена потужна механізація крила, міцне сталє шасі та надійний двигун, добре відпрацьований ще на довоєнних винищувачах.

Конструкція літака досить проста: фюзеляж – цілком металевий, квадратного перерізу. З кабіни пілотів забезпечено майже ідеальний огляд: її „ліхтар” виконано з великої кількості пласких листів скла. Крила й оперення мають металеві каркаси, обтягнуті полотном. Передкрилки й посадочні щитки-закрилки значно скорочують розбіг і посадку, що дає змогу діяти не лише з аеродромів, але й з-будь-яких більш-менш рівних майданчиків довжиною 150-200 м.

Було створено понад два десятки модифікацій: вантажні, пасажирські, навчальну, парашутно-десантну, санітарну, сільськогосподарську, військову, для аерофотозйомки, для розвідки погоди, гідролітак на поплавковому шасі, протипожежну тощо.

У пасажирському варіанті Ан-2 перевозив до 14 чоловік з крейсерською швидкістю 180-190 км на годину на відстані 500-600 км (на місцевих авіалініях). Літак експортувався до 23 країн світу. У музеї представлено сільськогосподарський та транспортний варіанти.

На АНТК „Антонов” було розроблено модернізований варіант літака – Ан-3. На ньому поршневий двигун замінюється турбогвинтовим, встановлюється сучасніше обладнання, і машина має літати ще десятки років. Серійна модернізація Ан-2 до стандарту Ан-3 за українською документацією провадиться в Росії, у Омську.

У 2003 році у світі налічувалося ще біля 3500 Ан-2 різних модифікацій у стані повної льотної придатності. Перший серійний зразок було виготовлено у Києві в серпні 1949 року, а останні 4 серійні машини – у Польщі в січні 2002 року (на заводі у м. Мелець, за замовленням В'єтнаму). Ан-2 є абсолютним рекордсменом світу з тривалості випуску – його виробляли 52 з половиною роки!

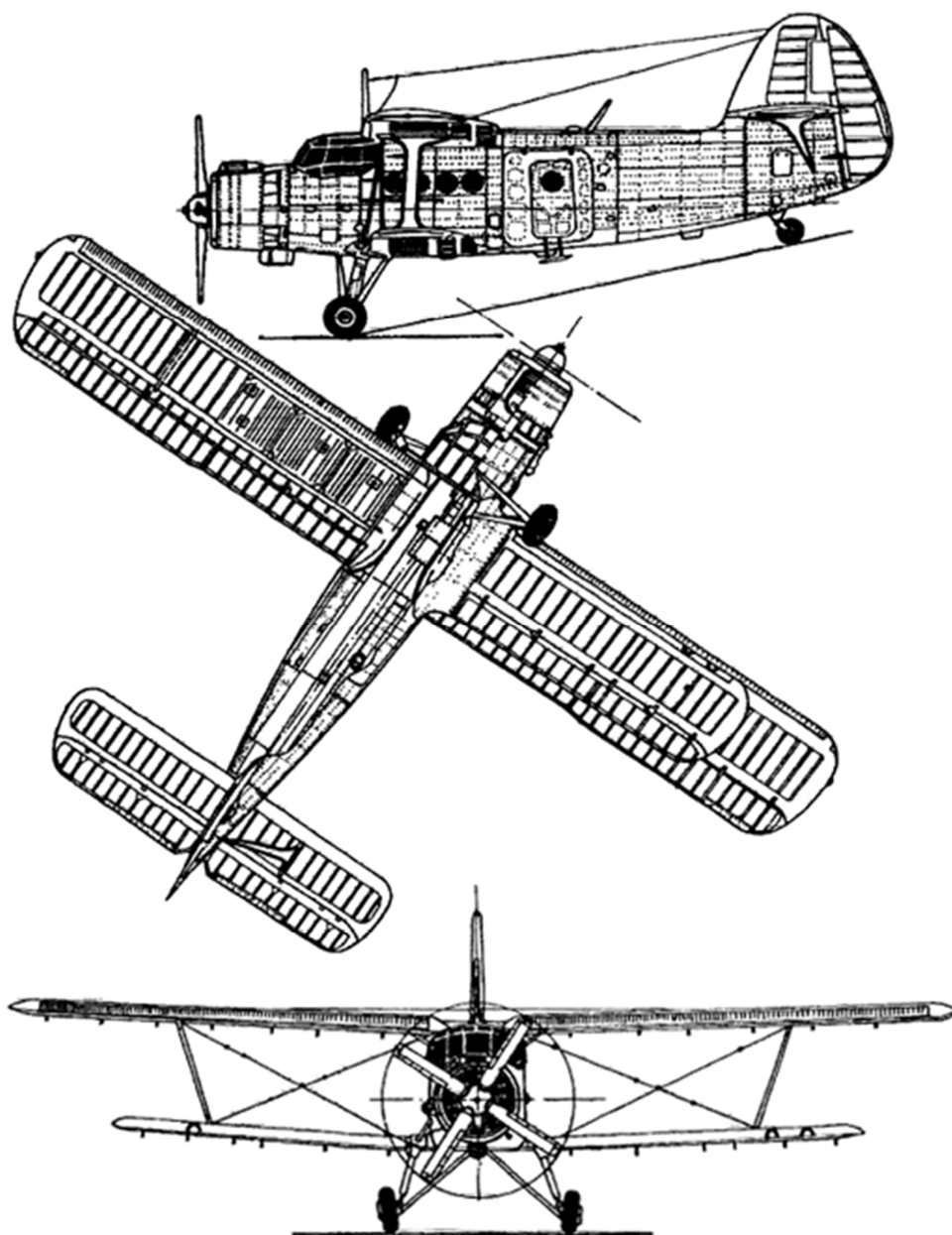


Рис.3.1 Літак АН-2

Основні характеристики

- Екіпаж: 2 особи
- Пасажиромісткість: 12 осіб
- Вантажопідйомність: 1 500 кг
- Довжина: 12,40 м
- Висота: 5,35 м
- Розмах крила: 18,17 м (верхнє), 14,23 м (нижнє)
- Площа крила: 71,52 м²

- Нормальна злітна маса: 4660 кг
- Максимальна злітна маса: 5250 кг
- Маса палива у внутрішніх баках: 900 кг
- Силова установка: 1 × Поршневий АШ-62ІР 1000 к.с. (735 кВт)
- Повітряний гвинт: В-509А-Д7, В-509А-Д7, АВ-2
- Діаметр гвинта: 3,60 м

Льотні характеристики

- Крейсерська швидкість: 185 км/год
- Практична дальність: 900 км
- Перегінна дальність: 2000 км
- Практична висота польоту: 4500 м
- Довжина розгону: 105 м
- Довжина пробігу: 140 м

Літаки останнього випуску мають таке пілотажно-навігаційне обладнання: радіовисотомір А-037, радіокомпас АРК-9, маркерний приймач МРП-56П, гірополукомпас ГПК-48, комбіновану курсову систему ГИК-1.

До складу зв'язкового обладнання входять: радіостанції - СВ діапазону Р-842, МВ діапазону РС-6102 або "Баклап-5", переговорний пристрій СПУ-7.

3.2 Знаходження інтервалу та відділення коренів

Наближене значення кореня (початкове наближення) може бути знайдене різними способами: із фізичних міркувань, [2]при рішенні аналогічної задачі при інших вхідних даних, за допомогою графічних або аналітичних методів.

В моєму випадку, немає функції аби графічно або аналітично відділити корені(інтервал) в якому буде знаходитись шукане значення. Дані задані сіткою різних параметрів літака, тому на основі фізичних міркувань будемо шукати цей інтервал. Детально розрахунок злітної маси описаний у першому розділі.

Так як, літак АН-2 має поршневий двигун , його максимальна злітна маса = 5500 кг, то його середня злітна маса розраховується :

$$m_{cp} \approx 0,875 m_0 , \text{ де } m_0 = 5500 \text{ кг}$$

$$m_{cp} \approx 4812,5 \text{ кг}$$

На основі цих міркувань, я обрав інтервал, в якому буде знаходитись шукана маса.

Отже, перша точка інтервалу $m_a=4500$ кг(маса літака із пустим паливним баком), друга точка інтервалу $m_b=6500$ (маса літака із повним паливним баком, та можливим грузом).

Нижче будуть вказані експериментальні дані, з якими я порівняю отримані розрахунки по математичній моделі розбігу літака АН-2.

3.3. Експериментальні та вихідні дані для розрахунку моделі

Табл.3.1

P₀, кгс	m, кг	f,	g,	a, с/м	b, с/м²	ρ, кг/м	S, м²	C_{ха},	C_{ya},	L, м
2000	5250	0,035	9,8	0,002	0,0002	1,225	71,5	0,25	1,5	232

Розрахунки будемо вести опираючись на дистанцію розбігу літака. Знайдемо масу та порівняємо її з експериментальною, тобто ідентифікуємо або уточнимо експериментальні дані за допомогою розрахунку математичної моделі.

Вхідні дані для розрахунку моделі:

- Злітна тяга двигуна при нульовій швидкості $P_0 - 2000$ кгс = 191613кг;
- Коефіцієнт тертя кочення коліс шасі по ЗПС $f - 0,035$;
- Прискорення вільного падіння $g - 9,8$;
- Коефіцієнти залежно тяги від швидкості: $a = 0,002$ с / м, $b = 0,0002$ с/м²;

- Щільність повітря = 1,225 кг / м;
- Площа крила $S = 71,5 \text{ м}^2$;
- Аеродинамічні коефіцієнти: $C_{ya} - 1,5$, $C_{xa} - 0,25$.

Шуканим параметром є маса, обраний інтервал дослідження перевіряємо за допомогою математичної моделі. Повна математична модель є у першому розділі.

Основні формули для перевірки:

$$V_{\text{відп}} = \sqrt{\frac{2mg}{C_{ya}\rho S}}$$

$$A = \frac{P_0}{m} - fg;$$

$$B = -\frac{P_0}{m}a; C = -\frac{P_0}{m}b - \frac{\rho V^2}{2m}(fC_{xa} - fC_{ya})$$

$$T_{\text{розб}} = \int_0^{V_{\text{відп}}} \frac{dV}{A + BV + CV^2} =$$

$$\frac{1}{\sqrt{B^2 - 4AC}} \left(\ln \left| \frac{2CV_{\text{відп}} + B - \sqrt{B^2 - 4AC}}{2CV_{\text{відп}} + B + \sqrt{B^2 - 4AC}} \right| - \ln \left| \frac{B - \sqrt{B^2 - 4AC}}{B + \sqrt{B^2 - 4AC}} \right| \right),$$

$$\text{при } C \neq 0 \quad B^2 > 4AC$$

$$L_{\text{розб}} = \int_0^{V_{\text{відп}}} \frac{VdV}{A + BV + CV^2} =$$

$$\frac{1}{2C} (\ln|A + BV_{\text{відп}} + CV_{\text{відп}}^2| - \ln|A| - BT_{\text{розб}}), \quad \text{при } C \neq 0$$

При відділенні коренів точки мають дотримуватись умови:

$$L(m_a) < L_{\text{експер}}, \quad L(m_b) > L_{\text{експер}} \quad (3.1)$$

Перевіримо ці умови:

Перевірка обраного інтервалу.Табл.3.2

	V_{відр} Км/г	A	B	C	T_{розб} с	L м
m_a	93	4.015	-0.0087	-0.0033	9	143
m_b	111.6	2.674	-0.00604	-0.0023	22	493

Отже, $L(m_a) = 141.53м$, $L(m_b) = 493.64м$, $L_{експер} = 232м$

Умова (3.1) виконується , з цього випливає що ми правильно обрали інтервал і можемо проводити ідентифікацію маси ітераційними методами.

3.4 Ідентифікація маси методом поділу відрізка навпіл.

Наша функція матиме вигляд:

$$f(x) - g(x) \leq 0.5,$$

Тобто, результат розрахунку порівнюємо з результатами експерименту, та перевіряємо необхідну умову точності.

Потрібно ідентифікувати масу щоб, різниця довжини розбігу розрахунку і довжини розбігу експериментальних даних була менше або дорівнювала заданій точності 0,5м:

$$L_{розрах} - L_{експер} \leq 0,5м \quad (3.2)$$

Знайдемо нову точку за допомогою поділу відрізка навпіл:

$$m_{x1} = \frac{m_a + m_b}{2} \quad (3.3)$$

$$m_{x1} = 5500$$

Після чого за допомогою математичної моделі знайдемо функцію в цій точці $L(m_{x1}) = 255,88$ м. Далі, перевіримо умову (3.1) і відкинемо відповідну частину інтервалу, в якій умова не виконується. Перевіримо умову (3.2), якщо вона не виконується - знайдемо нову точку за допомогою формули (3.3)

І так будемо знаходити кожну нову точку, поки не задовольнимо умову (3.2)

Розрахунки:

Ідентифікація маси методом поділу відрізка навпіл. Табл.3.3

	$V_{\text{відр}}$	A	B	C	$T_{\text{розб}}$	L	m	Перевірка умови (3.2)
$L(m_{x1})$	104.4	3.223	-0.0071	-0.0027	14	255.88	5500	Не виконалась
$L(m_{x2})$	97.2	3.579	-0.0078	-0.0030	10	190.33	5000	Не виконалась
$L(m_{x3})$	97.5	3.393	-0.00747	-0.00281	12	220.65	5250	Не виконалась
$L(m_{x4})$	101.8	3.308	-0.0073	-0.0027	13	237.56	5375	Не виконалась
$L(m_{x5})$	100.8	3.348	-0.0074	-0.0028	12.5	228.9	5312.5	Не виконалась
$L(m_{x6})$	100.8	3.327	-0.0073	-0.0028	12.7	233.2	5343.7	Не виконалась
$L(m_{x7})$	100.8	3.338	-0.0074	-0.0028	12.6	231.5	5328.1	Виконалась

За допомогою розрахунків математичної моделі літака Ан-2 та його параметрів ми ідентифікували його масу базуючись на дистанції його розбігу.

Метод поділу відрізка навпіл є достатньо швидкозбіжним, проведено 7 ітерацій. Результат дослідження по методу дотримується допустимої похибки 0,5 м. Довжина розбігу дана експериментально 232м; Методом поділу відрізка навпіл 231,5. Шукана маса літака методом 5328 кг; Експериментальна маса 5250 кг

Отже, розрахункова маса виявилась більшою ніж експериментальна, можна сказати що ми уточнили цей параметр, можливо на даному етапі розбігу у літака було більше палива, що і вплинуло на його масу.

3.5 Ідентифікація маси методом хорд.

Метод хорд детально описаний в 2 розділі.

Так як ми не маємо функції то і не можемо порахувати похідну. Отже першою фіксованою[2] точкою виберемо початок нашого інтервалу, якщо

розрахунок поза межами інтервалу, тоді оберемо точку з іншого боку вибраного інтервалу.

Розрахунок проведемо по формулі:

$$x_0 = a - \frac{(b - a)}{f(b) - f(a)} \times f(a),$$

Взявши першу точку інтервалу $a = 4500\text{кг}$, отримаємо:

$$x_0 = 3682$$

Точка x_0 не потрапила в потрібний інтервал, тому спробуємо обрати точку b .

Розрахунок проведемо по формулі:

$$x_0 = b - \frac{(a - b)}{f(a) - f(b)} \times f(b),$$

Розрахувавши, отримаємо

$$x_0 = 3682$$

Отримана точка також не входить в потрібний інтервал.

Не можливо провести обчислення методом хорд, так як функція, а в нашому випадку параметри задані сіткою, мають мати геометричний строго опуклий або випуклий вигляд. Наша сітка параметрів цю умову не виконує і можливо має інший геометричний вигляд, через що розрахувати параметр в точці не можливо.

Ідентифікація маси методом перебору

Метод перебору детально описаний вище в 2 розділі роботи.

Для цього методу також нагадаємо що вигляд функції від параметру не прирівнюємо до нуля :

$$f(x) = 0$$

А знаходимо спочатку різницю між отриманим обрахунковим значенням і експериментальним значенням, а потім прирівнюємо отримане до нуля:

$$f(x) - g(x) = 0$$

Для початку обрахунку візьмемо за початкову точку початок нашого інтервалу (3.2), $m_a = 4500$ кг, крок $H = 0.5$ (точність методу).[6]

Для виконання ітерації необхідна умова(3.3):

$$\langle [L(m_i) - L(m_{експ})] \times [L(m_i + H) - L(m_{експ})] \rangle > 0 \quad (3.4)$$

Якщо умова 3.3 виконується ітераційний процес продовжується, до тих пір поки :

$$\langle [L(m_i) - L(m_{експ})] \times [L(m_i + H) - L(m_{експ})] \rangle < 0 \quad (3.5)$$

Як тільки умова (3.4) виконається будемо вважати що на інтервалі від $[m_i, m_i + H]$ існує рішення рівняння.

Розв'язок ідентифікації маси методом перебору:Табл.3.4

Номер ітерації	m_i	$L(m_i)$	$L(m_i + H)$	Перевірка Умови(3.4)	Перевірка Умови (3.5)
1	4500	141.53	141.57	Виконалась	Не виконалась
2	4500.5	141.57	141.61	Виконалась	Не виконалась
3	4501	141.61	141.66	Виконалась	Не виконалась
4	4501.5	141.66	141.70	Виконалась	Не виконалась
5	4502	141.70	141.74	Виконалась	Не виконалась
6	4502.5	141.74	141.78	Виконалась	Не виконалась
7	4503	141.78	141.83	Виконалась	Не виконалась
8	4503.5	141.83	141.87	Виконалась	Не виконалась
9	4504	141.87	141.93	Виконалась	Не виконалась
-	-	-	-	Виконалась	Не виконалась
1199	5099	201.88	201.91	Виконалась	Не виконалась
1200	5100	202.00	202.06	Виконалась	Не виконалась
1201	5100.5	202.06	202.12	Виконалась	Не виконалась

1202	5101	202.12	202.18	Виконалась	Не виконалась
1203	5101.5	202.18	202.24	Виконалась	Не виконалась
1204	5102	202.24	202.30	Виконалась	Не виконалась
1205	5102.5	202.30	202.36	Виконалась	Не виконалась
1206	5103	202.36	202.42	Виконалась	Не виконалась
1207	5103.5	202.42	202.48	Виконалась	Не виконалась
1208	5104	202.48	202.60	Виконалась	Не виконалась
-	-	-	-	Виконалась	Не виконалась
1654	5327	230.90	230.97	Виконалась	Не виконалась
1655	5327.5	230.97	231.04	Виконалась	Не виконалась
1656	5328	231.04	231.11	Виконалась	Не виконалась
1657	5328.5	231.11	231.18	Виконалась	Не виконалась
1658	5329	231.18	231.28	Виконалась	Не виконалась
1659	5329.5	231.28	231.31	Виконалась	Не виконалась
1660	5330	231.31	231.38	Виконалась	Не виконалась
1661	5330.5	231.38	231.45	Виконалась	Не виконалась
1662	5331	231.45	231.55	Виконалась	Не виконалась
1663	5331.5	231.55	231.59	Виконалась	Не виконалась
1664	5332	231.59	231.66	Виконалась	Не виконалась
1665	5332.5	231.66	231.72	Виконалась	Не виконалась
1666	5333	231.72	231.79	Виконалась	Не виконалась
1667	5333.5	231.79	231.86	Виконалась	Не виконалась
1668	5334	231.86	231.93	Виконалась	Не виконалась
1669	5334.5	231.93	232.01	Не виконалась	Виконалась

За допомогою розрахунків математичної моделі літака Ан-2 та його параметрів ми ідентифікували його масу базуючись на дистанції його розбігу.

Метод поділу відрізка навпіл є не швидкозбіжним, проведено 1669 ітерацій. Результат дослідження по методу дотримується допустимої похибки 0,5 м. Довжина розбігу дана експериментально 232м; Методом перебору отримали 231,93. Шукана маса літака методом 5334 кг; Експериментальна маса 5250 кг.

Отже, розрахункова маса виявилась більшою ніж експериментальна, можна сказати що ми уточнили цей параметр, можливо на даному етапі розбігу у літака було більше палива, що і вплинуло на його масу.

Висновок: У третьому розділі подана інформація про літак АН-2 та його основні характеристики. Ідентифікований параметр (маса) методами послідовних наближень такі як, метод поділу відрізка навпіл, хорд та перебору.

В результаті дослідження та проведення обчислювального експерименту, зрозуміло що метод поділу відрізка навпіл має меншу похибку по масі та є достатньо швидкозбіжним. Де маса експериментальна $m_{\text{експ}} = 5250\text{кг}$, а маса отримана дослідженням $m_{\text{досл}} = 5328\text{кг}$.

Розрахунок методом хорд не вдалося провести , оскільки наша функція не дотримується умов методу.

Обчислювальний експеримент методом перебору є дуже повільним, було проведено 1669 ітерацій, а похибка по масі більш ніж у попереднього методу. Де маса експериментальна $m_{\text{експ}} = 5250\text{кг}$, а маса отримана дослідженням $m_{\text{досл}} = 5334\text{кг}$.

Розділ 4 ОХОРОНА НАВКОЛИШНЬОГО СЕРЕДОВИЩА

Під час написання дипломної роботи на тему «Система комплексування вимірювального каналу витрат палива літака», в попередніх розділах, зазвичай, проводилися дослідження та виконувалися розрахунки для удосконалення роботи паливної системи літака. Але не варто забувати, що вдосконалення паливної системи не завжди приводить до покращення екологічного становища довкілля. Так як, технічне переоснащення літака, зазвичай, розуміє під собою використання нових матеріалів та технологій, що не завжди є безпечними для оточуючих та які, при цьому, використовуються методи, шляхи отримання цих матеріалів та технологій. Тому необхідність написання даного розділу полягає в тому, щоб продемонструвати способи впливу паливної системи та наслідків перетворення палива в енергію руху літака на довкілля. Також запропонувати пропозиції щодо зменшення шкідливого впливу на довкілля та можливі сучасні екотехнології, котрі застосовуються в сучасній авіації.[11]

Вибір дослідження даної теми пов'язаний перш за все з підвищенням безпеки авіаперельотів шляхом вдосконалення та зменшення кількості відмов обладнання, котре входить до складу паливної системи літака[1]. Також варто відзначити те, що вдосконалення даного виду обладнання є необхідним для того, щоб пілот оперував точними показами пального котре залишилось в баках літака. Це дозволить йому обрати правильний режим польоту літака та в разі виникнення пробою одного з баків, або несправності однієї з вимірювальних ланок паливної системи літака, правильно скоординувати свої дії для уникнення авіакатастрофи.

Кафедра АКСУ				НАУ 20 0860 000 ПЗ			
Виконав	Проценко М.О.			ОХОРОНА НАВКОЛИШНЬОГО СЕРЕДОВИЩА	Літ.	Арк.	Архівів
Керівник	Білак Н.В.						98
Консульт.					63		
Н-контрол.	Ливнич М.П.				201 151		
Зав. каф.	Тачиніна О.М.						

В наш час, вплив транспорту, на навколишнє середовище – актуальна проблема сучасного суспільства. Наслідки цього впливу позначаються не тільки на нашому поколінні, а й можуть позначитися і на майбутньому поколінні, якщо ми не приймемо серйозні заходи по зниженню та навіть усунення наслідків впливу. В більшості випадків, відомі людству сьогодні види транспорту працюють на двигунах внутрішнього згорання, яким в свою чергу, для забезпечення нормальної роботи, необхідно споживати повітря з навколишнього середовища, певний вид пального та в результаті своєї роботи викидувати в нього вихлопні гази. За статистикою під час роботи двигуна внутрішнього згорання споживається 15 кг. повітря при спалюванні 1 кг[13]. Пального. Це свідчить про неощадливе використання найціннішого природного елемента для організму людини та згубний вплив на флору і фауну довкілля. Тому що, як відомо науці, основні джерела забезпечення кисню – листя дерев, кущів тощо – не в змозі в такій кількості забезпечити добове відновлення повітря. А враховуючи той факт, що транспорту на нашій земній кулі налічується мільйони, то спостерігається страшенне виснаження цього природного ресурсу. Також, варто додати ще той факт, що окрім споживання повітря йде його інтенсивне забруднення вихлопними газами, які в своєму складі містять цілий «букет» шкідливих елементів таблиці Менделєєва таких як, окис вуглецю, чадний газ, неспалені вуглеводні, окиси азоту та сажа.

Тому в даному розділі дипломної роботи будуть розглянуті різновиди забруднюючих чинників та факторів, особливості впливу їх на довкілля, будуть запропоновані способи зменшення шкідливого впливу компонент на довкілля, заходи безпеки яких потрібно дотримуватись для зменшення шкідливого впливу при виконання ремонтних робіт транспортних засобів, а також, що є найбільш актуально на сьогодні, альтернативні джерела енергії котрі застосовують більшість розвинених країнах світу у своєму транспорті в яких проблема екології стоїть гостро та винесена на державний рівень.

4.1 Вплив авіаційного палива та вихлопних газів авіатранспорту на навколишнє середовище

До недавнього часу питання про вплив авіації на навколишнє середовище та здоров'я людей займали незначне місце в загальних дискусіях, присвячених проблемам захисту довкілля. Але усвідомлення суспільством важливості екологічних проблем та занепокоєність відносно шляхів їх вирішення викликали прийняття урядами багатьох країн відповідних політичних заходів, направлених на зниження впливу авіації на природу. Тому останнім часом екологічні питання при авіатранспортних процесах притягують до себе значно більше уваги, ніж це було раніше.

На сьогоднішній день неухильне зростання обсягів перевезень повітряним транспортом призводить до забруднення навколишнього середовища продуктами згоряння авіаційного палива. Середня тривалість перебування цих забруднюючих речовин в атмосфері становить приблизно 2 років. Шкідливі речовини, що викидаються авіатранспортом складають приблизно 5% всіх викидів, а атмосферу. У зв'язку з цим пошук нових рішень для зменшення впливу авіатранспорту на навколишнє середовище є актуальним.

В даний час велику актуальність набули дослідження впливу авіаційного транспорту на атмосферу. З усіх техногенних факторів впливу авіаційного транспорту на навколишнє середовище розглянемо декілька з них. Першим фактором впливу на довкілля є викиди в атмосферу продуктів згоряння пального з двигунів літака. Літак, як і будь-яка система, яка використовує енергію окислення вуглеводневого палива, викидає в атмосферу продукти цього процесу, які змінюють природний склад атмосфери і розглядаються як забруднювачі. І в залежності від напрямку руху повітряних потоків ці забруднювачі можуть поширюватися як в глиб суші, в густонаселені райони, так і в інші області. Щоб з'ясувати це, розглянемо, по-перше, процес

утворення вихлопних газів, а потім проаналізуємо характеристики вітрового режиму. В авіації застосовується два види нафтового палива – керосин і бензин. Основна відмінність за складом продуктів згоряння полягає в тому, що етиловий

бензин, який використовується на літаках з поршневими двигунами, дає у відпрацьованих газах свинець, який є одним з небажаних компонентів забруднення повітряного середовища. Роль літаків з поршневими двигунами в сучасній авіації незначна і постійно зменшується. Крім двооксиду вуглецю, водяної пари, азоту, а також деяких інших природних компонентів атмосферного повітря, продукти горіння керосину містять окис вуглецю, різні вуглеводні (метан CH_4 , ацетилен C_2H_2 , етан C_2H_6 , пропан C_3H_8 , бензол C_6H_6 , толуол $\text{C}_6\text{H}_5\text{CH}_3$ та ін.), альдегіди (формальдегід HCHO , акролеїн $\text{CH}_2 = \text{CH}-\text{CHO}$, оцтовий альдегід CH_3CHO і ін.), оксиди азоту NO та NO_2 , оксиди сірки, частинки сажі, що створюють димний шлейф за соплом двигуна і ряд інших складових, що утворюються в незначних кількостях з наявних в керосині домішок. На режимах холостого ходу та при русі по рулівних доріжках, при заході на посадку у відпрацьованих газах суттєво збільшується вміст окису вуглецю і вуглеводів, але при цьому зменшується кількість окису азоту. В режимі сталого польоту, коли двигуни працюють без перевантаження на 35-50% своєї потужності з оптимальними параметрами, вміст окису вуглецю та вуглеводів зменшується, але збільшуються викиди окисів азоту. Найбільші викиди сажі та задимлення відбувається при зльоті та наборі висоти, коли двигуни працюють з перевантаженням в 1,1-1,2 рази відносно своєї номінальної потужності і, як правило, на збагаченій паливній суміші.[15]

Рівні вмісту в атмосферному повітрі різних шкідливих речовин регламентуються гранично допустимими концентраціями – ГДК.

Стандартами США допустимий рівень концентрації вуглеводнів (сумарно) встановлено рівним 0,16 мг/м³. В авіації норми гранично допустимих викидів (ГДВ) встановлюються, в даний час, на чотири шкідливих компоненти:

- окис вуглецю (CO);
- незгорілі вуглеводні (C_nH_m);
- оксиди азоту (NO_x);
- частки сажі (дим).

Найбільш наочним фізичним процесом впливу літака на атмосферу є конденсація водяної пари в струменево-вихровому сліді, що спостерігається з Землі у вигляді білих шлейфів. Це відбувається тому, що двигуни викидають велику кількість частинок, на яких осідають молекули води, що містяться в атмосфері або утворюються при згорянні палива. В результаті можуть виникати мікрокристали або мікрокраплі. З екологічної точки зору, двигун породжує велику кількість речовин, здатних протягом тривалого часу (добу, місяці, роки) взаємодіяти з газами атмосфери.

Те, що літаки своїми вихлопними газами забруднюють навколишнє середовище, абсолютно очевидно і не викликає ніяких сумнівів. Так, власне, будь-яка господарська діяльність людини завдає шкоди природі і сприяє зміні клімату. Питання лише в тому, наскільки великий внесок того чи іншого її виду в цей загальний процес.

Так ось, на думку професора Ульріха Шумана (Ulrich Schumann), директора Інституту фізики атмосфери Німецького аерокосмічного центру, на частку авіації припадає приблизно 3 відсотки всього антропогенного

парникового ефекту. Треба сказати, що далеко не всі експерти згодні з такою оцінкою. Що цілком природно, тому що ця цифра носить дуже приблизний, почасти навіть умоглядний характер.

Адже вихлопні гази літаків містять і двоокис вуглецю, і водяна пара, і оксиди азоту, і мелкодисперсну сажу. Всі ці компоненти надають на навколишнє середовище і на клімат планети аж ніяк не однозначне, а іноді і різноспрямований вплив.

Справа в тому, що авіаційне паливо - гас - являє собою складну суміш вуглеводнів. Вуглець складає в ній 86 відсотків, водень - 14 відсотків. При горінні вуглець з'єднується з киснем повітря, так що спалювання кожного кілограма авіаційного гасу поповнює атмосферу 3,15 кілограмами вуглекислого газу. "Оскільки ж вуглекислий газ - речовина дуже стабільне, він рівномірно розподіляється навколо всієї земної кулі", - говорить професор Шуман.

Крім того, CO₂ легко мігрує і в вертикальному напрямку, тому утворився він поблизу поверхні Землі або ж на висоті 10-11 тисяч метрів, де пролягають більшість коридорів цивільної авіації, не має ніякого значення. Тому нескладно підрахувати, що приблизно 2,2 відсотка всього антропогенного вуглекислого газу викидають в атмосферу літаки. На частку автомобільного транспорту припадає близько 14 відсотків, інші види транспорту - морський, залізничний та інші - роблять у сумі 3,8 відсотка.

Набагато складніше оцінити роль викидається авіацією водяної пари. Тобто кількісна оцінка особливих труднощів не становить: відомо, що при спалюванні одного кілограма гасу утворюється 1,23 кілограма водяної пари. А ось з якісною оцінкою справа йде складніше.

При попаданні гарячих і вологих вихлопних газів в холодну навколишнє середовище пар конденсується, утворюючи дрібні крапельки води, а на великих висотах, де температура заборотної повітря досягає 30-40-50 градусів нижче нуля, - дрібні крижинки. Ці крапельки і крижинки часом добре видно з землі - у вигляді так званого конденсаційного сліду, що тягнеться за літаком.

Який вплив цей слід має на атмосферу, залежить від висоти польоту. "Тропосфера - це нижній, дуже турбулентний шар атмосфери, в якому формується погода, - пояснює професор Шуман. - Над нею розташована тропопауза, шар, в якому з ростом висоти температура вже не знижується, а ще вище - стратосфера, для якої характерна висока стабільність шарів, майже не перемішуються між собою".

У стратосфері з її вкрай низьким вмістом вологи - не більше 0,01 проміле - крижинки конденсаційного сліду швидко випаровуються. А ось в тропосфері, де повітряні маси можуть бути вкрай насичені вологою, поведінка конденсаційного сліду залежить від безлічі погодних факторів, каже професор Шуман: "Якщо вологість повітря висока, кристалики льоду вбирають в себе додатково воду, ростуть, і з конденсаційних слідів можуть сформуватися перисті хмари. Вони сприяють подальшій конденсації вологи з повітря, в результаті щільність і водність хмар збільшуються".

Такий розвиток подій спостерігається в 10-20 відсотках випадків. "Іншими словами, повітряний транспорт реально підсилює хмарність на нашій планеті", - підкреслює вчений. Правда, тут доречне запитання: добре це для клімату або погано? З одного боку, хмари відбивають частина короткохвильового сонячного випромінювання назад у космос. "Спрощено можна сказати так: конденсаційні сліди відкидають на землю тінь, а в тіні прохолодніше, ніж на сонці", - пояснює професор Шуман.

З іншого боку, кристалики льоду в таких хмарах поглинають довгохвильове інфрачервоне випромінювання, а потім направляють частину цього тепла на землю. У наявності два різноспрямованих ефекту, і який з них переважає, фахівці точно сказати не можуть, хоча більшість експертів схильні вважати, що нагрів все ж кілька сильніше охолодження.

Ще один фактор, що впливає на навколишнє середовище і клімат планети, - це сажа в формі дрібнодисперсного пилу. Діаметр часток саж у вихлопних газах літаків становить від 5 до 100 нанометрів. Зрозуміло, що цей пил, ледве потрапивши в атмосферу, вносить свій внесок в освіту конденсаційного сліду, оскільки на ній осідає частина водяної пари, що викидається літаком одночасно з сажею. Та й крім цього сажові частки можуть тижнями перебувати в повітрі у зваженому стані, сприяючи формуванню хмар. Однак в цих же процесах беруть участь і пилові частинки іншого походження, як природного (вулканічний пил, пил пустель, пил від ерозії ґрунтів), так і антропогенного (емісії промислових підприємств), а крім того крапельки рідини різної природи.

У такій ситуації оцінити вплив сажі взагалі, а тим більше сажі, що викидається саме літаками, вкрай складно. За словами професора Шумана, Німецький аерокосмічний центр вивчає вплив на навколишнє середовище, скажімо, і часток саж, емітованих в атмосферу при великих лісових пожежах. Однак результати виявилися досить суперечливими. Навіть на питання, чи сприяє сажа збільшення або зменшення хмарності, остаточного і однозначної відповіді поки немає.

4.1.2 Озон, як частина викидів авіаційного двигуна

Виявляється, і азот горить в авіаційному двигуні. При цьому відбуваються як реакції, що знищують озон, так і реакції, що виробляють його. Як відомо, камера згоряння сучасного авіаційного двигуна може розжарюватися до 2000 градусів. При таких температурах азот, що знаходиться в повітрі у вільному стані, зв'язується з киснем, утворюючи оксиди NO і NO₂, проте ці оксиди впливають на атмосферний озон по різному: на великих висотах вони його розкладають, на малих висотах - утворюють.

Розкладання озону, в основному, відбувається на висотах понад 16 тисяч метрів, проте туди звичайні цивільні літаки не залітають. Їх коридори розташовані нижче 12 тисяч метрів, а там оксиди азоту викликають активне утворення озону. На жаль, цей так званий тропосферний озон підсилює парниковий ефект - так само як вуглекислий газ або водяна пара. До того ж підвищений вміст озону в повітрі негативно відбивається на здоров'ї. І цей озон ніяк не пов'язаний з тим озоновим шаром в стратосфері, який захищає нашу планету від жорсткого ультрафіолетового випромінювання. Іншими словами, озонову діру над Антарктикою вихлопними газами літаків не залатаєш.

4.1.3 Вплив авіаційної сажі на довкілля

Ще одним фактором впливу авіадвигунів на навколишнє середовище та клімат планети є викиди сажів формі дрібнодисперсного пилу. Діаметр часток сажі у вихлопних газах літаків становить від 5 до 100 нанометрів. Зрозуміло, що цей пил, ледве потрапивши в атмосферу, вносить свій внесок в утворений конденсаційний слід, оскільки на ній осідає частина водяної пари, що викидається літаком одночасно з сажею.

Та й крім цього сажові частки можуть тижнями перебувати в повітрі у зваженому стані, сприяючи формуванню хмар. Однак в цих же процесах беруть участь і пилові частинки іншого походження, як природного (вулканічний пил, пил пустель, пил від ерозії ґрунтів), так і антропогенного (емісії промислових підприємств), а крім того крапельки рідини різної природи. У такій ситуації

оцінити вплив сажі взагалі, а тим більше сажі, що викидається саме літаками, вкрай складно.

У струмені можуть виникати речовини, яких немає ні на зрізі сопла, ні в атмосфері. У зв'язку з цим слід зазначити, що авіація може розглядатися не тільки як об'єкт пильної екологічної уваги, але і в якості інструменту інспекційної системи.

4.2 Способи зменшення шкідливого впливу палива та вихлопних газів від авіаційного транспорту на довкілля

Зважаючи на специфіку шкідливих викидів, вироблені повітряними судами, котрі набагато швидше осідають в атмосферному просторі і поширюються в ньому, тому захист навколишнього середовища від негативного впливу діяльності повітряного транспорту актуальна у всьому світі.

Незважаючи на те, що сумарний викид забруднюючих речовин двигунами літаків порівняно невеликий (для міста, країни), в районі аеропорту їхня кількість значно зростає. Тому, що як зазначалося вище, значна частина загальної витрати палива витрачається на прогрів двигунів в холостому режимі їхньої роботи, вирулювання літака на злітно-посадкову смугу (ЗПС), пробіг по ЗПС, коли двигуни працюють при максимальному навантаженню та відрив літака від ЗПС. Але це не означає, що шкідливі викиди присутні лише в зоні аеропорту, вони також присутні в процесі рівномірного статичного польоту літака, але в меншій кількості. Тому необхідно вжити заходів по максимальному зменшенню шкідливих викидів, як в процесі рівномірного польоту літака та і на етапі його вльоту і посадки.

Зменшення кількості шкідливих викидів може бути досягнуто при підвищенні економічності двигунів, а отже – зменшенні кількості відпрацьованих газів. Скорочення витрат палива, а від цього – і викидів токсичних речовин досягається також удосконаленням методів експлуатації літаків, а саме: підвищенням ступеня заповнення літаків корисним вантажем, зменшенням пробігу літаків на аеродромах під тягою власних двигунів за рахунок

буксирування їх тягачами на злітну смугу, а також за рахунок розташування аеропортів на значній відстані від міст.

Одним з неменш важливих критеріїв боротьби з відпрацьованими газами літака є встановлення додаткових систем очищення або нейтралізації відпрацьованих газів. Нейтралізатор — це невеликий прилад, призначений для зниження токсичності відпрацьованих газів шляхом допалювання продуктів неповного згоряння і розкладання оксидів азоту на складові елементи — азот і кисень.

Розрізняють два типи нейтралізаторів котрі можуть встановлюватися на літаках: термічні та каталітичні. У термореакторі, встановлюваному за випускним трубопроводом, здійснюється процес допалювання оксиду вуглецю CO і перетворення його на вуглекислий газ CO₂ а також спалювання незгорілих вуглеводнів і альдегідів. Для інтенсифікації процесу допалювання, в камеру термореактора подається додаткове повітря. Реакція окислення проходить при температурі 500—600°C і знижує наявність вуглеводнів приблизно в 2 рази, а оксидів вуглецю в 2—3 рази.

Каталітичні нейтралізатори, крім окислення C і CH, можуть здійснювати ще і розкладання оксидів азоту NO_x. Процес окислення C і CH є безполумєневий і протікає при проходженні відпрацьованих газів через шар

носія (наприклад, керамічних гранул) каталізатора. На літаках з бензиновими двигунами ефективного застосування отримали каталітичні нейтралізатори потрійної дії. Також, можуть, додатково застосовуватися фільтри, які очищають відпрацьовані гази від сажі.

Науково-технічний прогрес найбільш яскраво простежується в розвитку авіаційної техніки. Багато кращих досягнень починається саме з авіації. Конструктори та науковці безперервно працюють над удосконаленням авіаційних двигунів, рулів та фюзеляжу літака. Також ведуться роботи щодо екологічно «чистих» палив.

З метою зменшення вмісту токсичних речовин у відпрацьованих газах разом з удосконаленням працюючих типів газотурбованих двигунів (ГТД) створюються

нові ГТД з новими конструкціями камери згоряння, системи впорскування паливно-повітряної суміші, компресорами, що забезпечують найвигідніше співвідношення в суміші палива і повітря, кращий розпил та перемішування суміші, що подається до камери згоряння, плазмові системи запалювання, та більш повне її згоряння. Створюються нові двозонні камери, де паливо згоряє в два етапи в різних місцях камери, причому одна з цих зон забезпечує найкраще згоряння палива на малих навантаженнях (в цьому випадку паливо вдругу зону не подається), а друга зона разом з першою дозволяє оптимізувати процес горіння на режимах зльоту, набору висоти і сталого польоту. В цьому випадку процес горіння у другій зоні відбувається при меншій температурі, що дозволяє зменшити викиди окисів азоту.

Крім того, на перспективних апаратах авіадвигуни повинні мати більш високі параметри робочого процесу (температура, тиск та ін.). Це може бути досягнуто подальшим підвищенням так званої двоконтурності і тиску повітря в компресорах, але потребують вирішення складних проблем газодинаміки і охолодження, а також створення нових, особливо жароміцних матеріалів.

Великі резерви зменшення викидів пов'язані з покращенням аеродинамічних якостей та ваговою віддачею корпусів повітряних суден. Розробка нових конструкцій крил (так званого надкритичного профілю) дозволяє вагомо зменшити лобовий опір повітря при польоті. Потужні системи механізації крила у вигляді складних закрилків та передкрилків зменшують витрати палива при зльоті. Проводяться роботи по вдосконаленню усіх елементів фюзеляжу з метою зниження аеродинамічного опору.

Подальше зменшення витрат палива пов'язане з впровадженням турбовентиляторних двигунів, у яких сила тяги здійснюється багатолопатеvim високообертним гвинтом відносно невеликого діаметра. Розрахунки показують, що такі двигуни найбільш економічні для літаків з середньою швидкістю (500-750 км/год).

4.3 Альтернативні джерела енергії, котрі найбільше розвиваються та застосовуються в авіації

Поряд із зазначеними заходами, спрямованими на вирішення завдань найближчої перспективи, розгорнуті фундаментальні та прикладні дослідження проблем авіації майбутнього. У цьому плані йдуть пошуки літальних апаратів з кращими аеродинамічними якостями, а також нових, ще більш економічних, типів двигунів і нових «чистих» енергоносіїв (палива).

Пошук нових, більш «чистих» палив приводить дослідників до висновку, що найбільш перспективним паливом може бути водень і так звані криогенні палива. Для водню характерні висока швидкість поширення полум'я, широкі межі стійкого горіння, хороша займистість, відсутність сажі при спалюванні. Незважаючи на недоліки водню як транспортного палива, пов'язані з його низькою щільністю та низькою температурою кипіння (20К), він вважається більш перспективним для повітряного транспорту, ніж для інших видів.

При цьому, чим більша швидкість та маса літака, тим доцільніше використання двигунів, які працюють на водні. Вже здійснені експериментальні польоти літака ТУ-154 з водневими двигунами. Для надзвукових літаків зі швидкостями руху 6-7М і більше водень розглядається як єдино можливе паливо.

Також вчені активно досліджують питання використання в якості джерела енергії для авіатранспорту палива на основі ацетилену (C_2H_2). Ацетилен має високі енергетичні показники, і його можна виробляти з

нафтової сировини. Токсичні показники двигуна, який живиться ацетиленом, покращуються переважно завдяки зниженню вмісту оксиду вуглецю і сумарних вуглеводнів. Так, в режимах максимальної потужності викиди CO зменшилися в 2—2,5 рази, порівняно з мінімальними значеннями викидів цих компонентів у авіаційному керосині. Основним недоліком ацетилену і ацетиленоповітряної суміші є їх висока вибухонебезпечність. Це єдиний газ, що використовується у промисловості, горіння якого можливе без присутності окислювача.

До екзотичних повітряних апаратів можна віднести літаки з електродвигунами, дирижаблі, повітряні кулі, дельтаплани, екраноплани та інші рідкісні технічні рішення. В Канаді та Англії здійснили експериментальні польоти

літаки з електродвигунами та акумуляторами. Але висота польоту не перевищила 25 м, а дальність 1 км. Більш успішним є використання для живлення тягових електродвигунів, що працюють з використанням сонячних батарей, розміщених на поверхні крил та фюзеляжі. Такий літак може знаходитися в повітрі стільки, скільки сонячні промені його освітлюють. У цьому випадку зліт літака здійснюється за рахунок накопиченої енергії, а підтримання в польоті відбувається за рахунок енергії, яка надходить від сонячного випромінювання.

Багато проектів пов'язано з використанням транспортних дирижаблів. Перевага їх полягає в тому, що паливо використовується тільки для переміщення повітряного апарата, а підтримання його в повітрі досягається за рахунок архімедових сил. Дирижаблі можуть перебувати в повітрі дуже довго і перевозити вантажі великих габаритів у важкодоступні райони Півночі безпосередньо на місце доставки. Це може бути бурове обладнання, труби тощо. Ці проекти розроблені в Росії, Норвегії, Канаді.

Висновок до розділу 4

В даному розділі дипломної роботи було проаналізовано специфіку впливу паливної системи літака та її компонент на навколишнє середовище та шляхи вирішення існуючих проблем. А саме, розглядалися наслідки впливу авіаційного пального та шкідливих компонент, котрі утворюються в результаті його горіння на навколишнє середовище. Були запропоновані одні з найкращих методів зменшення шкідливого впливу авіаційного пального на довкілля, методи, що дозволяють суттєво зменшити витрати палива під час експлуатації повітряного судна, що в свою чергу призводить до зменшення викидів небезпечних речовин в навколишнє середовище. Також, розглянули одну з найбільш актуальніших тем сьогодення – це альтернативні джерела енергії, котрі знаходять все більшого застосування в сучасній авіації і в найближчому майбутньому можуть замінити пальне отримане з нафти.

Оскільки, авіапромисловий комплекс не в змозі перейти зараз на альтернативні джерела енергії повністю, оскільки це пов'язано з недостатнім вивченням цього питання, значним конструктивним переоснащенням літаків, а особливо, з значними економічними витратами, тому для забезпечення мінімального впливу авіації на довкілля слід забезпечити виконання наступних умов:

- модернізація парку повітряних суден шляхом заміни застарілих енергоємних типів літаків на сучасні, що є більш економічні та ефективніші;
- оптимізація маршрутної мережі і застосування нових технік пілотування, що сприяють зниженню викидів забруднюючих речовин від двигунів повітряних суден в атмосферу;
- використання показників екологічної ефективності діяльності в якості одного з критеріїв при виборі постачальників і підрядників;
- підвищення рівня інформованості працівників в області охорони навколишнього середовища, мотивація їх до бережного витрачання всіх видів ресурсів, виховання культури утилізації відходів.

Тому організація раціонального природокористування – ниніодна з найголовніших проблем, і не тільки для нашої країни, але і для всього людства. Вона набуває дедалібільш вагомості і гостроти. Для вирішення складних і різноманітних проблем природокористування необхідні скоординовані, об'єднані зусилля економістів, юристів, соціологів, усіх громадян суспільства.

Розділ 5 ОХОРОНА ПРАЦІ

Під час написання дипломної роботи на тему «Система комплексування вимірювального каналу витрат палива літака» були визначені структура та параметри (передавальної функції) Вінерівського фільтру двоканальної систем. За отриманими результатами фільтру виконали його оцінку за допомогою функціоналу якості і для досягнення його екстремуму виконали варіацію необхідних параметрів.

Суб'єктом в даному розділі дипломної роботи розглядається інженер-дослідник, який здійснює визначення структури та параметрів двоканального фільтру інформації паливної системи літака. На основі аналізу отриманих даних, інженер проводить дослідження, що дозволять покращити роботу синтезованого фільтру. Оскільки аналіз отриманих результатів здійснюється за допомогою персонального комп'ютера, то в процесі виконання посадових обов'язків на інженера-дослідника можуть впливати шкідливі та небезпечні виробничі фактори, які призводять до серйозних проблем фізичного та психологічного характеру.

Необхідність розробки заходів з охорони праці для інженера-дослідника пояснюється тим, щоб забезпечити безпечні та нешкідливі умови праці, оскільки не дотримання умов праці призводить до передчасного стомлення інженера-дослідника та зниження продуктивності праці.

Кафедра АКСУ				НАУ 20 0860 000 ПЗ			
Виконав	Проценко М.О.			ОХОРОНА ПРАЦІ	Літ.	Арк.	Архів
Керівник	Білак Н.В.					81	98
Консульт.					201 151		
Н-контрол.	Дивич М.П.						
Зав. каф.	Тачиніна О.М.						
							81

Основна частина

5.1. Аналіз умов праці на робочому місці інженера-дослідника у виробничому приміщенні

5.1.1 Опис робочого місця та умов праці інженера-дослідника

Враховуючи те, що більшість досліджень в даній дипломній роботі проводилися за допомогою персонального комп'ютера (далі – ПК), то розглянемо організацію робочого місця, обладнаного ПК.

Робоче місце інженера-дослідника знаходиться у лабораторії на п'ятому поверсі шестиповерхової будівлі та має такі параметри:

1. Довжина приміщення – 7 м;
2. Ширина приміщення – 4.5 м;
3. Висота стелі – 3 м.
4. Загальна площа лабораторії – 31.5м².
5. Об'єм приміщення – 94.5 м³.

Розташування у лабораторії робочих місць, техніки і меблів наведено на рис 5.1.

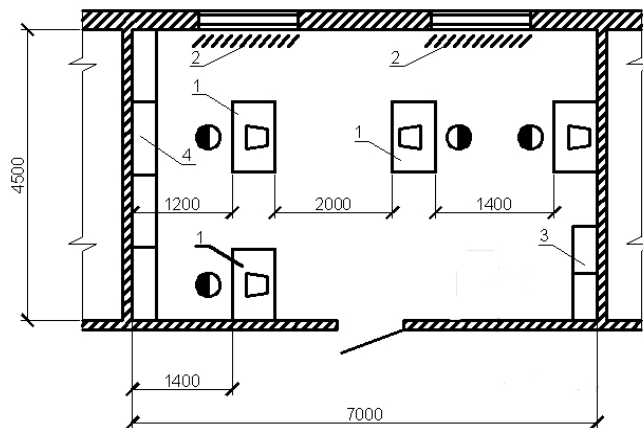


Рис.5.1 Схема робочого місця інженера дослідника

де: 1 – робоче місце з ПК; 2 – сонцезахисні жалюзі; 3 – шафи для зберігання дискет та програмного забезпечення; 4 – шафи для зберігання документації та фахової літератури.

У виробничому приміщенні розташовано чотири робочих місця. Згідно з ДБН В.2.2.-28-2010 «Будівлі адміністративного та побутового призначення»: площу приміщень слід приймати з розрахунку не менше 6 м^2 на робоче місце працівника, в свою чергу об'єм не менше 20 м^3 . В даному випадку площа на одного інженера-дослідника в лабораторії складає 7.875 м^2 , а об'єм – 23.625 м^3 .

До основних елементів, якими обладнано робоче місце інженера, відноситься ПК, письмовий стіл, крісло, тумба та канцелярське приладдя. Основним робочим положенням є положення сидячи. Робоче місце для виконання робіт у положенні сидячи організується відповідно до ГОСТ 12.2.032-78.

Робочі місця з ПК відносно світлових отворів доцільно розташовувати таким чином, щоб природне світло падало на нього збоку, переважно зліва. Робочі місця з ПК повинні розташовуватися на відстані не менше 1 м від стін зі світловими прорізами; відстань між бічними поверхнями столів з ПК має бути не меншою за 1,2 м; відстань між тильною поверхнею одного ПК та екраном іншого не повинна бути меншою 2,5 м. Прохід між рядами робочих місць повинен бути не меншим 1 м.

5.2. Небезпечні та шкідливі виробничі фактори, що можуть впливати на інженера-дослідника при проведенні дослідницької діяльності за допомогою ПК.

При проведенні дослідницької діяльності в приміщенні лабораторії на інженера-дослідника впливають наступні небезпечні і шкідливі виробничі фактори:

1) низька чи занадто висока освітленість виробничого приміщення (штучне та природне освітлення);

2) високий рівень статичної електрики;

3) неналежна зміна мікроклімату: температура, вологість, швидкість руху повітря, теплове випромінювання;

4) неіонізуючі електромагнітні поля і випромінювання: електромагнітні

випромінювання радіочастотного діапазону.

5) шум і вібрації;

5.3 Аналіз небезпечних та шкідливих виробничих факторів, що впливають на інженера-дослідника

5.3.1 Аналіз освітленості лабораторії

Робота користувачів ПК характеризується значним напруженням зорового аналізатора, тому важливе значення має забезпечення раціонального освітлення робочих місць.

Згідно «Правил охорони праці під час експлуатації електронно-обчислюваних машин», освітлення у приміщеннях з ПК має бути змішаним (природне і штучне).

Природне світло повинно проникати через бічні світлопрорізи, зорієнтовані, як правило, на північ чи північний схід. Вікна приміщень повинні мати регульовані пристрої для відкривання, а також жалюзі, штори зовнішні, зовнішні козирки тощо.

У лабораторії де виконуються роботи інженером-дослідником спостерігається нестача природного світла обумовлена тим, що робоче місце знаходиться далеко від джерела природного освітлення.

Штучне освітлення передбачається в усіх виробничих та побутових приміщеннях, де недостатньо природного світла, а також для освітлення приміщень у темний період доби. Штучне освітлення здійснюється за допомогою системи загального рівномірного освітлення і через екрани

комп'ютера. Згідно з Державними будівельними нормами ДБН-В.2.5-28-2006 «Природне і штучне освітлення» на робочому місці інженера-дослідника

нормативне значення освітленості має бути в межах 300 – 750 Лк. Фактичне значення освітленості складає 220 – 270 Лк. Це пов'язане із застарілістю системи освітлювання.

У відповідності до норм штучного та природного освітлення приміщень (ДБН В.2.5-28-2006), рівень освітлення під час роботи за ПК, що відноситься до класу робіт «середньої точності» повинен складати – 400 Лк. Для штучного освітлення в даному випадку найкраще підходять LED-лампи, які мають один з найвищих показників світловіддачі.

5.3.2 Аналіз впливу статичної електрики на інженера-дослідника та заходи для зменшення цього впливу.

Джерелами електростатичного поля можуть бути будь-які поверхні або предмети, які легко електризуються за рахунок тертя: килими, лінолеум, лаковані покриття, одяг із синтетичної тканини, взуття. Крім того, джерелом електростатичних зарядів є ПК.

На екранах ПК накопичується електростатичний заряд і виникає електромагнітне поле, яке характеризується напруженістю.

Напруженість електростатичного поля залежно від типу ПК коливається від 8 до 75 кВ/м. Поверхневий електростатичний потенціал ПК відповідно СН №1757-77 «Санитарно-гигиенические нормы допустимой напряженности электростатического поля» та СНиП 3.32-007-98 «Державні санітарні правила і норми роботи з візуальними дисплейними терміналами електронно-обчислювальних машин» не повинен перевищувати 500В.

Захист від електростатичної електрики та її небезпечних прояв досягається наступними заходами:

- 1) застосуванням іонізації повітря нейтралізаторами статичної електрики;
- 2) збільшенням електропровідності поверхні шляхом підтримки у приміщенні з ПК відносної вологості на рівні 40-60% ;
- 3) застосуванням у приміщенні з ПК підлоги з антистатичним лінолеумом і провідженням вологого прибирання;
- 4) періодично при вимкненому комп'ютері протирати ледве змоченим мильним розчином бавовняною ганчіркою пил з поверхонь апаратури.

5.3.3 Мікроклімат робочої зони інженера-дослідника

Основний принцип нормування мікроклімату – створення оптимальних умов для теплообміну тіла людини з навколишнім середовищем. У санітарних нормах СН-245/71 встановлені величини параметрів мікроклімату, що створюють комфортні умови. Ці норми встановлюються в залежності від пори року, характеру трудового процесу і характеру виробничого приміщення (значні чи незначні тепловиділення). Для приміщення лабораторії де працює інженер-дослідник котрий відноситься до категорії III (легкі роботи, не потребують фізичної напруги), допустимі та оптимальні значення параметрів мікроклімату приведені в таблиці 5.3.

Таблиця 5.3 - Норми мікроклімату для приміщень з ПК

Пора року	Зона	Температура повітря, °С	Відносна вологість, %	Швидкість руху повітря, м / с
Холодний період	Оптимальна	18 - 21	60 - 40	<0.2
Перехідний період	Допустима	17 - 21	<75	<0.3
Теплий період року	Оптимальна	20 - 25	60 - 40	<0.3
	Допустима	<27 о 13 годині самого спекотного місяцю	<75	<0.5

Приміщення з комп'ютерною технікою повинні бути обладнані системами опалення, кондиціонування повітря або ефективною вентиляцією.

Для підвищення вологості повітря в приміщеннях з ПК варто застосовувати зволожувачі повітря, які заправляються щодня дистильованою або прокип'яченою питною водою.

5.4 Розробка заходів з охорони праці

Розробка заходів з охорони праці полягає в створенні рекомендацій з розташування оптимальної кількості світильників необхідного типу в лабораторії для створення комфортних умов, що задовольняють всім нормам. Для покращення освітлення в лабораторії необхідно виконати реконструкцію встановленої системи штучного освітлення. Варто змінити тип ламп, а також їх кількість та потужність.

Для даного приміщення необхідно встановити світильники з світлодіодними лампами (LED-лампи). В LED-лампах електричний струм перетворюється безпосередньо в світло і теоретично це можна зробити без великих енергетичних та кошторисних втрат. LED-лампи механічно міцніші і виключно надійні, їх строк служби може досягати 500 тисяч годин, що майже в 5 - 10 раз більше, ніж у енергозберігаючих люмінесцентних ламп.

Рівень освітленості встановлюється в залежності від категорії зорових робіт. При роботі з ПК він складає не менше $E_{\min} = 400$ Лк.

Виконаємо розрахунок штучного освітлення методом коефіцієнта використання світлового потоку у приміщенні лабораторії. Вибір даного методу розрахунку пояснюється тим, що він застосовується для розрахунку загального рівномірного освітлення у закритих приміщеннях і враховує освітленість, що створюється на робочій поверхні прямим і відбитим світловими потоками.

Для виконання розрахунків задамося такими початковими даними:

- довжина приміщення – $A = 7$ м, ширина – $B = 4.5$ м, висота – $H = 3$ м, площа – $S=31.5$ м²;

- коефіцієнти відбиття від поверхонь (взяті з таблиці «Значення коефіцієнтів відбиття від кольорових поверхонь»):

$$\rho_{\text{стелі}} = 70\%; \rho_{\text{стін}} = 40\%; \rho_{\text{роб.пов.}} = 10\%;$$

- нормована освітленість для роботи за ПК складає не менше $E_n = 400$ Лк.

За вище наведеними початковими даними виконаємо розрахунок штучного освітлення приміщення лабораторії.

1. Розрахуємо висоту підвісу світильника (H_p) над робочою поверхнею використовуючи наступну формулу:

$$H_p = H - h_c - h_p = 3 - 0.2 - 0.71 = 2.09 \text{ (м)}, \quad 5.1$$

де:

- H – висота приміщення лабораторії;

- h_c – відстань від стелі до світлового центру світильника, $h_c = 0.2$ м.

- h_p – висота робочої поверхні над підлогою, $h_p = 0.71$ м.

2. Розрахуємо відстань між світильниками, що повинна бути дотримана, за наступною формулою:

$$L = \lambda \cdot H_p = 0.6 \cdot 2.09 = 1.254 \text{ (м)}, \quad 5.2)$$

де: - λ – найвигідніша відносна відстань. Дане значення обирається в залежності від типу освітлення. В даному випадку обрано концентрований тип освітлення для якого значення λ знаходиться в діапазоні $0.6 \div 0.8$.

3. Визначимо необхідну кількість світильників в одному ряді на стелі приміщення лабораторії, за наступною формулою:

$$n_a = \frac{A}{L} = \frac{7}{1.254} \approx 6 \text{ (шт.)}, \quad 5.3$$

та кількість рядів для забезпечення комфортних умов праці:

$$n_B = \frac{B}{L} = \frac{4.5}{1.254} \approx 4. \quad 5.4$$

4. За вище отриманими значеннями, розрахуємо загальну кількість світильників, що повинні розмістись в приміщенні лабораторії:

$$N = n_a \cdot n_B = 24 \text{ (шт.)}. \quad 5.5$$

5. Розрахуємо світловий потік однієї LED-лампи в приміщенні лабораторії, використовуючи формулу:

$$\Phi = \frac{E_n \cdot S \cdot k \cdot z}{N \cdot \eta}, \quad 5.6$$

де: - Φ – світловий потік лампи у світильнику, Лм;

- S – площа приміщення, м²;

- k – коефіцієнт запасу, що враховує старіння ламп і забруднення світильників (для LED ламп - $K=1.15$);
- z – коефіцієнт нерівномірності освітлення, $z = 1.1$;
- N – кількість світильників, обумовлене з умови рівномірності освітлення, шт.;
- η – коефіцієнт використання світлового потоку, відн. од..

Для розрахунку світлового потоку однієї LED-лампи за формулою (5.6), необхідно розрахувати коефіцієнт використання світлового потоку (η), котрий залежить від типу світильника, коефіцієнтів відбиття від поверхонь (ρ) та індексу приміщення (i). Значення цього коефіцієнту визначається за таблицею «Значення коефіцієнтів використання світлового потоку» у даному випадку для LED-ламп. Але для отримання значення цього коефіцієнту (η) за даними таблиці, необхідно розрахувати значення індексу приміщення (i). Даний індекс розраховується за наступною формулою:

$$i = \frac{S}{H_p \cdot (A + B)} = \frac{31.5}{2.09 \cdot 11.5} = 1.3. \quad 5.7$$

За відомим індексом приміщення (i) та коефіцієнтами відбиття від поверхонь (ρ) використовуючи вище згадану таблицю, коефіцієнт використання світлового потоку (η) складає 53.5 %.

Тоді світловий потік однієї LED-лампи в приміщенні лабораторії складає:

$$\Phi = \frac{E_n \cdot S \cdot k \cdot z}{N \cdot \eta} = \frac{400 \cdot 31.5 \cdot 1.15 \cdot 1.1}{24 \cdot 0.535} = 1241 \text{ (Лм)}. \quad 5.8$$

У відповідності до таблиці запропонованих LED-ламп, що можна придбати на тертої України, близька за значенням до розрахованого світлового потоку є лампа типу L-industry 12, потужністю 15 Вт та світловим потоком $\Phi_\phi = 1452$ (Лм).

6. Розрахуємо фактичну освітленість, що може забезпечити вище згадана лампа:

$$E_{\phi} = \frac{E_n \cdot \Phi_{\phi}}{\Phi} = \frac{400 \cdot 1452}{1241} = 468 \text{ (Лк)}, \quad 5.9$$

де: Φ_{ϕ} – світловий потік обраної лампи.

7. За нормами для виробничих приміщень допускається відхилення фактичної освітленості від нормованої в межах: $-10\% \div +20\%$. Тому визначимо відповідність допустимому відхиленню фактичного значення освітленості за виразом:

$$\Delta E = \left(\frac{E_{\phi} - E_n}{E_n} \right) \cdot 100\% = 17\%. \quad 5.10$$

За отриманим значенням формули (5.10) бачимо, що фактичне значення освітленості у приміщенні лабораторії знаходиться в межах допустимого значення.

8. Розрахуємо споживану потужність всього освітлювального обладнання за наступною формулою:

$$P = P_d \cdot N = 0.015 \cdot 24 = 0.36 \text{ (кВт)}, \quad 5.11$$

де: P_d - потужність обраної LED-лампи (L-industry 12).

Тоді питома потужність складає:

$$P_{\text{пит.}} = \frac{P}{S} = \frac{360}{31.5} \approx 11.5 \text{ (Вт/м}^2\text{)} \quad 5.12$$

Висновок: при достатньому природному освітленні (світлий час доби, ясна погода), кількості і сумарної площі світлових прорізів досить для забезпечення необхідної освітленості робочого приміщення.

У випадку недостатності природного освітлення необхідно задіяти джерела штучного освітлення, з використанням LED-ламп L-industry 12, які показали, за результатами розрахунків, досить хороші показники по освітленості приміщення та споживаній потужності даними лампами

5.3. Пожежна безпека

При виникненні пожежі на інженера-дослідника можуть впливати небезпечні чинники: відкритий вогонь та іскри; підвищена температура повітря, предметів, обладнання; дим, знижена концентрація кисню; обвалення і пошкодження будівель, споруд, установок, вибух.

Основними причинами пожежі та вибуху в приміщені лабораторії можуть бути наступні фактори:

- несправність та перенавантаження електричного обладнання;
- необережне ставлення до вогню (паління, використання відкритого вогню в недозволених місцях, залишання без нагляду електрообладнання);
- порушення правил пожежної безпеки;
- несправність виробничого обладнання.

Згідно з НАПБ А.01.001-2004 «Правила пожежної безпеки в Україні», для усунення цих причин необхідно підвищена дисципліна, встановлений суворий протипожежний режим. У виробничих приміщеннях встановлені надійні засоби попереднього сповіщення небезпеки виникнення пожежі, та розміщені схеми евакуації.

За пожежною і вибухонебезпечності приміщення належить до категорії «В», класу 2.

В приміщенні лабораторії встановлено систему пожежної сигналізації «ППКП Тирас-4П» з двома димовими сигналізаторами пожежі СПД-3, тепловим датчиком FT-A2S, також може повинен бути встановлений пожежний сповіщувач, що реагує на дим IPS-H20P.

Основним критерієм для вибору вогнегасника в приміщенні є величина осередку можливої пожежі. Оскільки величина осередку пожежі в даному приміщенні не значна, то достатньо встановлення двохпереносних порошкових вогнегасників ВП-6.

Висновки до розділу 5

Для покращення освітлення проведена модернізація штучного освітлення та запропоновані значно ефективніші LED-лампи L-industry 12, світловий потік якої складає 1452 Лм, що дозволяє досягти оптимального значення необхідної освітленості робочого місця $E_n=468\text{Лк}$, строк служби ламп при цьому 50 тисяч годин. До того ж вони стійкі до механічних пошкоджень, мають низьке значення спожитої потужності, що забезпечує зменшення навантаження на електричну мережу та забезпечують комфортні умови праці інженера під час проведення досліджень.

Також для покращення мікроклімату в приміщенні лабораторії та підвищення продуктивності праці інженера-дослідника необхідно встановити кондиціонер та використовувати зволожувачі повітря.

Висновки

В ході виконання дипломної роботи, був проідентифікований (уточнений) параметр - маса літака АН-2 на етапі його розбігу по злітно-посадковій смузі.

Обчислювальний експеримент проводився на основі математичної моделі розбігу літака АН-2, його основних характеристик та особливостей.

Знаходження та уточнення параметру проводила за методом поділу відрізка навпіл, методу хорд, відділення коренів та методу перебору.

Після отримання маси базуючись на розбігу літака та інших відомих параметрів літака, порівняла результати обчислювального експерименту та експериментальних даних.

У процесі порівняння отримали різницю між масами літака експерименту та обрахунку по моделі розбігу, що говорить про те що, маса літака змінюється під час польоту. На масу впливає зменшення палива та грузомісткість на початковому етапі зльоту.

Так як, математичні моделі реальних об'єктів мають в своєму математичном у описі нетривіальний обрахунковий процес, який не можливо обернути (не можливо побудувати прямий обрахунковий процес в обернутому напрямлені з тим, щоб визначити вхідні параметри по вихідним даним) . Тому задача ідентифікації – задача оберненого класу і вирішується методами послідовних наближень.

Список використаних джерел

1. Моисеев Н.Н., Иванов Ю.П., Столярова Е.М. Методы оптимизации. – М.: Наука, 1978.
2. Химмельблау Д. Прикладное нелинейное программирование. – М.: Мир, 1975.
3. Черноусько Ф.Л., Боничук. Вариационные задачи механики и управления. – М.: Наука, 1973.
4. Тихонов А.Н., Васильева А.В., Свешников А.Г. Дифференциальные уравнения. М.: Наука, 1986. 232 с.
5. Математическая теория оптимальных процессов // Понтрягин Л.С. и др. М.: Наука, 1976, 392 с.
6. Кубланов М.С. Математическое моделирование. Методология и методы разработки математических моделей механических систем и процессов: учебное пособие. Часть I. Третье издание. – М.: МГТУ ГА, 2004. – 108[1]
7. Асламова, А.Г. Колмогоров, Н.Н. Ступакова - Ангарск, 2003 г/ 12-26 с.[2]
8. Идентификация параметров математических моделей динамических систем управления / В.Н. Петрович.-2011г.
9. Ідентифікація параметрів математичної моделі судна при русі. С.В. Іванов, П.Б. Олійник.[Електронний ресурс]. Режим доступу: <http://conference.gygo.kpi.ua/proc/article/view/62608>. [5]
10. Радченко И. В., Крамчанинов, Дубринский В.П. Самолет АН-2. 1974 г.
11. Котик М.Г. Динамика взлета и посадки самолета. 1984 г. [Електронний реурс]. Режим доступа : <https://www.twirpx.com/file/1222797/>.
12. Итерационні методи рішення уравнений. Трауб Дж., 1985 г.[Електронний ресурс]. Режим доступа : <http://nashol.com/2017071595408/iteracionnie-metodi-resheniya>. [6]
13. Беллман З., Дрейфус С. Прикладные задачи динамического программирования. – М.: Наука, 1965.

14. Брайсон А., Хо-Ю-ши. Прикладная теория оптимального управления. – М.: Мир, 1972.
15. Лебедев А.А. Введение в анализ и синтез систем. – М.: Изд-во МАИ, 2001.
16. Динамика полета: Пособие по выполнению лабораторных работ на ПЭВМ. – М.: МГТУ ГА, 2007г.[3]
17. Ципенко В.Г., Ефимова М.Г. Основы аэродинамики и летно-технические характеристики ВС: учеб. пособие. - М.: МГТУ ГА, 2009. – Ч. 1.
18. Ципенко В.Г., Ефимова М.Г. Основы аэродинамики и летно-технические характеристики ВС: учеб. пособие. - М.: МГТУ ГА, 2010. – Ч. 2.
19. Літак АН-2. [Електронний ресурс] Енциклопедія Вікіпедія. Режим доступу :
[:https://uk.wikipedia.org/wiki/%D0%90%D0%BD-2](https://uk.wikipedia.org/wiki/%D0%90%D0%BD-2) .
20. Багатоцільовий літак АН-2 [Електронний ресурс]: Сайт державного музею авіації. Режим доступу :
<http://aviamuseum.com.ua/ua/exposition/exposition/kb-antonova/130-bagatotsloviy-ltak-an-2>. [4]