

**МІНІСТЕРСТВО ВНУТРІШНІХ СПРАВ УКРАЇНИ  
ХАРКІВСЬКИЙ НАЦІОНАЛЬНИЙ УНІВЕРСИТЕТ  
ВНУТРІШНІХ СПРАВ  
КРЕМЕНЧУЦЬКИЙ ЛЬОТНИЙ КОЛЕДЖ  
Циклова комісія Аеронавігації**

**ТЕКСТ ЛЕКЦІЇ**

навчальної дисципліни  
«Принципи польоту: Вертоліт Мі-8МТВ»  
обов'язкових компонент освітньо-професійної програми першого  
(бакалаврського) рівня вищої освіти

**Аеронавігація**

**за темою № 3 – Рівновага та балансування вертольоту**

**Кременчук 2023**

**ЗАТВЕРДЖЕНО**

Науково-методичною радою  
Харківського національного  
університету внутрішніх справ  
Протокол від 30.08.2023 № 7

**СХВАЛЕНО**

Педагогічною радою  
Кременчуцького льотного коледжу  
Протокол від 28.08.2023 № 1

**ПОГОДЖЕНО**

Секцією Науково-методичної ради  
ХНУВС з технічних дисциплін  
Протокол від 29.08.2023 № 7

Розглянуто на засіданні циклової комісії аеронавігації  
Протокол від 28.08.2023 № 1

**Розробник:**

1. Викладач циклової комісії аеронавігації, спеціаліст 2-й категорії Ємець В.В.

**Рецензенти:**

1. Викладач циклової комісії Авіаційного транспорту, кандидат технічних наук, старший науковий співробітник, викладач-методист Тягній В.Г.
2. Професор кафедри аеронавігаційних систем навчально-наукового інституту Аеронавігації, електроніки та телекомунікації Національного авіаційного університету, доктор технічних наук, доцент Шмельова Т.Ф.

### **План лекції:**

1. Сили та моменти, що діють на вертоліт
2. Поняття рівноваги та балансування вертольота
3. Поздовжня балансування, його особливості
4. Аналіз балансувальних кривих поздовжнього балансування
5. Бічне балансування, його особливості
6. Аналіз балансувальних кривих бічного балансування

### **Рекомендована література:**

#### **Основна**

1. Зінченко А.Г., Бурсала О.О., Бурсала О.Л. та ін., Аеродинаміка та динаміка польоту вертольота, ч.1. Аеродинаміка вертольота: навч. посіб. – Х.:ХНУПС, 2017.
2. Зінченко А.Г., Бурсала О.О., Бурсала О.Л. та ін., Аеродинаміка та динаміка польоту вертольоту, ч.2. Динаміка польоту вертольота: навч. посіб. – Х.:ХНУПС, 2010.
3. Керівництво по льотній експлуатації Мі-8МТВ-1. МГА.1994.
4. Яцина Є.В. Практична аеродинаміка вертольоту Мі-8 МТВ та його льотна експлуатація, КЛК НАУ, 2016.

#### **Додаткова**

1. Костенко В.М., Зінченко А.Г. та ін., Практична аеродинаміка вертольота Мі-8 МТ, ч.2., Х., ХНУПС, 2020

### **Інформаційні ресурси в Інтернеті**

## 1. Сили та моменти, що діють на вертоліт

На вертоліт в польоті діють масові, аеродинамічні та інерційні сили та моменти (рис.1).

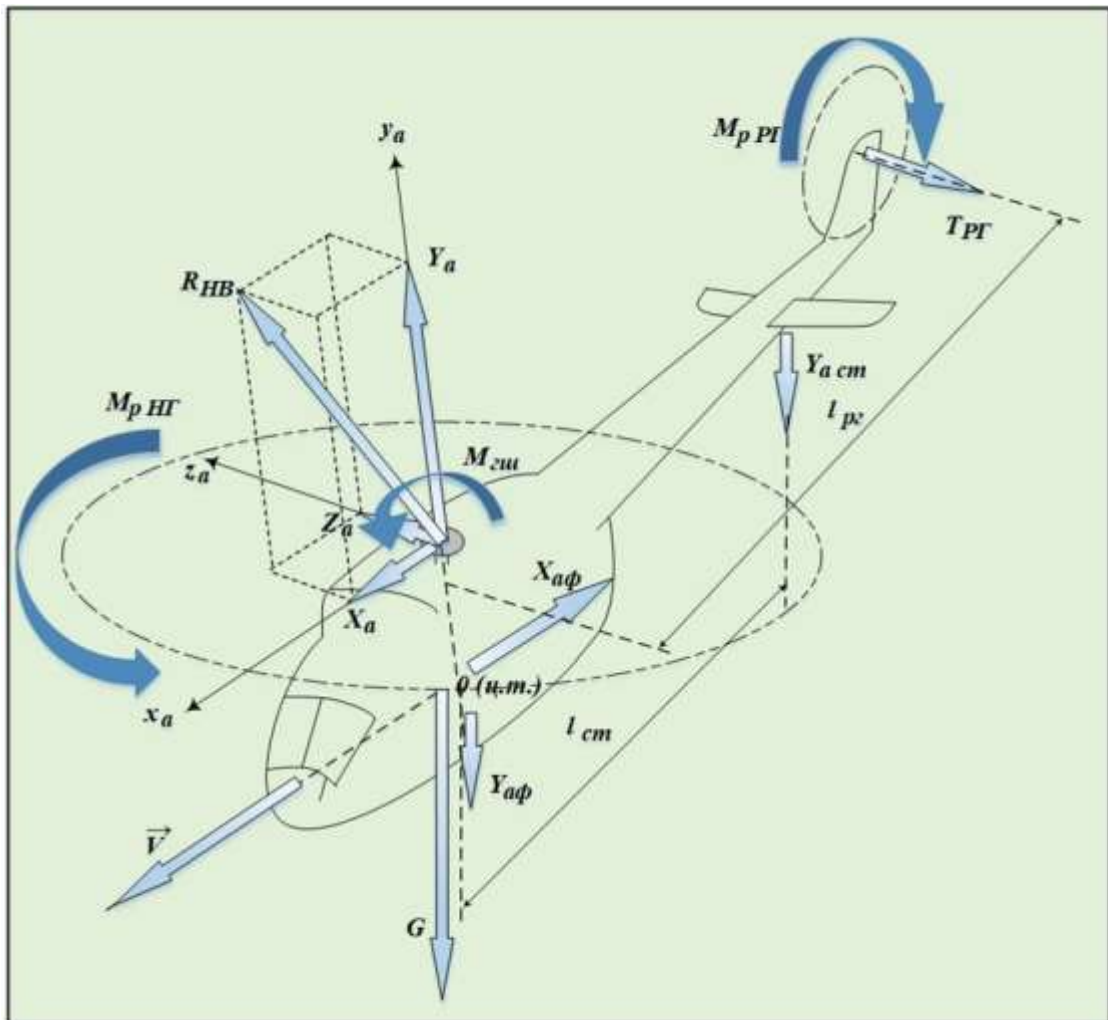


Рисунок 1. Сили та моменти, що діють на вертоліт

Масові сили:

- сила тяжіння ( $G=m \cdot g$ );

Аеродинамічні сили:

- повна аеродинамічна сила НГ ( $R_{HG}$ ), яку для зручності аналізу на режимах польоту з поступальною швидкістю розкладають по осям швидкісної системи координат на підйомну силу ( $Y_a$ ), поздовжню силу ( $X_a$ ), яка в залежності від режиму польоту може бути пропульсивною силою (тобто рухоючою), або силою опору, бічна сила ( $Z_a$ );
- аеродинамічні сили фюзеляжу: поздовжня сила опору ( $X_{af}$ ), яка виникає за рахунок обдування фюзеляжу набігаючим потоком, вертикальна сила опору ( $Y_{af}$ ), яка виникає на висінні і вертикальних режимах польоту і бічна сила ( $Z_{af}$ ), яка виникає при бічному обдуванні (при наявності ковзання);
- тяга рульового гвинта ( $T_{PG}$ );

- підйомна сила стабілізатора ( $Y_{a\text{ cm}}$ ), яка має незначну величину, але за рахунок великого плеча відносно ц.м. вертольоту суттєво впливає на поздовжнє балансування вертольоту.

Інерційні сили виникають на несталих режимах польоту, у випадку дії на вертолiт прискорень. Інерційні сили спрямовані в бік, протилежний дії прискорення.

Моменти:

- реактивний момент НГ ( $M_{p\text{ НГ}}$ ) – який діє на моторних режимах польоту, на режимі авторотації НГ момент НГ міняє напрям на протилежний і зветься «захоплюючий»;
- дія реактивного моменту компенсується моментом, який створюється тягою рульового гвинта:  $M_{p\text{ НГ}} = T_{p\text{ Г}} \cdot l_{p\text{ Г}}$ ;
- поздовжній момент стабілізатора  $M_{Z\text{ cm}} = Y_{a\text{ cm}} \cdot l_{\text{cm}}$ ;
- інерційний момент від рознесення горизонтальних шарнірів, який спрямований в напрям завалу конуса обертання НГ і може розглядатися як сума поздовжнього  $M_{Z\text{ ГШ}}$  і поперечного  $M_{X\text{ ГШ}}$  моментів.

В залежності від співвідношення сил і моментів режими польоту поділяються на *сталі* і *несталі*.

## 2. Поняття рівноваги та балансування вертольота

**Рівновагою** вертольоту називається такий його стан, при якому всі діючі на вертолiт зовнішні сили і їх моменти врівноважені, тобто їх суми дорівнюють нулю (1-й закон Ньютона):

$$\sum F_{\text{зовн}} = 0; \sum M(F_{\text{зовн}}) = 0$$

Рівновага досягається в процесі управління. Управляючий момент в продольному і поперечному відношенні створюється за рахунок відхилення повної аеродинамічної сили НГ відносно осі НГ на деякий кут  $\delta$ , який називається **балансувальним**.

Процес управління, в ході якого пілот за допомогою важелів управління досягає повної рівноваги, називається **балансуванням**.

При досягненні рівноваги вертолiт здійснює політ з постійними параметрами. Такий режим польоту називається **сталим**. До сталих режимів відносяться: горизонтальний політ, висіння, набір висоти або зниження з постійними кутами нахилу траєкторії.

Наявність рівності моментів зовнішніх сил щодо осей зв'язаної системи координат ОХ, ОУ, ОZ означає збереження постійних величин кутів крену, ристання і тангажу. Одночасно з балансуванням моментів необхідно врівноважити діючі на вертолiт масові, інерційні і аеродинамічні сили. Досягнення рівноваги сил означає, що згідно з 1-м законом Ньютона вертолiт буде перебувати в стані спокою або рівномірного прямолінійного руху.

**Несталим** називається політ зі змінною за величиною або напрямом швидкістю, тобто, політ при наявності прискорення. До таких режимів відносяться: розгін і гальмування швидкості в горизонтальному польоті, розворот і інші еволюції з криволінійною траєкторією.

До несталих режимів найбільш часто відносяться перехідні режими в процесі зльоту або посадки.

В несталих режимах рівновага враховує інерційні сили і моменти від цих сил (так званий принцип Д'Аламбера):

$$\sum (F_{зовн} + F_{ін}) = 0; \sum [M(F_{зовн}) + M(F_{ін})] = 0$$

Для зручності аналізу параметрів руху складний просторовий рух вертольота поділяють на поздовжній і бічний, який, в свою чергу поділяється на поперечний і шляховий. Сили, що діють на вертоліт і напрямом яких не збігаються з напрямком координатних осей, розкладаються на складові в зручній для аналізу рівноваги системі координат.

### 3. Поздовжня балансування, його особливості

Поздовжнє балансування досягається створенням певного поздовжнього керуючого моменту несучим гвинтом. Керуючий момент створюється зміною напрямку повної аеродинамічної сили шляхом зміни циклічного кута установки лопатей при відхиленні ручки циклічного кроку (РЦШ), ефективного центрування і інерційного моменту втулки від рознесення ГШ. Ефективне центрування залежить від кута відхилення тарілки автомата перекосу (АП). Кут відхилення тарілки АП (РЦШ) на кожному режимі польоту залежить режиму роботи двигунів, центрування, польотної ваги, швидкості і висоти польоту над рівнем моря. Графічна залежність балансувального кута від швидкості та інших параметрів польоту називають *балансивальними кривими*.

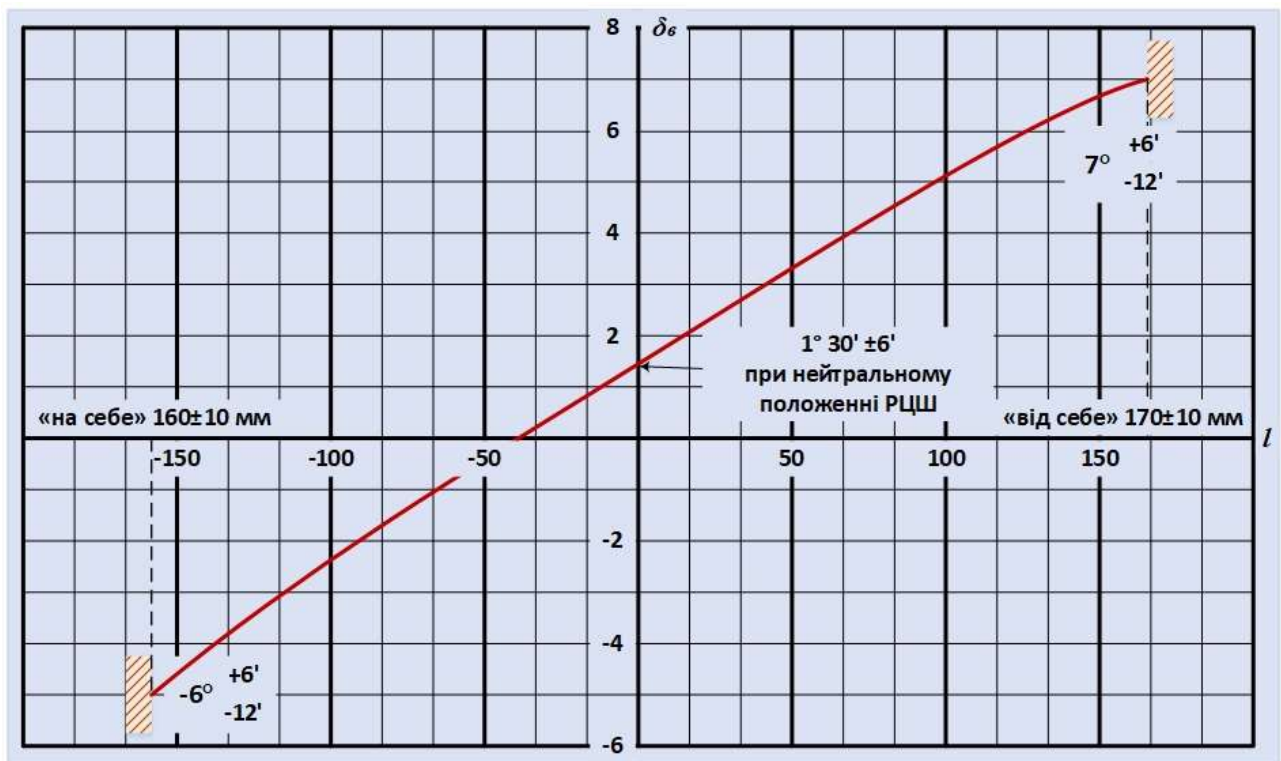


Рисунок 2. Взаємозв'язок відхилення РЦШ і кута нахилу кільця АП в поздовжньому напрямі

## 4. Аналіз балансувальних кривих поздовжнього балансування

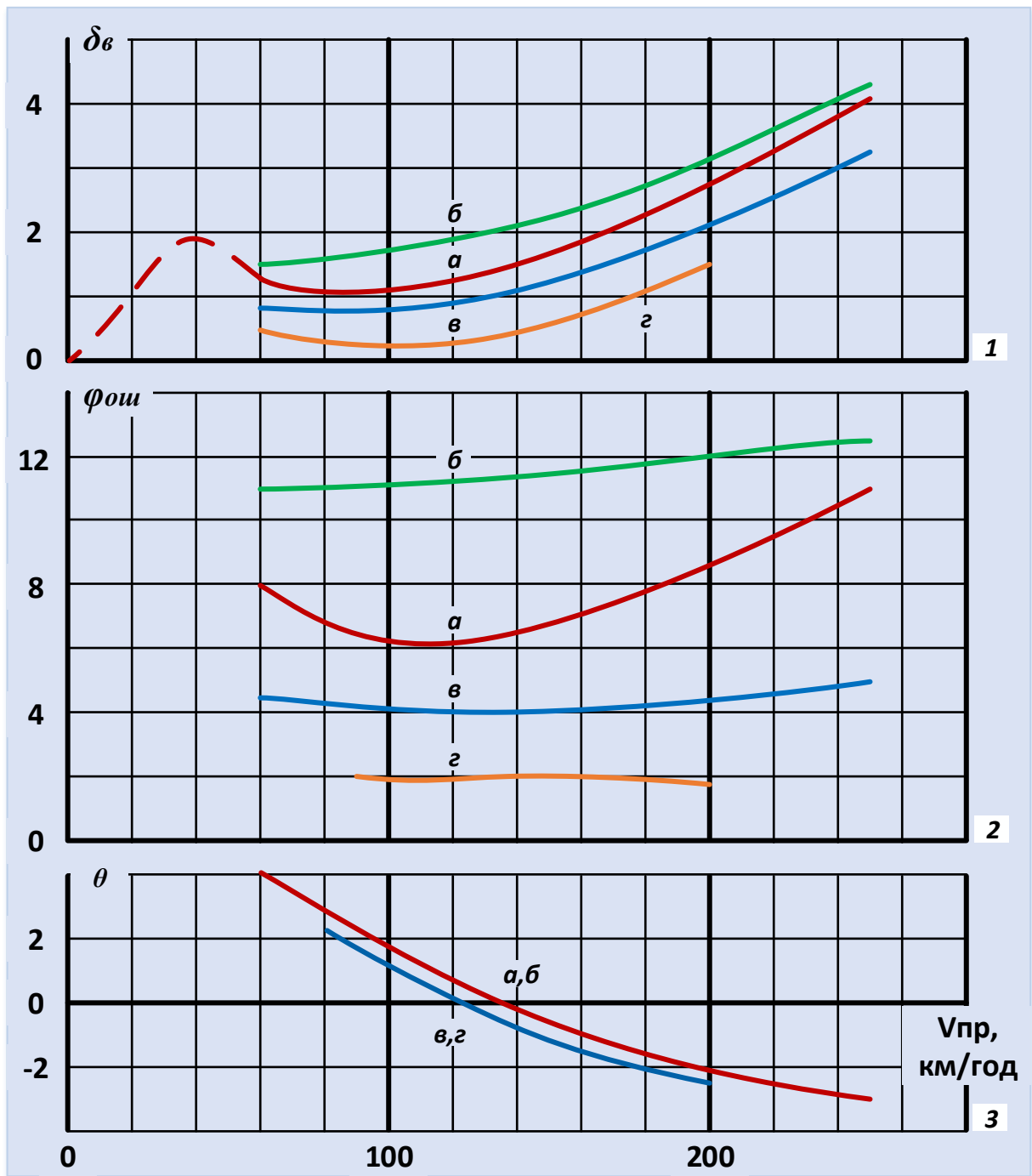


Рисунок 3. Балансувальні криві Мі-8МТВ по швидкості для різних режимів прямолінійного польоту ( $G=11100$  кг,  $x_T=100$  мм,  $H=1000$  м): а – горизонтальний політ; б – набір висоти (злітний режим); в – моторне зниження ( $V_T=5$  м/с); г – авторотація НГ; 1 – кут відхилення кільця АП; 2 – загальний крок; 3 – тангаж

Поздовжнє балансування виконується шляхом відхилення важелем «крок-газ» і поздовжнім відхиленням РЦШ. На рис.3 і 4 балансувальні криві представлено поздовжнє балансування в вигляді зміни поздовжнього відхилення кільця АП, загального кроку і тангажу.

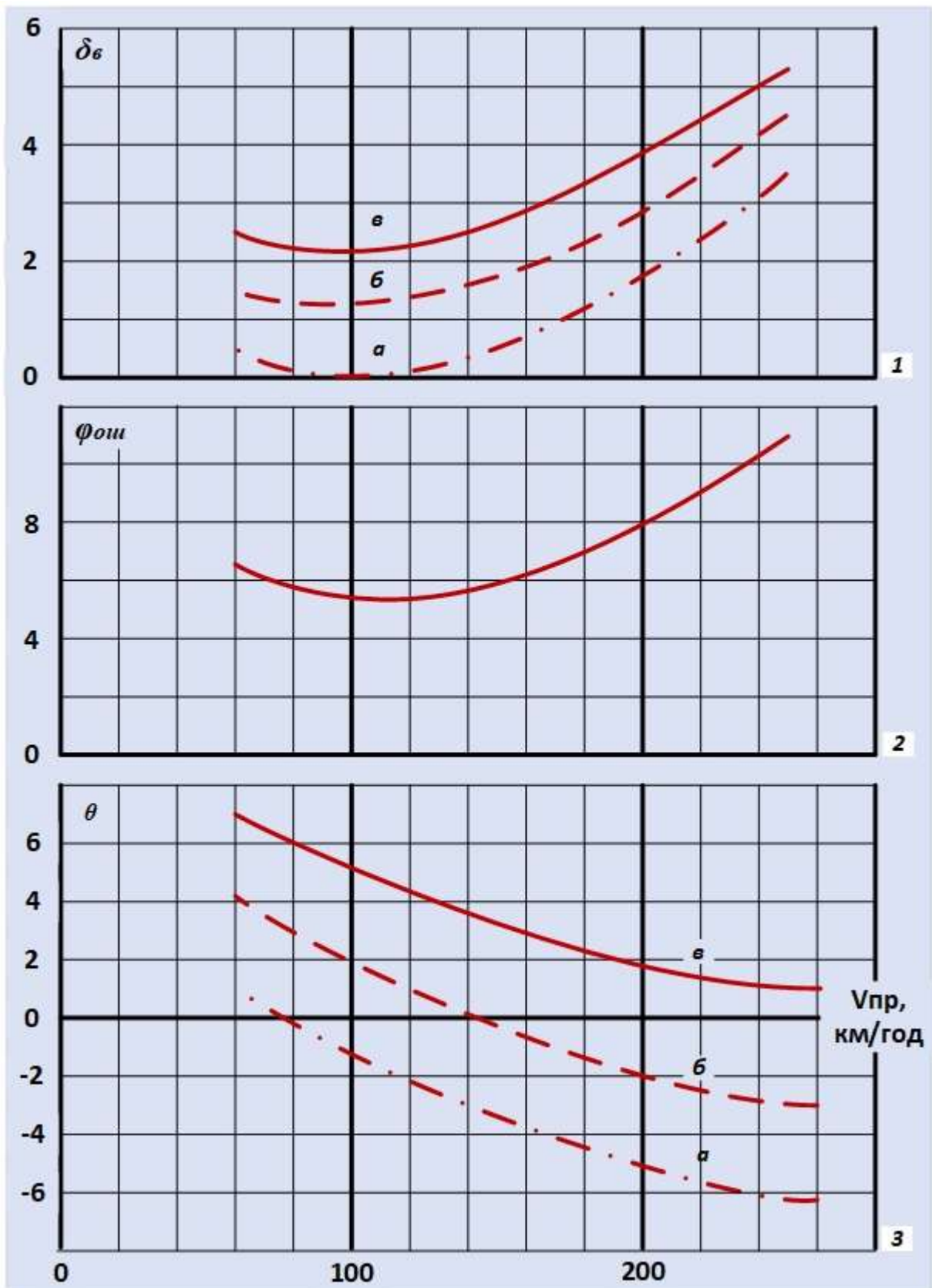


Рисунок 4. Балансувальні криві по швидкості горизонтального польоту ( $G=11100$  кг;  $H=1000$  м), центрування – а: +300 мм; б: +100 мм; в: -95 мм; 1 – кут відхилення кільця АП; 2 – загальний крок; 3 – тангаж

Як можливо бачити, поздовжнє балансування в найбільшій ступені залежить від швидкості польоту і зміни центрування:



- зміна центрування на 100 мм (назад) потребує збільшення нахилу автомату перекосу приблизно на  $0,6...0,7$  град, а кут тангажу зменшується приблизно на  $1,2$  град практично на всьому діапазоні швидкостей польоту;
- при збільшенні швидкості з режиму висіння до  $30..35$  км/год збільшується тенденція на кабрирування із-за зміни режиму обдування стабілізатора, що потребує значного відхилення РЦШ «від себе», при збільшенні швидкості до  $90...10$  км/год сумарний кабрируючий момент зменшується, тому для балансування необхідно відхилити «на себе». В діапазоні  $100...130$  км/год балансувальне положення РЦШ практично не змінюється, а при подальшому збільшенні швидкості відхилення РЦШ «від себе» збільшується.

Кут тангажу на пікірування збільшується зі збільшенням швидкості.

Кути загального кроку до швидкості  $100...110$  км/год зменшуються, потім – збільшуються.

При переході від одного режиму польоту на другий на однієї і той же швидкості поздовжнє балансування змінюється, наприклад:

- при переході з режиму горизонтального польоту в режим набору висоти на швидкості  $120$  км/год потребує переміщення РЦШ «на себе» приблизно на  $20$  мм;
- при переході з режиму горизонтального польоту на режим авторотації на швидкості  $140$  км/год потребує переміщення РЦШ «від себе» приблизно на  $25$  мм.

## 5. Бічне балансування, його особливості

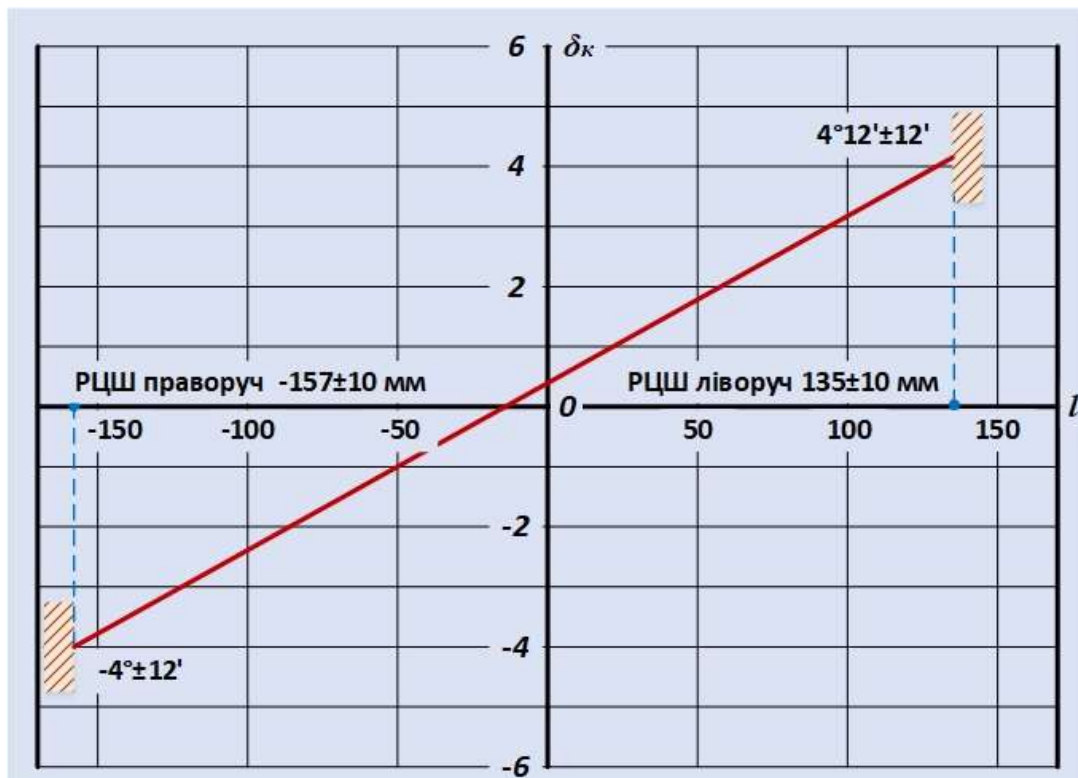


Рисунок 5. Взаємозв'язок відхилення РЦШ і кута нахилу кільця АП в поперечному напрямі

У поперечному напрямі вертоліт балансується на висінні з правим креном. На висінні без ковзання це досягається лише нахилом конуса вправо, тоді бічна сила  $Z_{HG}$  буде врівноважувати тягу рульового гвинта, але при цьому моменти відносно осі  $OX$  не будуть рівні, так як сила  $Z_{HG}$  має більше плече, ніж сила  $T_{PG}$ . Рівність моментів настане при правому крені вертольота на висінні, рівному  $2,5^\circ$ , тобто поперечна балансування досягається теж за допомогою створення керуючого моменту несучого гвинта в поперечному щодо відхилення тарілки АП (РУ). Поперечне відхилення тарілки АП (РЦШ залежить від режиму польоту, центрування, ваги, висоти польоту і від режиму роботи двигунів.

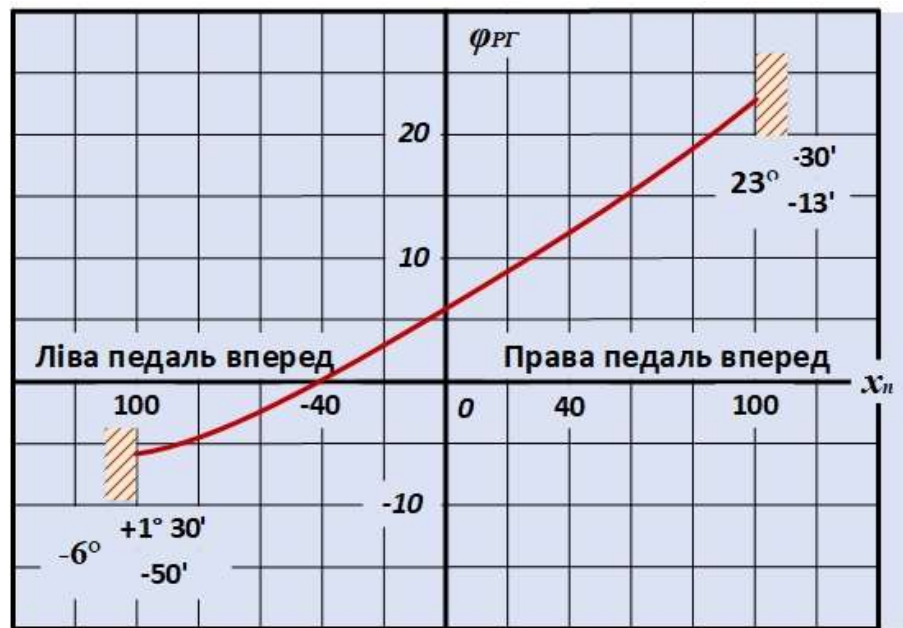


Рисунок 6. Залежність кута установлення лопаті РГ від ходу педалей

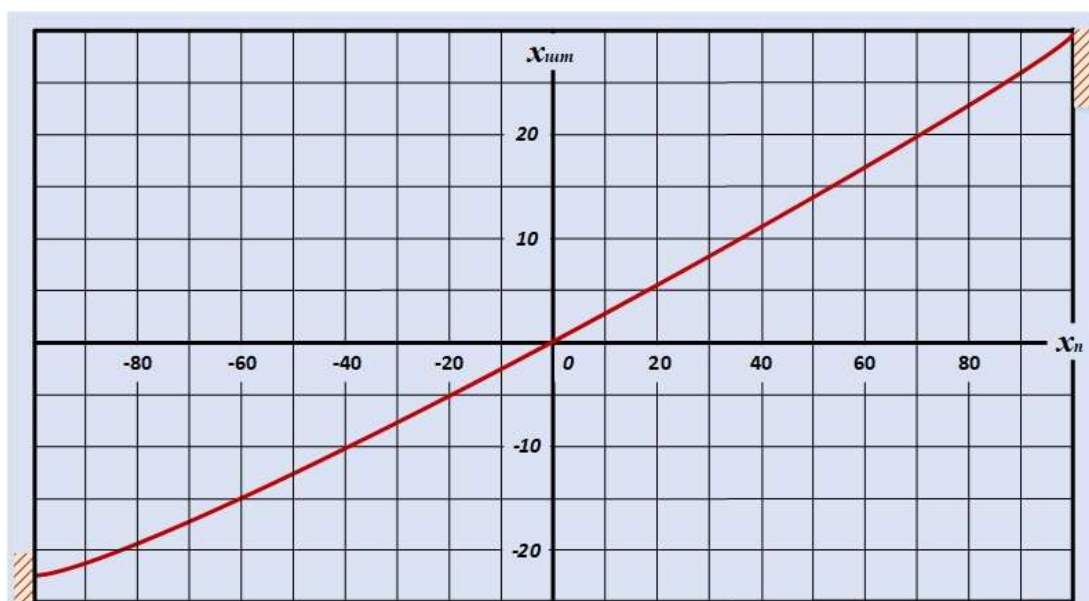


Рисунок 7. Залежність хода штока РГ від хода педалей

Шляхове балансування забезпечується створенням рульовим гвинтом керуючого моменту. Так як плече тяги РГ ( $l_{РГ}$ ) постійне, а величина реактивного моменту несучого гвинта ( $M_{p\text{ РГ}}$ ) залежить від режиму роботи двигунів. Тому, тяга РГ повинна змінюватися в залежності від режиму роботи двигунів.

Для забезпечення шляхового балансування лопаті РГ має діапазон зміни кутів установлення рульового гвинта:  $+23^{\circ+30'}_{-13'}$  ÷  $-6^{\circ+1^{\circ}30'}_{-50'}$ . Чим вище режим роботи двигунів, тим більше реактивний момент несучого гвинта, тим більше потрібний позитивний кут установки лопатей рульового гвинта, тобто, тим більше повинно бути відхилення вперед правої педалі. Реактивний момент несучого гвинта змінюється пропорційно його частоті обертання:

$$M_{p\text{ НГ}} = 716,2 \frac{N_{\text{НГ}}(\text{л.с.})}{n_{\text{НГ}}(\text{об / мін})} (\text{кГм})$$

Отже, чим менше частота обертання несучого гвинта, тим більше потрібна тяга рульового гвинта. Але, зниження частоти обертання НГ приводить до зменшення частоти обертання РГ і отже, його тяги, яку доводиться збільшувати збільшенням кроку рульового гвинта, щоб збалансувати вертоліт в шляховому відношенні на висінні. Якщо допустити зменшення частоти обертання НГ на висінні нижче мінімально допустимої, то реактивний момент НГ збільшується настільки, що повного ходу правої педалі не вистачає для компенсації лівого розвороту. Тому, на висінні, частота обертання НГ повинна бути як можна більшою (права корекція), особливо при висінні на високогірних аеродромах і майданчиках.

## 6. Аналіз балансувальних кривих бічного балансування

Поперечне балансування виконується поперечним відхиленням РЦШ:

- на висінні вертоліт балансується з правим креном  $2...2,5^{\circ}$  при відхиленню праворуч РЦШ; наявність бокового вітру міняє потрібне відхилення РЦШ: вітер зліва зменшує, а справа – збільшує потрібне відхилення РЦШ праворуч;
- при переході з режиму висіння до польоту з поступальною швидкістю до максимальної швидкості включно, РЦШ для балансування необхідно відхиляти вліво;
- на режимах набору висоти і моторного зниження потрібні відхилення РЦШ вліво практично таке, як і в горизонтальному польоті, а максимальне потрібне відхилення РЦШ вліво – на режимі авторотації НГ;
- при зміщенні центрування до правого борту потрібні відхилення РЦШ праворуч зменшуються.

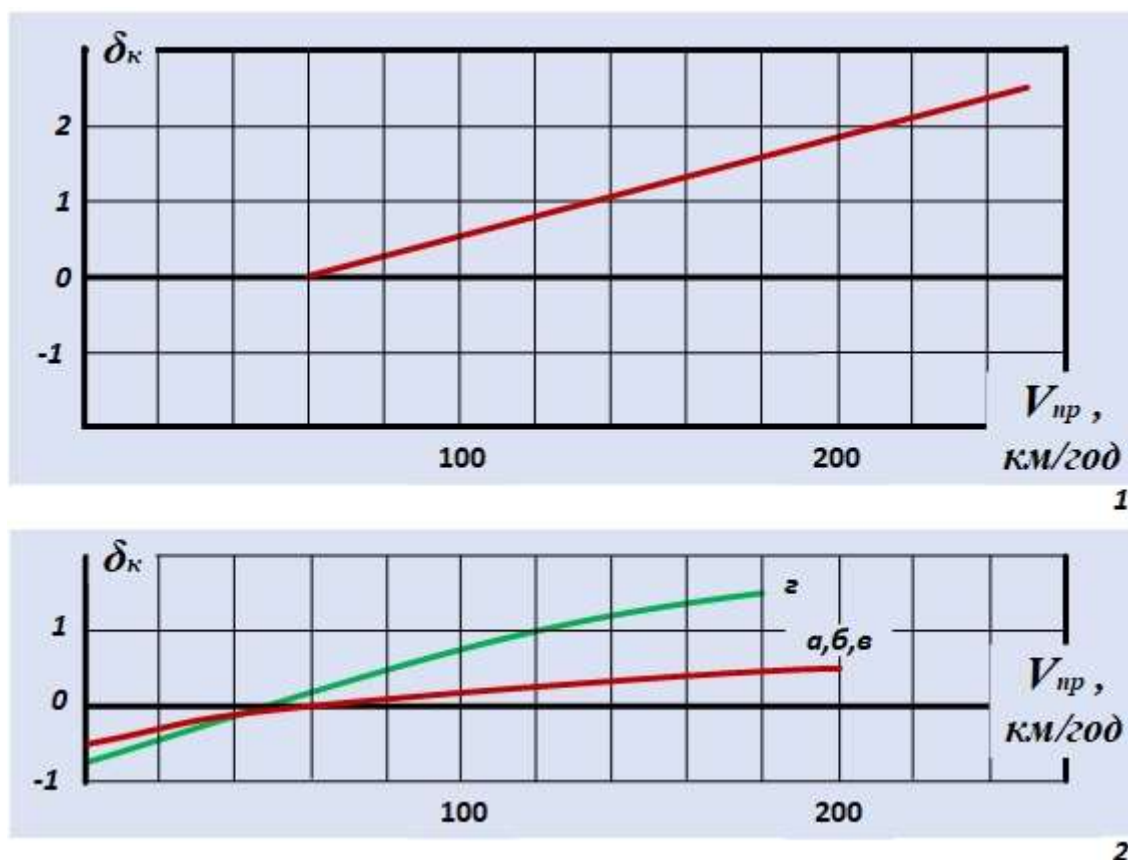


Рисунок 8. Залежність поперечного відхилення кільця АП від швидкості  
 1: в прямолінійному горизонтальному польоті ( $G=11100 \text{ кг}$ ;  $H=1000 \text{ м}$ );  
 2: на різних режимах польоту ( $G=11100 \text{ кг}$ ;  $H=1000 \text{ м}$ ;  $x_m=100 \text{ мм}$ ), а – горизонтальний політ; б – набір висоти на зльотному режимі; в – моторне зниження ( $V_Y=5 \text{ м/с}$ ); г – авторотація НГ

Шляхове балансування здійснюється за рахунок рівноваги шляхових моментів і поперечних сил і виконується зміною тяги РГ.

Найбільший вихід штоку РГ, а значить, найбільше відхилення правої педалі вперед має місце на висінні. В горизонтальному польоті зі збільшенням швидкості до 110...120 км/год потрібна потужність знижується, тому буде знижуватися і реактивний момент НГ, а отже, буде зменшуватися потрібна для балансування тяга РГ, тобто буде знижуватися потрібне відхилення правої педалі. Але, за рахунок збільшення ефективності РГ з ростом швидкості найменше відхилення правої педалі буде на швидкості 150...170 км/год, а з подальшому збільшенням швидкості відхилення правої педалі збільшується.

В режимі набору висоти потрібна потужність збільшується, тому потрібне відхилення правої педалі також збільшується в порівнянні з горизонтальним польотом.

На режимі авторотації за рахунок сил тертя в редукторі і трансмісії виникає розгортуючий момент, який діє в напрямку обертання НГ, тому, для шляхового балансування вертольоту на цьому режимі необхідно змінити напрям тяги РГ, для чого необхідно відхилити вперед ліву педаль. Зміна поздовжнього центрування на шляхове балансування не впливає.

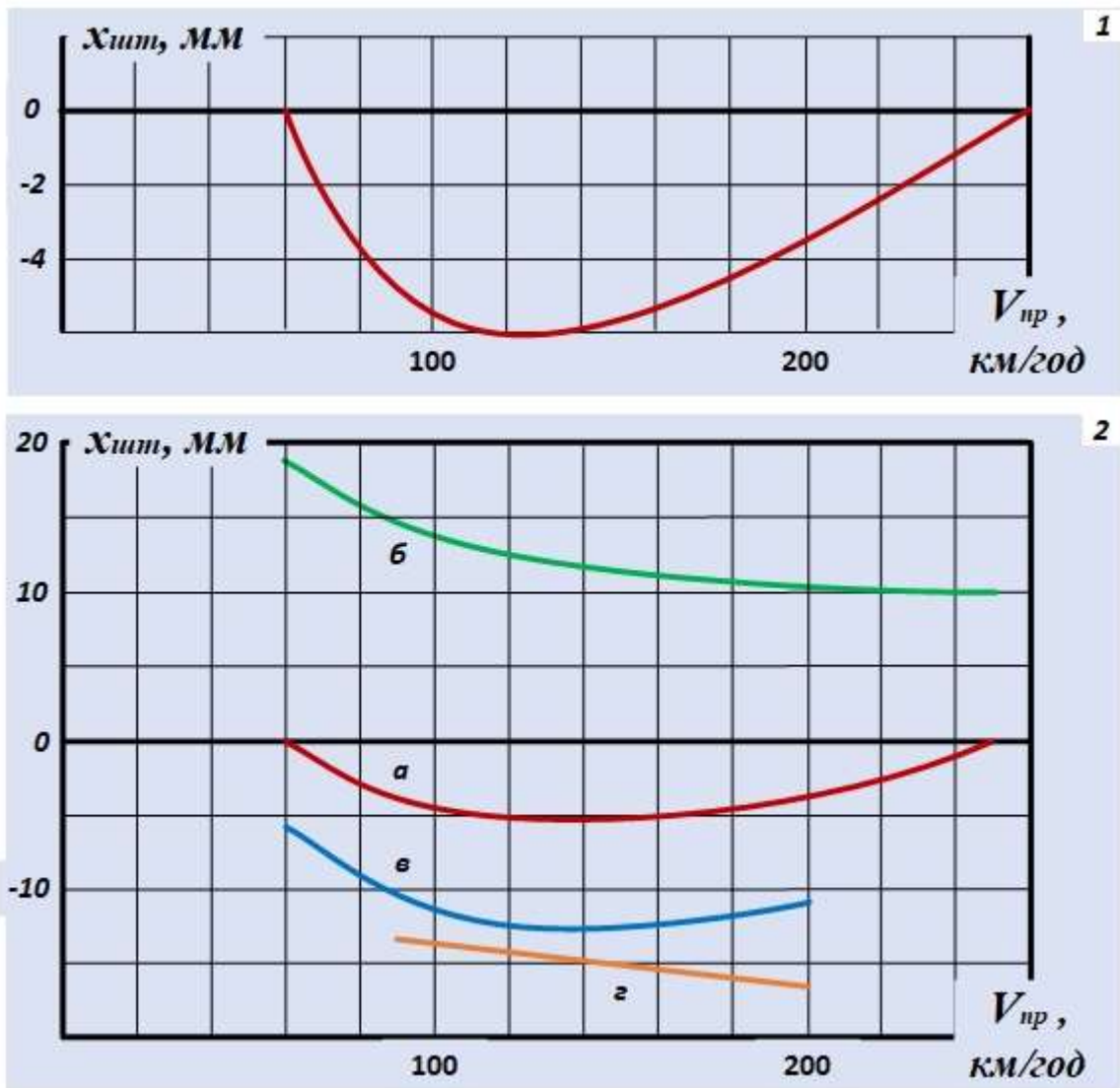


Рисунок 9. Залежність ходу штока РГ від швидкості і режиму польоту:

1: в прямолінійному горизонтальному польоті ( $G=11100 кг$ ;  $H=1000 м$ );

2: на різних режимах польоту ( $G=11100 кг$ ;  $H=1000 м$ ;  $x_m=100 мм$ ), а – горизонтальний політ; б – набір висоти на зльотному режимі; в – моторне зниження ( $V_Y=5 м/с$ ); г – авторотація НГ