

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

**ТЕКСТ ЛЕКЦІЇ**

навчальної дисципліни «ПРИНЦИПИ ПОЛЬОТУ МІ-8 МТВ»,  
обов'язковий компонент  
освітньо-професійної програми першого (бакалаврського) рівня вищої освіти  
272 Авіаційний транспорт (Аеронавігація)

**ТЕМА 3.2 ВІДМОВА ДВОХ ДВИГУНІВ**

**м. Харків, 2021**

**СХВАЛЕНО**

Науково-методичною радою  
Харківського національного  
університету внутрішніх справ  
Протокол від 23.09.2021 № 8

**СХВАЛЕНО**

Методичною радою  
Кременчуцького льотного коледжу  
Харківського національного  
університету внутрішніх справ  
Протокол від 22.09.2021 № 2

**СХВАЛЕНО**

Секцією Науково-методичної  
ради ХНУВС зі спеціальних  
дисциплін  
Протокол від 22.09.2021 № 8

Розглянуто на засіданні циклової комісії аеронавігації  
Протокол від 30.08.2021 № 1

**Розробник:** викладач циклової комісії аеронавігації, спеціаліст вищої категорії,  
викладач-методист Яцина Є.В.

**Рецензенти:**

1. Викладач циклової комісії аеронавігації, 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. Відмова в польоті двох двигунів.
2. Особливості характеристик режиму самообертання несучого гвинта.
3. Особливості виконання польоту у разі відмови двох двигунів.
4. Посадка на режимі самообертання несучого гвинта.

### Література:

1. Ромасевич В.Ф., Аеродинаміка і динаміка польотів вертольотів, М., Воєніздат, 1982.
2. Зозуля В.Б., Іванов Ю.П., Практична аеродинаміка вертольота Мі-8, М., Машинобудування, 1977.
3. Крилов А.А., Методика виконання польоту на вертольоті Мі-8, М., Повітряний транспорт, 1980.
4. Ромасевич В.Ф., Самойлов Г.А., Практична аеродинаміка польотів, Воєніздат, М., 1980.
5. Керівництво з льотної експлуатації вертольота Мі-8-МТВ, М., 1994.

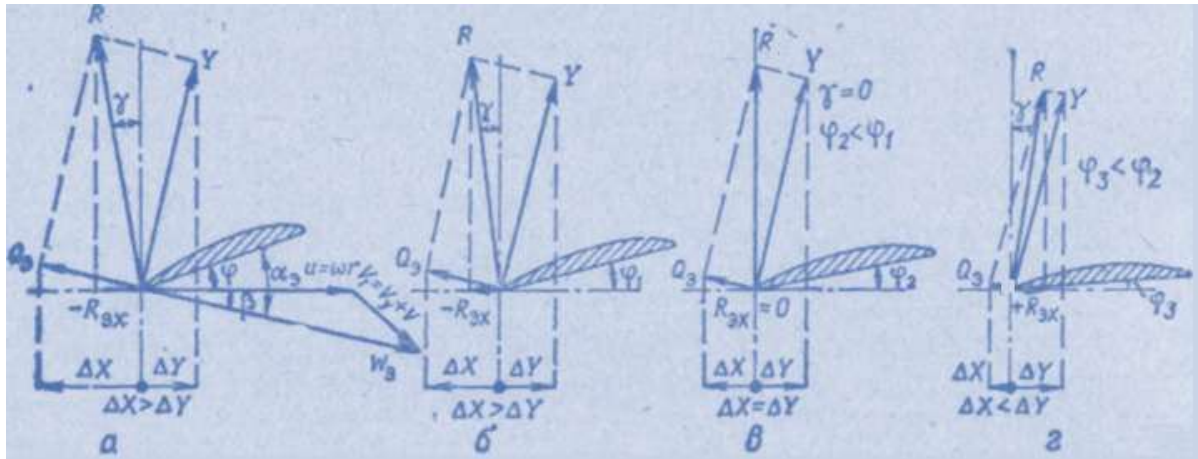
## ВІДМОВА В ПОЛЬОТІ ДВОХ ДВИГУНІВ

### ОСОБЛИВОСТІ ХАРАКТЕРИСТИК РЕЖИМУ САМООБЕРТАННЯ НЕСУЧОГО ГВИНТА

*Режимом самообертання* несучого гвинта називається такий режим польоту, при якому несучий гвинт приводиться в обертання аеродинамічними силами, що виникають в результаті взаємодії лопатей з потоком, що набігає повітря, тобто без підведення потужності двигунів. Обертається гвинт створює в 8 - 10 разів більший опір, ніж зупинений, що наближається до опору суцільного диска такого ж діаметру.

Зниження вертольота на режимі самообертання несучого гвинта по вертикалі називається парашутуванням, а по похилій траєкторії - плануванням. Зниження на режимі самообертання несучого гвинта на вертольоті Мі-8МТВ-1 можливо як при вимкнених двигунах, так і при працюючих на режимі малого газу. У загальних випадках автоматична система підтримки частоти обертання несучого гвинта виявляється виключеною, тому частоту обертання несучого гвинта необхідно зберігати зміною шагом. При переході їх режиму самообертання на режим моторного польоту попередньо необхідно ввести повністю корекцію вправо і тільки потім збільшувати загальний шаг несучого гвинта, в іншому випадку можливо перетяжеління несучого гвинта.

Для з'ясування фізичної сутності режиму самообертання розглянемо роботу елемента лопаті несучого гвинта і діючі на нього сили при вертикальному зниженні (рис.).



**Рис. Схема сил, що діють на елемент лопаті на режимі самообертання: а - загальна; б - на уповільненому режимі; в - на сталому режимі; г - на прискореному режимі.**

Під впливом потоку повітря виникає повна аеродинамічна сила  $R$ , її складова  $Y$ , спрямована перпендикулярно до напрямку сумарного потоку повітря  $W$  є підйомною силою, а складова  $X$  спрямована по сумарному потоку, - силою лобового опору (рис.).

Сили, що виникають на елементі лопаті, залежать від величини і напрямки сумарної швидкості  $W$  його зустрічі з повітряним потоком, т. з. від кута атаки елемента  $\alpha$ , що дорівнює сумі установочного кута елемента лопаті  $\varphi$ , і кута притікання потоку повітря  $\beta$ . На рис. б, в, г показані три можливих напрямки повної аеродинамічної сили  $R$  в залежності від величини кута атаки.

коли сила  $R$  нахилена назад (рис. б), сила  $\Delta X$  як проекція складової  $X$ , на площину обертання буде більше сили  $\Delta Y$  - проекції складової  $Y$  на цю ж площину. В результаті в площині обертання буде діяти невірноважена сила, що уповільнює обертання елемента. Ця гальмівна сила виникає внаслідок великого установочного кута елемента лопаті (загального кроку несучого гвинта).

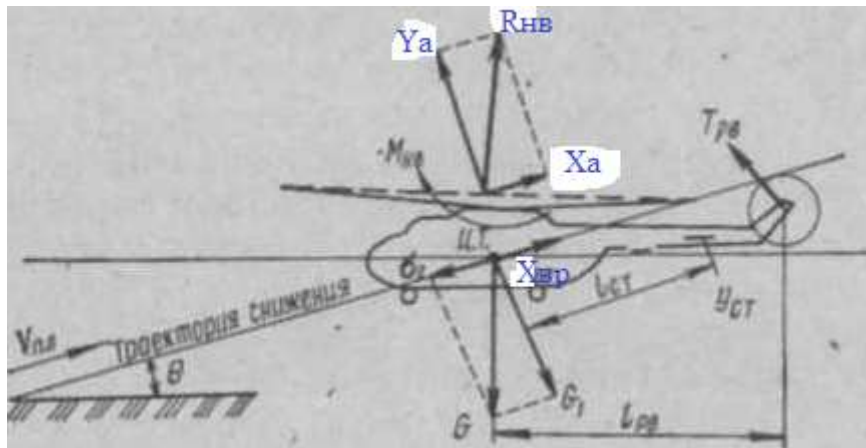
коли сила  $R$  паралельна осі обертання (рис. в), її складові  $Y$  і  $X$  дають рівні проекції на площину обертання, т. е.  $\Delta X = \Delta Y$ . У площині обертання сили виявляються врівноваженими, елемент лопаті обертається по інерції з постійною частотою обертання. Це режим усталеного самообертання.

У третьому випадку (рис. г) сила  $R$  кілька нахилена вперед по обертанню. В результаті сила  $\Delta Y$  більше сили  $\Delta X$ , і в площині обертання буде діяти невірноважена сила, яка прискорює рух елемента. Ця прискорює сила може виникнути, за умови, якщо загальний крок несучого гвинта менше, ніж при сталому самообертання.

Крутка лопаті і наявність різних швидкостей обтікання за розмахом є причиною того, що кінцеві перетину лопаті працюють, як правило, в умовах уповільненого самообертання, а середні і кореневі - в умовах прискореного самообертання.

частота обертання несучого гвинта  $n_{нг}$  регулюється кроком  $\varphi_{нг}$ ; чим менше  $\varphi_{нг}$ , тим більше  $n_{нг}$ . На різних висотах внаслідок зміни масової щільності повітря значення загального кроку, при яких забезпечується сталий режим самообертання, будуть різними. Зі збільшенням висоти (зменшенням масової щільності повітря  $\rho$ ) потрібне значення загального кроку збільшується приблизно на  $1^\circ$  на кожні 1000 м.

Зі схеми сил, що діють на вертоліт при зниженні на режимі самообертання несучого гвинта (рис.), Видно, що умовою сталості кута планування є рівність підйомної сили  $Y$  і складовою сили тяжіння вертольоту  $G_1$ , спрямованої перпендикулярно до траєкторії руху.



**Рис. Схема сил, Схема сил, що діють на вертоліт при зниженні на РСНВ**

Швидкість планування буде постійною за умови, якщо сума складової повної аеродинамічної сили гвинта  $X_a$ , спрямованої паралельно набігаючого потоку, і шкідливого опору вертольоту  $X_{вр}$  буде врівноважена складовою сили тяжіння  $G_2$ , яка спрямована по траєкторії руху.

Реактивного моменту на режимі самообертання несучого гвинта немає. Однак в результаті тертя в трансмісії і наявної механічного зв'язку з рульовим гвинтом несучий гвинт при своєму обертанні захоплює за собою корпус вертольоту, і вертоліт розгортається в напрямку обертання несучого гвинта (вправо). Цей момент прийнято називати моментом несучого гвинта  $M_{НВ}$  (або захопливим моментом). Для запобігання розвороту необхідний протидіє момент від тяги рульового гвинта. Так як напрямок розвороту по відношенню до моторного польоту змінилося на протилежне, то і напрямок сили тяги рульового гвинта і моменту  $T_{рлрв}$  також має бути змінено на протилежне.

Таким чином, умовою збереження заданого напрямку польоту буде рівність моментів несучих і кермового гвинтів.

Політ на режимі самообертання несучого гвинта можна виконати як з повністю введеної вправо, так і з повністю прибраній вліво корекцією газу двигунів.

При самообертанні в зоні політ виконується з повністю прибраній вліво корекцією.

На режимі самообертання автомат частоти обертання вимикається з роботи, тому частоту обертання несучого гвинта необхідно зберігати зміною положення важеля КРОК-ГАЗ. У тому випадку, якщо зниження виконувалося з прибраній вліво корекцією, необхідно перед виведенням з зниження спочатку ввести корекцію, а потім збільшити загальний крок. Рекомендована частота обертання несучого гвинта 98 - 100%, мінімально допустима - 88%, мінімально допустима в момент приземлення - 75%.

Зниження на режимі самообертання несучого гвинта з працюючими двигунами виконувати на приладових швидкостях:

- на висоті 2000 м і більше - 100 - 120 км / ч;
- на висоті менш 2000 м - 90 - 200 км / ч.

Вертикальна швидкість зниження залежить від обраної швидкості планування і дорівнює 10 - 12 м / с. Найменша вертикальна швидкість відповідає швидкості планування 110 - 120 км / ч і дорівнює 10 м / с.

Найвигідніша швидкість планування по приладу, відповідна максимальній дальності планування на висотах менш 2000 м, - 180 км / ч.

**Мінімально допустима частота обертання** несучого гвинта - 88%. Вона обмежується з умов забезпечення достатнього запасу колійного управління. Крім того, зниження частоти обертання нижче 88% веде до значного зменшення відцентрових сил лопатей, що веде до зростання амплітуди махових рухів (можливо закидання лопатей до верхнього обмежувача) і до зниження тяги гвинта - вертикальна швидкість зниження може зрости до величини, при якій безпека приземлення не забезпечується.

**Максимальна допустима частота обертання** несучого гвинта протягом не більше 30 с - 103%, протягом не більше 5 с - 105%, вона обмежується з умов забезпечення достатньої міцності лопатей, так як на великій частоті обертання на лопаті і на втулку передаються значні за величиною змінні навантаження (в основному через збільшення відцентрових сил).

**Рекомендована частота обертання** несучого гвинта на режимі самообертання - 98 - 100%, при цьому забезпечується великий запас кінетичної енергії обертового гвинта і зменшується небезпека ненавмисного зниження частоти обертання. Однак при плануванні на режимі самообертання при такій частоті обертання гвинта і рекомендованій поступальній швидкості ефективна швидкість кінцевих елементів лопатей в азимут 90° виявляється рівною критичної швидкості, в результаті чого на цих елементах опір різко збільшується через втрати енергії на стрибку ущільнення на верхній поверхні лопаті ( хвильовий опір), опір вертольоту збільшується, і траєкторія планування стає крутішою. У зв'язку з цим при значному запасі висоти на плануванні бажано підтримувати частоту обертання 92 - 98%, а перед виконанням посадки частоту обертання встановити 98 - 100%.

При виконанні спіралі на режимі самообертання несучого гвинта частота обертання зростає при створенні крену (збільшення вертикальної швидкості веде до збільшення кутів атаки лопатей і до переходу на прискорене самообертання), тому перед введенням в спіраль бажано підтримувати частоту обертання на нижній межі, а перед виведенням - на верхньому. Чим менше висота польоту на режимі самообертання, тим менше повинен бути крок несучого гвинта для збереження рекомендованої частоти обертання. При збільшенні швидкості польоту частота обертання гвинта буде збільшуватися, але незначно (близько 5% при зміні швидкості на 100 км / ч).

Крок гвинта на режимі самообертання становить 2°-5° по УШВ.

Вертикальна швидкість планування на режимі самообертання тим більше, чим більша польотна вага вертольоту і більше барометрична висота польоту. Найменша вертикальна швидкість, відповідна швидкості планування 120 км / год, дорівнює ~ 9 м / с. На режимі самообертання допускається використання всього діапазону швидкостей, дозволеного для режимів моторного зниження, горизонтального

польоту, набору висоти. Рекомендований діапазон швидкостей – 120-180 км / год. Мінімальний кут планування (максимальна дальність планування) відповідає плануванню на швидкості 180 км / год (на висотах менше 2000 м) і становить 12°, вертикальна швидкість при цьому - 10,5 м / с. Аеродинамічний якість вертольоту становить на цьому режимі близько 5.

Вертикальна швидкість усталеного режиму парашутування при нормальній (максимальному) польотній вазі у землі - близько 16 (21 м / с), зі збільшенням барометричної висоти вона ще збільшується.

## ОСОБЛИВОСТІ ВИКОНАННЯ ПОЛЬОТУ У РАЗІ ВІДМОВИ ДВОХ ДВИГУНІВ

Відмова двох двигунів проявляється по різкого порушення рівноваги вертольоту:

- енергійно знижується з опусканням носа, з розворотом і креном вправо,
- зменшується частота обертання компресорів обох двигунів,
- зменшується температура газів перед турбінами,
- швидко падіння обертів несучого гвинта;
- зміна звуку від працюючих двигунів;
- падіння оборотів і температури газів обох двигунів.

Величина розбалансування залежить від швидкості польоту і режиму роботи двигунів (чим вище режим роботи двигунів і менше швидкість польоту, то все більше проявляється розбалансування);

Для забезпечення безпеки польоту необхідно негайно вжити заходів для переведення вертольоту на планування на режимі самообертання несучого гвинта. З цією метою незалежно від висоти польоту необхідно запобігти зниженню частоти обертання, скинувши крок несучого гвинта до мінімального, а потім в процесі зниження підібрати таку величину загального кроку, щоб частота обертання несучого гвинта збереглася в рекомендованих межах.

Одночасно з рухом важеля КРОК-ГАЗ вниз рухом ручки циклічного кроку вліво і на себе утримати вертоліт від пікірування, розвороту і крен вправо. У процесі зниження ручкою циклічного кроку встановити рекомендовану швидкість польоту. Відхилення ручки циклічного кроку від себе при встановленні рекомендованої швидкості польоту викликає через зменшення кутів атаки лопатей (переходу в режим уповільненого самообертання) таке ж зниження частоти обертання несучого гвинта, як при збільшенні загального кроку. Тому до отримання сталої швидкості планування частоту обертання несучого гвинта слід тримати на верхній межі (98-100%).

Збалансувавши вертоліт і встановивши обрану швидкість планування, зняти навантаження з важелів управління. Щоб уникнути виникнення пожежі закрити пожежні крани і крани зупинки двигунів.

Розвороти слід виконувати координованим відхиленням ручки циклічного кроку і педалей в відповідну сторону. Введення вертольоту в розворот супроводжується збільшенням вертикальної швидкості, в результаті чого кути атак і елементів лопатей збільшуються і несучий гвинт переходить в режим прискореного самообертання (і тим сильніше зростає частота обертання несучого гвинта, чим більше крен на розвороті, отже, більше вертикальна швидкість, оскільки при розвороті частина тяги, що розвивається несучим гвинтом,

використовується на викривлення траєкторії). Тому для спрощення техніки пілотування на розворотах не слід допускати крен більше  $20^\circ$ , необхідно стежити за збереженням частоти обертання несучого гвинта в рекомендованому діапазоні. При виконанні лівого розвороту відхилення лівої педалі веде до установки лопатей хвостового гвинта на великі негативні кути установки, в результаті чого відбір потужності на хвостовий гвинт зростає. Для збереження частоти обертання несучого гвинта доводиться зменшувати його крок, що веде до збільшення вертикальної швидкості. На правому ж розвороті тягу хвостового гвинта, спрямовану вправо, необхідно зменшувати, відбір потужності на хвостовий гвинт зменшується і несучий гвинт працює в рекомендованому діапазоні частоти обертання на більшому кроці, що забезпечує отримання меншої вертикальної швидкості. Виходячи з цих міркувань бажаніше виконувати правий поворот. Втрата висоти на розвороті залежить від вертикальної швидкості і часу, що витрачається на розворот. 250 м при швидкості по приладу 60 км / год; вертикальна швидкість збільшується на розвороті в середньому на 0,5 м / с. Безпечна висота, з якої можливо виконання планування з розворотом на  $180^\circ$  на швидкості 180 км / год з подальшою посадкою на режимі самообертання несучого гвинта, становить близько 650 м.

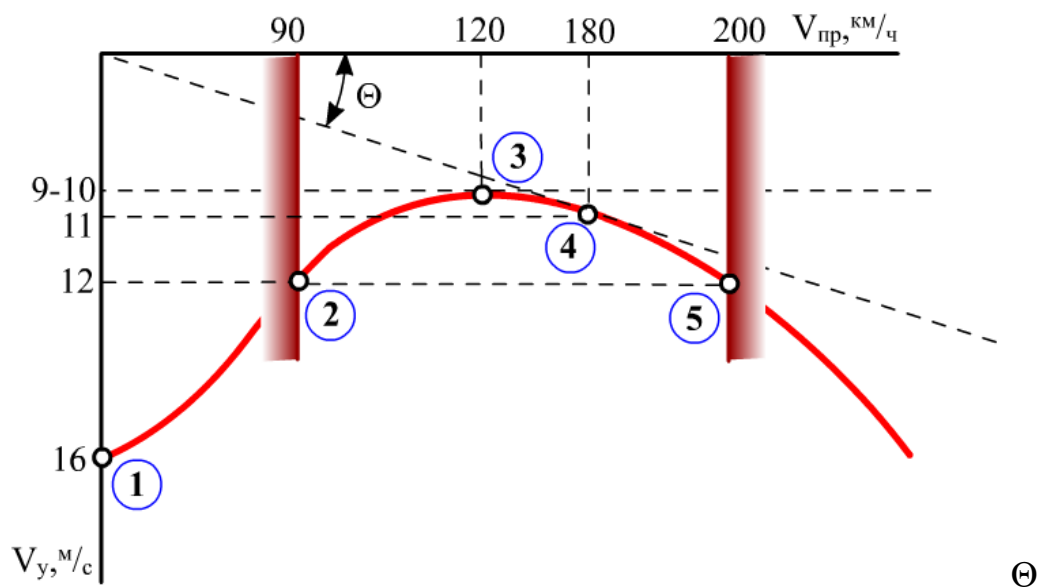
*Для зменшення втрати оборотів НВ застосовуються два способи переходу на РСНВ:*

1-й спосіб полягає в скиданні загального кроку до мінімального. Цей спосіб застосовують при виключенні двигунів на малій швидкості і великих висотах.

2-й спосіб застосовується при виключенні двигунів на малих висотах і великих швидкостях польоту (понад 120 км / ч). Він зводиться до енергійного відхилення РУ на себе (збільшення тангажу до 200) і одночасного скиду загального кроку.

Балансування вертольота після відмови двигунів відновлюється за допомогою педалей і РУ: ліва педаль - вперед, РУ кілька на себе і вліво.

На малюнку показана залежність вертикальну швидкість зниження на РСНВ приладової швидкості польоту.



**Рис. Залежність вертикальну швидкість зниження на РСНВ від приладової швидкості польоту**

На рис. видно такі характерні точки при зниженні на РСНВ:



- точка 1 - режим парашутування (вертикальної авторотації). Велика вертикальна швидкість не може змиритися при підриві до безпечної. На практиці, як правило не застосовується.
- точка 2 - режим мінімально допустимої швидкості планування. Прими-ується при заході на майданчик, що має високі перешкоди. Кут нах-лона траєкторії при цьому  $\Theta = 260$ . Подальше зменшення швидкості плани-вання не рекомендується, тому що це призводить до збільшення  $V_y$  і супровож-дається зривами і вібраціями через великі кути атаки.
- точка 3 - режим максимальної тривалості польоту. Є основним при заході на посадку.  $\Theta = 170$ .
- точка 4 - режим максимальної дальності планування. Мінімальний кут планування  $\Theta = 130$ . На цьому режимі якість вертольота і НВ максимальне. Застосовується в тих випадках, коли необхідно дотягнути до майданчика. Дальність планування визначається за формулою:  

$$L = 4,3 H.$$
- точка 5 - режим максимально допустимої швидкості планування. Огра-ничен через умови зриву потоку з кореневих перетинів відступаючих лопас-тей при великих кутах атаки. При цьому, чим більше швидкість планування і менше обертів, тим більше зона зриву.

## ПОСАДКА НА РЕЖИМІ САМООБЕРТАННЯ НЕСУЧОГО ГВИНТА

Цей вид посадки застосовується в разі відмови двигунів, при поломці транс-місії, під час пожежі у відсіках двигунів, а також в навчальних цілях. Гасіння вер-тикальної швидкості зниження здійснюється шляхом використання кінетичної енергії руху вертольота і кінетичної енергії обертання несучого гвинта.

Посадка з пробігом (по-літакового) може бути виконана на майданчики, що забезпечують виконання пробігу 100 - 150 м. На плануванні рекомендується утримувати швидкість 100 - 120 км / ч, частоту обертання несучого гвинта 98 - 100%, уточнюючи розрахунок на посадку до висоти не менше 70 м зміною швидкості планування в діапазоні 100 - 150 км / ч. Закінчивши уточнення розрахунку на посадку, збалансувати вертоліт і вимкнути автопілот. Плавне зменшення посту-пательня швидкості відхиленням ручки циклічного кроку на себе почати з висоти 120 -100 м. З висоти 40 -30 м пропорційно наближенню до землі відвели-чувати плавно спільний крок несучого гвинта в зростаючому темпі з таким розрахунком, щоб в момент торкання основними колесами землі вертикальна швидкість становила 0,1 - 0,2 м / с при поступальній швидкості 50 - 70 км / ч. До моменту приземлення крок може бути використаний повністю. Висота початку вирівнювання визначається величиною вертикальної швидкості: чим більше вертикальна швидкість (більше польотний вага, барометрична висота, вище температура), тим на більшій висоті від землі необхідно починати вирівнювання (при вертикальній швидкості 10 - 11 м / с висота вирівнювання 40 м, При вертикальній швидкості 8 - 9 м / с висота вирівнювання 30 м).

Через швидке гасіння швидкості і великого позитивного кута тангажу виникає враження, що вертикальна швидкість дуже велика, з цієї причини збільшення кроку може бути розпочато на висоті більше рекомендованої або може виконуватися в

надмірно збільшеному темпі. Це може привести до втрати частоти обертання несучого гвинта на великій висоті. Щоб цього уникнути, необхідно призупинити збільшення загального кроку або навіть зменшити його на  $3^{\circ}$  -  $4^{\circ}$  з подальшим енергійним збільшенням для отримання його максимальним до моменту приземлення. При зустрічному вітрі слід виконувати зниження і приземлення на більшій поступальній швидкості по приладу. Це забезпечує більш полого траєкторію зниження, при якій «підрив» кроку виявляється більш ефективним.

На висоті 3 -4 м рухом ручки циклічного кроку від себе додати вертольоту посадочне положення і відразу ж після цього енергійним відхиленням КРОК-ГАЗ вгору встановити максимально можливий кут установки лопатей несучого гвинта. Виконати приземлення на основні колеса.

Після приземлення відхиленням важеля КРОК-ГАЗ вниз зменшити загальний крок до мінімуму за 3 - 5 с. Затримка зі зменшенням кроку може призвести до ситуації, коли внаслідок різкого зниження частоти обертання несучого гвинта через великий опір (великої площі міделевого перетину лопаті) зростає можливість удару лопатей про хвостову балку.

Наявність задньої центрування при виконанні посадки не дозволяє пілоту виконувати таке ж ефективне гасіння швидкості, яке можливо при наявності передньої центрування, оскільки при задній центріці вертоліт має значний кут тангажу, збільшення якого в процесі гасіння створює дуже незручне становище пілота, а через небезпеку зачіпання землі низько опущеною хвостовій балкою для створення посадочного положення потрібно енергійне і значне відхилення ручки циклічного кроку від себе, тобто передчасне припинення гасіння швидкості.

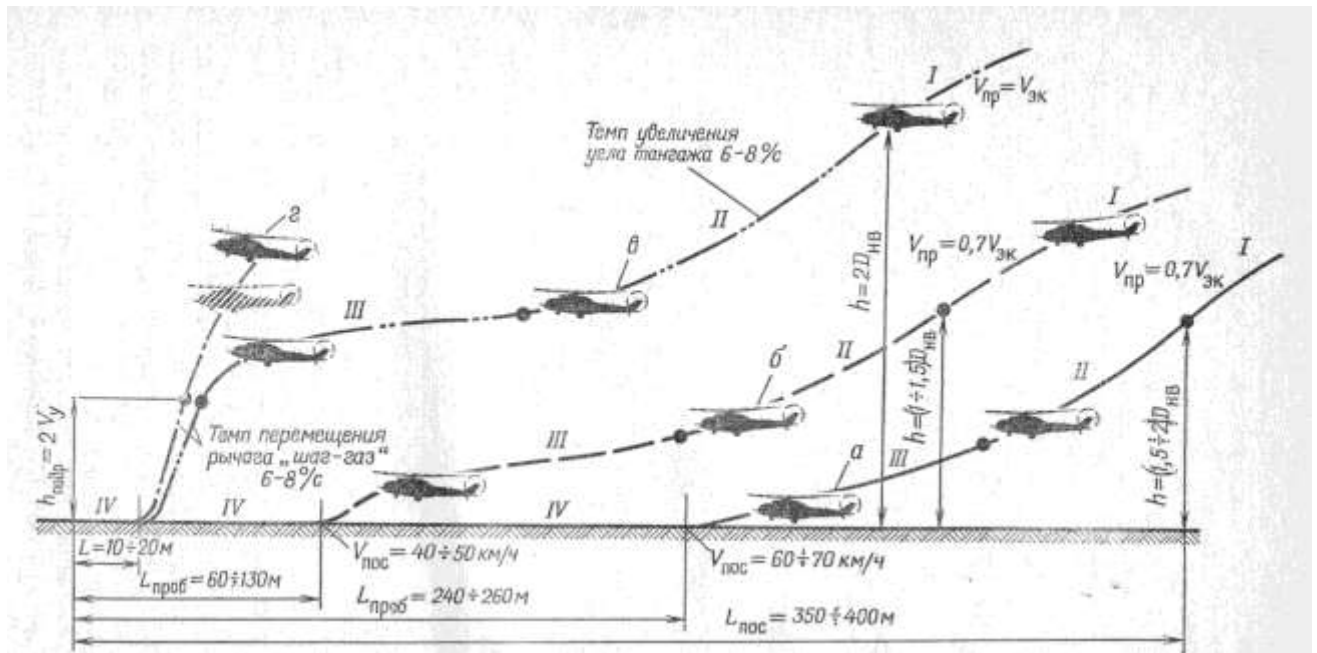
**Посадка з коротким пробігом** виконується на майданчики, які мають високі перешкоди на підходах і не дозволяють виконати значний пробіг.

Підхід до обраної майданчику здійснюється на швидкості 7080 км / год, Гліс-саду планування виходить при цьому крутіше, вертикальна швидкість становить 10 - 11 м / с. Частоту обертання несучого гвинта необхідно витримувати на верхній межі, щоб мати загальний запас кінетичної енергії обертового гвинта. Збалансувавши вертоліт, зняти навантаження з важелів управління і вимкнути автопілот.

На висоті 50 -35 м відхиленням ручки циклічного кроку на себе збільшити кут тангажу приблизно на  $10^{\circ}$ . Це призведе до незначного гасіння вертикальної і поступальної швидкостей (так як крок несучого гвинта малий), але частота обертання почне рости. Однак на висоті 30 -20 м (Тобто через 1,5 - 2,0 с) несучий гвинт слід різко затяжелити, енергійно (0,5 - 1 с) збільшивши загальний шаг на  $3^{\circ}$  -  $6^{\circ}$  (так зване «підсікання»). В результаті таких дій несучий гвинт, будучи сильно відхиленим назад, створює велике гальмування як вертикальної, так і поступальної швидкостей. Частота обертання при цьому знижується до рекомендованої. Подальше збільшення загального кроку несучого гвинта необхідно виконувати в такому темпі, щоб в момент приземлення спільний крок несучого гвинта досяг максимальної величини.

Перед приземленням починаючи з висоти 4 -6 м плавним відхиленням ручки циклічного кроку від себе створити вертольоту посадочне положення, що забезпечують приземлення на основні колеса з незначно опущеною хвостовій балкою. Після приземлення можливо остаточне гасіння поступальної швидкості взяттям ручки циклічного кроку на себе аж до упору при максимальному кроці несе

кроку. Використовувати гальма. Після зупинки вертольоту ручку циклічного кроку повернути в нейтральне положення і плавно (за 3 - 5 с) скинути крок до мінімального щоб уникнути падіння лопатей при зниженні частоти обертання на нижні обмежувачі горизонтальних шарнірів і удару по хвостовій балці.



**Рис. Різні траєкторії посадки з пробігом (по-літаковому) і на РСНВ:** а - по-літаковому без використання енергії несучого гвинта; б - по-літаковому при працюючому двигуні; в - комбінований з використанням енергії руху і несучого гвинта; г - з «Підривом» без використання енергії руху вертольота.

При виконанні посадок з боковим вітром слід пам'ятати, що на режимі самоврацання небезпечний вітер зліва (вже при вітрі зліва більше 5 м / с ручка циклічного кроку може виявитися на лівому упорі).