

МІНІСТЕРСТВО ВНУТРІШНІХ СПРАВ УКРАЇНИ
ХАРКІВСЬКИЙ НАЦІОНАЛЬНИЙ УНІВЕРСИТЕТ ВНУТРІШНІХ
СПРАВ
КРЕМЕНЧУЦЬКИЙ ЛЬОТНИЙ КОЛЕДЖ

Циклова комісія аеронавігації

ТЕКСТ ЛЕКЦІЇ

з навчальної дисципліни
«Принципи польоту (Аерогідрогазодинаміка)»
обов'язкових компонент
освітньо-професійної програми першого (бакалаврського) рівня вищої освіти
Аеронавігація

за ТЕМОЮ 8. «Аеродинамічні характеристики несучого гвинта вертольоту»

Харків 2021

ЗАТВЕРДЖЕНО

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

ПОГОДЖЕНО

Секцією Науково-методичної ради
ХНУВС з технічних дисциплін
Протокол від 22.09.2021 № 8

Розглянуто на засіданні циклової комісії аеронавігації, протокол від 10.09.2021
№ 2

Розробник: професор навчального відділу КЛК ХНУВС, викладач циклової
комісії аеронавігації, к. т. н., с. н. с., спеціаліст вищої категорії, викладач –
методист, Тягній В. Г.

Рецензенти:

1 Професор Кременчуцького Державного національного університету ім.
Михайла Остроградського, д. ф - м. н., професор, лауреат Державної премії
України в галузі науки і техніки, Єлізаров О. І.

2 Викладач-методист циклової комісії природничих дисциплін КЛК
ХНУВС, к. т. н., доцент, спеціаліст вищої категорії, лауреат Державної премії
України в галузі науки і техніки, Лісовенко В. Д.

ЛЕКЦІЯ 8.4: Поняття про потужність і коефіцієнти корисної дії НГ

План лекції:

- 1 Поняття про ідеальний і реальний несучий гвинт вертольоту.
- 2 Загальні поняття про потужності НГ.
- 3 Момент опору НГ і його залежність від режимів польоту.
- 4 Наявна потужність силової системи і її розподіл на вертольоті.

Рекомендована література:

Основна література:

- 1 Котельніков Г. Н., Мамлюк О. В., Аеродинаміка літальних апаратів. Підручник. -К.: Вища школа, 2002. – 255 с.
- 2 Навчальний посібник «Аеродинаміка та динаміка польоту вертольота». Частина I, «Аеродинаміка вертольота» / А. Г. Зінченко, О. О. Бурсала, О. Л. Бурсала та ін.; за заг. ред. А. Г. Зінченка. – Х.: ХНУПС, 2016. – 402 с.: іл.
- 3 Навчальний посібник «Аеродинаміка та динаміка польоту вертольота». Часть II, «Динаміка польоту вертольота». / А. Г. Зінченко, І. Б. Ковтонюк, В. М. Костенко та ін.; за заг. редакцією В. М. Костенка та І. Б. Ковтонюка. – Х.: ХУПС, 2010. – 272 с.: іл.
- 4 Опорний конспект з навчальної дисципліни «Аеродинаміка, динаміка польоту та практична аеродинаміка». Частина I «Аеродинаміка вертольоту». Автор: Пчельников С. І.
- 5 Опорний конспект з навчальної дисципліни «Аеродинаміка, динаміка польоту та практична аеродинаміка». Частина II «Динаміка польоту». Автор: Пчельников С.І.
- 6 Аеродинаміка літальних апаратів: навчальний посібник /О.О. Бурсала. А. Г. Зінченко, Є. Ю. Іленко, І. Б. Ковтонюк, А. Л. Сушко – Х.: ХУПС, 2015. - 333 с.: іл.
- 7 Лебідь В. Г., Миргород Ю. І., Аерогідрогазодинаміка. Підручник Х.: ХУПС, 2006. – 350 с.

Допоміжна література:

- 1 Мхитарян А. М., Аеродинаміка. Підручник. - М.: Машинобудування, 1968. – 430 с.
- 2 Кокуніна Л. Х., Основи аеродинаміки. Підручник.-М.: Транспорт, 1976.– 208 с.
- 3 Прицкер Д. М., Сахаров Г. И., Аеродинаміка. Підручник. - М.: Машинобудування, 1968. – 310 с.
- 4 Володко А. М., Вертолiт в особливій ситуації. Підручник. – М.:

Транспорт, 1992. – 262 с.

- 5 Володко А. М., Безпека польотів вертольотів. Підручник. – М.: Транспорт, 1981. – 224 с.
- 6 Володко А. М., Горшков В. А. Вертольоти: Довідник по аеродинаміці, динаміці польоту вертольоту. Навчальний посібник. – М.: Воєнвидат, 1992. – 557 с.
- 7 Алаян О. М., Ромасевич В. Ф., Аеродинаміка і динаміка польоту вертольоту. Підручник. - М.: Воєнвидат, 1973. – 446 с.
- 8 Бураго Г. Ф. Аеродинаміка, Ч.1. Підручник. - М.: ВПА ім. М. Є. Жуковського, 1957. – 350 с.
- 9 Вотяков В. Д., Аеродинаміка ЛА і гідравліка їх систем, Ч.1. Аеродинаміка. Підручник. - М.: ВПА ім. М. Є. Жуковського, 1972. – 652 с.
- 10 Дьяченко А. А., Літальні апарати і безпека польоту. Підручник. - М.: ВПА ім. М. Є. Жуковського, 1987. – 626 с.
- 11 Базов Д. И., Аеродинаміка вертольотів. Підручник. - М.: Транспорт, 1972. – 184 с.
- 12 Ромасевич В. Ф., Самойлов Г. А., Практична аеродинаміка вертольотів. Підручник. - М.: Воєнвидат, 1984. – 484 с.
- 13 Володко А. М., Основи льотної експлуатації вертольотів. Аеродинаміка. Підручник. - М.: Транспорт, 1984. – 256 с.
- 14 Ковалев Е. Д., Удовенко В. А., Основи аеродинаміки і динаміка польоту легких вертольотів. Навчальний посібник. - Х.: КБ Аерокopter, 2008. – 280 с.
- 15 Нашукевич А. В., Аеродинаміка літака. Підручник. - М.: Воєнвидат, 1966. – 208 с.
- 16 Мхитарян А. М., Збірник задач по курсу “Аеромеханіка”. Навчальний посібник - К.: КПЦА, 1976. – 100 с.

Нормативна література:

- 1 ДСТУ 22499 - 77. Апарати гвинтокрилі. Механіка польоту в атмосфері. Терміни. Визначення і літерні позначення. Видавн. стандартів, 1981.
- 2 ДСТУ 23281 - 78. Аеродинаміка летальних апаратів. Терміни. Визначення і літерні позначення. Видавництво стандартів, 1981.
- 3 ДСТУ 20058 - 80. Динаміка літальних апаратів в атмосфері. Терміни. Визначення і літерні позначення. Видавництво стандартів, 1976.
- 4 ДСТУ 23199 - 80. Газодинаміка. Терміни. Визначення і літерні позначення. Видавництво стандартів, 1978.
- 5 ДСТУ 221890 - 76. Фюзеляж, крила і оперіння літаків і вертольотів. Терміни. Визначення і літерні позначення. Видавн. стандартів, 1976.

ЛЕКЦІЯ 8.4: поняття про потужність і коефіцієнт корисної дії НГ

План лекції:

- 8.4.1 Поняття про ідеальний і реальний несучий гвинт вертольоту
- 8.4.2 Загальні поняття про потужність НГ
- 8.4.3 Момент опору НГ і його залежність від режимів польоту
- 8.4.4 Розрахункова потужність силової установки і її розподіл

8.4.1 Поняття про ідеальний і реальний несучий гвинт вертольоту

8.4.1.1 Загальні поняття про ідеальний НГ

У ідеального *НГ* вся отримана від силової установки потужність витрачається на виконання роботи *НГ* по відкидання повітря і утворення тяги. У реального НГ крім виконання корисної роботи на привід *НГ* існують і певні втрати потужності, а саме на:

- подолання опору обертанню лопатей;
- формування і закручування вихровий струменя повітря;
- створення і нерівномірний розподіл індуктивних швидкостей і складових тяги по захоплюваній площі НГ.

У створенні сили тяги НГ бере участь не вся ометаєма площа, а її частина, приблизно **70 ... 80%**, так як кореневі перерізи лопатей не несуть, а на кінцях лопатей має місце перетікання повітря з нижньої поверхні на верхню, що викликає появу вихрових джгутів які сходять з лопатей.

Облік врат *НГ* в імпульсній теорії здійснюється за допомогою двох коефіцієнтів:

- коефіцієнта корисної дії НГ - $\eta_{нг}$;
- коефіцієнта використання ометаємої площі НГ - χ

1 Коефіцієнт корисної дії НГ - $\eta_{нг}$

Він представляє собою відношення потужності, що витрачається на створення сили тяги *НГ* до потужності, що підводиться до *НВ* від силової установки:

$$\eta_{нг} = \frac{T \cdot v_i}{N};$$

де

N - потужність, що підводиться від СУ;

T - сила тяги *НГ*;

v_i - індуктивна швидкість, створювана *НГ*.

$$\eta_{нв} = 0,65 \dots 0,75.$$

Потужність підводиться до **НГ** частково витрачається на подолання механічних витрат в трансмісії:

$$N = \xi_{N.} \cdot N_p,$$

де

N_p - наявна потужність двигунів;

$\xi_{N.}$ - коефіцієнт використання потужності, що враховує механічні витрати потужності на привід **РГ**, на подолання тертя в трансмісії, на привод і охолодження допоміжних агрегатів.

2 Коефіцієнт використання ометаємої площі **НВ** - χ

$$\chi = \frac{F_{НВ.эф}}{F_{НВ}},$$

де

$F_{НВ.эф}$ - ефективна ометаєма площа **НГ** безпосередньо бере участь у створенні тяги **НГ**;

$F_{НВ} = \frac{1}{4} \pi \cdot D^2$ - геометрична ометаєма площа **НГ**.

З урахуванням розглянутих коефіцієнтів тягу **НГ** можна визначити за формулою:

$$T = \left(N_p \cdot \xi_{N.} \cdot \eta_{нв} \sqrt{2 \cdot \rho \cdot F_{НВ} \cdot \chi} \right)^{\frac{2}{3}},$$

З огляду на узагальнені параметри на режимі висіння для вертольотів одногвинтової схеми, можна отримати спрощену формулу розрахунку тяги **НГ**:

$$T = 0,83 \left(D \cdot N_p \right)^{\frac{2}{3}}, \text{ або}$$

$$N = 1,32 \cdot \frac{T^{\frac{3}{2}}}{D},$$

де

$$\chi = 0,95; \xi_{N.} = 0,82; \eta_{нв} = 0,68;$$

Таким чином, з формули випливає, що при збільшенні діаметра **НГ** і розрахунковій потужності **СУ** тяга **НГ** зростає не прямо - пропорційно, а пропорційно ступеню $n = 2/3$. Для збільшення сили тяги **НГ** необхідна потужність **СУ** також зростає не прямо-пропорційно, а в ступені $n = 2/3$.

При зменшенні діаметра **НГ** сила тяги зменшується пропорційно показника ступеня $2/3$, а необхідна потужність на привід **НГ** зростає за гіперболічним законом.

Для незмінних значень розрахункової потужності **СУ** і діаметра **НГ** сила тяги може бути збільшена:

- як за рахунок аеродинамічної досконалості НГ;
- так і за рахунок механічної досконалості трансмісії вертольоту: коефіцієнтів - χ ; ξ_N ; $\eta_{нг}$.

При зменшенні масової щільності повітря сила тяги НГ при постійній потужності, що підводиться, зменшується, а необхідна потужність для забезпечення постійної сили тяги НГ - збільшується.

8.4.1.2 Оцінка ефективності роботи НГ вертольоту

Ефективність роботи НГ оцінюється коефіцієнтами корисної дії.

Умовно коефіцієнти **к.к.д.** поділяються на:

- коефіцієнт корисної дії ідеального гвинта- η_{id} ;
- коефіцієнт корисної дії реального гвинта- η_p .

Коефіцієнти корисної дії (**к.к.д.**) показують наскільки ефективно використовується потужність силової установки (СУ) підводиться до НГ:

$$\eta_{id} = \frac{N_e}{N_{ид}} \frac{V_{унав}}{V_{унав} + v_i}$$

Як виходить з формули величина **к.к.д.** ідеального гвинта залежить від величини швидкостей: вертикальної $V_{унав}$ і індуктивної v_i і суттєво збільшується при зменшенні індуктивної швидкості v_i . Фізична сутність ідеального **к.к.д.** полягає в тому, що вигідніше отримати потрібну тягу, надаючи більшій масі повітря меншу індуктивну швидкість. Виходячи з цього вигідніше, щоб НГ мав якомога більший діаметр. Однак ідеальний **к.к.д.**, як правило використовуються при теоретичних дослідженнях і його значення суттєво відрізняється від **к.к.д.** реального НГ (η_p), а саме:

По перше - для НГ, що працює на місці, ідеальний **к.к.д.** дорівнює нулю ($\eta_{id} = 0$), так як вертикальна швидкість переміщення НГ дорівнює нулю ($V_y = 0$). Однак НГ все ж споживає енергію, відкидає масу повітря, створює тягу, необхідну для висіння і його ефективність не може бути рівною нулю, так як показує ідеальний **к.к.д.**

По-друге - реальна потужність відбирається від СУ суттєво більше, ніж ідеальна потужність ($N_p > N_{id}$), так як мають місце витрати потужності на подолання профільного опору лопатей і закручування відкидаємо НГ повітряної струї. Крім цього в ідеальній потужності не враховуються витрати на подолання сил тертя і вихре створення в відкидаємому повітряному потоці (через нерівномірність розподілу поля індуктивних швидкостей по ометаємій площі), окоренкові і кінцеві витрати на лопатях НГ.

В дослідженнях встановлено види і розмір різних витрат потужності, що підводиться від СУ:

- на подолання профільного опору лопатей НГ - **2,0 ... 2,5%**;
- на подолання нерівномірності поля індуктивних швидкостей - **5 ... 6%**;
- на подолання кінцевих і околореєвих витрат, а також на закручування повітряного струменя НГ - **5 ... 8%**.

З огляду на вище наведене видно, що реальний **к.к.д.** набагато менше ідеального **к.к.д.** ($\eta_p \ll \eta_{id}$). А для того щоб отримати потрібну тягу НГ рівній тязі ідеального гвинта, до реального НГ необхідно підвести потужність на **40 ... 50%** більше, ніж до ідеального гвинта.

Для аналізу реальних витрат і оцінки ефективності роботи НГ на режимах висіння використовується відносний **к.п.д.- η_0** :

$$\eta_0 = \frac{N_{ид}}{N_p}$$

Коефіцієнт показує наскільки реальний гвинт по витраті потужності наближаються до ідеального при отриманні однакової тяги НГ:

$$\eta_0 = \frac{T^{\frac{3}{2}}}{N \sqrt{2 \rho S_{НВ}}}; \quad \eta_0 = 0,7 \dots 0,7$$

Для спрощення формули можна ввести відносні величини: питоме навантаження на потрібну потужність - (**q**), питоме навантаження на ометаємую площу НГ (**p**) і коефіцієнт летучості НГ (енергетична якість НГ - **E_B**):

$$q = \frac{T}{N}; \quad p = \frac{T}{S_{НВ}}; \quad E_B = q \frac{p}{\rho};$$

Тоді відносний коефіцієнт корисної дії НГ розраховується:

$$\eta_0 = E_B \frac{1}{75 \sqrt{2}}$$

Чим вище якість НГ, тим більший вантаж на одиницю потужності може підняти НГ при заданому значенні питомого навантаження на ометаємую площу. Величина відносного **к.к.д.** характеризує аеродинамічну досконалість НГ.

$$\eta_0 = \frac{[Ct \frac{\rho(\omega R)^2}{2} S_{НВ}]^{\frac{3}{2}}}{m_{кр} \frac{\rho(\omega R)^3}{2} S_{НВ} \sqrt{2 \rho S_{НВ}}} \frac{1}{2} \frac{C_t^{\frac{3}{2}}}{m_{кр}}$$

Звідси випливає, що відносний **к.к.д.** НГ в основному залежить від аеродинамічних характеристик НГ. Для збільшення **к.к.д.** НГ необхідно збільшувати коефіцієнт тяги НГ (**Ct**) і зменшувати коефіцієнт крутного моменту НГ (**M_{кр}**).

Фактори, що впливають на збільшення коефіцієнта тяги НГ:

- збільшення несучих властивостей профілів з яких виготовляється лопаті НГ;

- зменшення кінцевих і ококоренкових витрат вибором оптимальної форми лопатей в плані.

Зменшення коефіцієнта моменту опору обертання *НГ* досягається зменшенням профільного опору елементів лопаті *НГ*, а саме:

- якісної обробкою поверхні лопаті *НГ*;
- виведенням забоїн і деформацій поверхні лопаті *НГ* при експлуатації вертольоту.

8.4.2 Загальні поняття про потужність *НГ*

Теорія ідеального *НГ* не враховує сил опору повітря обертанню лопатей *НГ*, і так як не враховується в'язкість повітря, то і не враховується сила опору.

Потужність підводиться до ідеального *НГ*, витрачається тільки на створення тяги за рахунок збільшення кінетичної енергії струменя повітря, що проходить через ометаєму площину *НГ*.

Для загального випадку роботи *НГ* потужність ідеального гвинта розраховується за формулою:

$$N_{ид} = T_{ид} (V_{унав} + v_i) = 2 \cdot \rho \cdot F_{нв} \cdot v_i (V_{унав} + v_i)^2,$$

Для окремого випадку:

$$N_{ид} = 2 \cdot \rho \cdot F_{нв} \cdot v_i^3$$

Для реального *НГ*, кожен елемент лопаті створює силу опору, яка відносно вісі вала *НГ* утворює момент опору, що перешкоджає обертанню *НГ*. На лопаті, як і на крилі мають місце всі види опору: *тертя, тиску, індуктивний опір і хвильовий опір*. Моменти сил опору від усіх елементів лопаті складаються і утворюється момент опору *НГ*, який долається крутящим моментом (*M_{кр}*) на валу *НГ*, який створюється силовою установкою.

8.4.3 Момент опору *НГ* і його залежність від режимів польоту

Момент опору *НГ* можна виразити через аеродинамічний коефіцієнт крутячого моменту (*M_{кр}*). В якості плеча моменту опору приймається радіус *НГ*, тоді момент опору можна записати виразом:

$$M_{сопрот} = M_{кр} = m_{кр} \cdot \frac{\rho \cdot (\omega \cdot R)^2}{2} \cdot F_{нв} \cdot R$$

Потрібну потужність для обертання *НВ* можна визначити за формулою:

$$N_n = M_{кр} \cdot \omega = M_{сопр.} \cdot \omega$$

Теорія ідеального гвинта не дозволяє визначити необхідний крутящий момент і потужність для приводу *НГ*, тому для реального гвинта необхідно враховувати його реальну компоновку.

Момент опору і тяга $НГ$ залежать від умов обтікання кожної лопаті і від властивостей профілю лопаті. залежності $C_{ya} = f(\alpha)$ і $C_{xa} = f(\alpha)$ визначаються експериментально і для конкретних профілів є відомими. Тепер досить встановити взаємозв'язок між коефіцієнтами і визначити спосіб переходу характеристик лопатей до аеродинамічних характеристик $НГ$.

Для визначення конкретних характеристик лопаті і $НГ$, необхідно знати дійсні кути атаки елементів лопаті і $НГ$ в цілому, а також індуктивні швидкості підсмоктування повітря в різних точках ометаємої площі $НГ$.

Момент опору $НГ$ залежить від його режиму роботи.

1 Режим осевого обтікання:

Момент опору елемента лопаті $НГ$ можна представити виразом:

$$dM_{\Sigma} = dX_{\Sigma} \cdot r, \text{ тоді}$$

$$dM_{\text{сопрот}} = dX \cdot r = C_{x,p} \frac{\rho(\omega r)^2}{2} k \cdot b \cdot r \cdot dr + C_{x,i} \frac{\rho(\omega r)^2}{2} \cdot V_1 \cdot k \cdot b \cdot r \cdot dr,$$

де

$C_{x,p}$ - коефіцієнт профільного опору елемента лопаті;

$C_{x,i}$ - коефіцієнт індуктивного опору елемента лопаті.

За відповідними кутами атаки по довжині лопаті визначаються аеродинамічні коефіцієнти елементів лопаті ($C_{x,p}$ і $C_{x,i}$) і потім будується узагальнена графічна залежність $m_{кр} = f(\varphi_{ос})$ (рис 8.4.1).

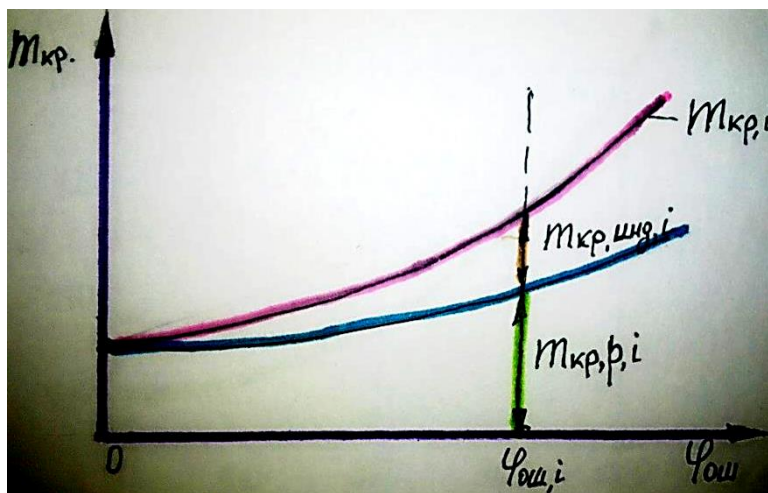


Рис 8.4.1 Залежність крутячого моменту від кута установки $НГ$

$$m_{кр} = \frac{\sigma}{4} C_{x,p} + \frac{\sigma}{3} C_{x,i} (\bar{V}_1) = m_{кр,p} + m_{кр,i},$$

де

$$\bar{V}_1 = \frac{V_1}{\omega \cdot R}; \quad \sigma = \frac{S_l \cdot Z_l}{S_{нв}};$$

$$\alpha_{0,7} = \varphi_{0,7} - \frac{V_{y,нв} + V_{i,0,7}}{\omega \cdot r} - \text{кут атаки лопаті в перерізі } 0,7R.$$

Момент опору НВ визначається за формулою:

$$M_{\text{сопр.}} = M_{\text{кр}} = \left[\frac{\sigma}{4} \cdot C_{x,p} + \frac{\sigma}{3} C_y \cdot \bar{V}_1 \right] \cdot \frac{\rho \cdot (\omega \cdot R)^2}{2} \cdot F_{нв} \cdot R, \text{ або}$$

$$M_{\text{сопр.}} = m_{\text{кр}} \cdot \frac{\rho \cdot (\omega \cdot R)^2}{2} \cdot F_{нв} \cdot R,$$

де

$\frac{\sigma}{4} \cdot C_{x,p}$ - коефіцієнт моменту опору від профільного опору;

$\frac{\sigma}{3} C_y \cdot \bar{V}_1$ - коефіцієнт моменту опору від індуктивного опору.

Потрібна потужність для приводу НГ пов'язана з моментом опору НГ певній залежності:

$$N_n = M_{\text{сопр.}} \cdot \omega = m_{\text{кр}} \cdot F_{нв} \cdot \frac{\rho (\omega \cdot R)^2}{2} \cdot R \cdot \omega = \frac{\pi^4 \cdot \rho}{54000} \cdot m_{\text{кр}} \cdot R^5 \cdot n^3,$$

Як слідує з формули при постійних оборотах НГ ($n = \text{const}$) зміна необхідної потужності в залежності від кута загального кроку НГ відбувається внаслідок зміни коефіцієнта $M_{\text{кр}}$.

Кінематика механізму управління НГ і автоматикою двигунів спроектовані таким чином, щоб при збільшенні кута загального кроку НГ потужність силової установки збільшується на величину приросту коефіцієнта моменту опору НГ.

2 Режим косого обтікання:

$$m_{\text{кр}} = \frac{1,05 \cdot C_T^2}{4 \cdot \sigma \cdot \chi \cdot \mu} + \frac{1}{4} C_{x,p} \cdot (1 + 5 \cdot \mu^2) + a_1 \cdot C_T \cdot \mu,$$

де

$\frac{1,05 \cdot C_T^2}{4 \cdot \sigma \cdot \chi \cdot \mu}$ - коефіцієнт індуктивного опору;

$\frac{1}{4} C_{x,p} \cdot (1 + 5 \cdot \mu^2)$ - коефіцієнт профільного опору;

$(a_1 \cdot C_T \cdot \mu)$ - коефіцієнт опору руху НВ.

κ - коефіцієнт використання захоплюваної площі НГ;

μ - характеристика режиму роботи НГ;

a_1 - кут відхилення вектора результуючої аеродинамічної сили від вісі обертання вала НГ в сторону протилежну напрямку польоту.

При збільшенні швидкості польоту необхідний крутящий момент ($M_{кр}$) спочатку зменшується (через зменшення коефіцієнта моменту індуктивного опору), а потім повільно збільшується (через повільне зростання коефіцієнтів крутящого моменту від профільного опору, і від опору руху). Тому після досягнення відповідного мінімуму крутящий момент повільно збільшується (рис 8.4.2).

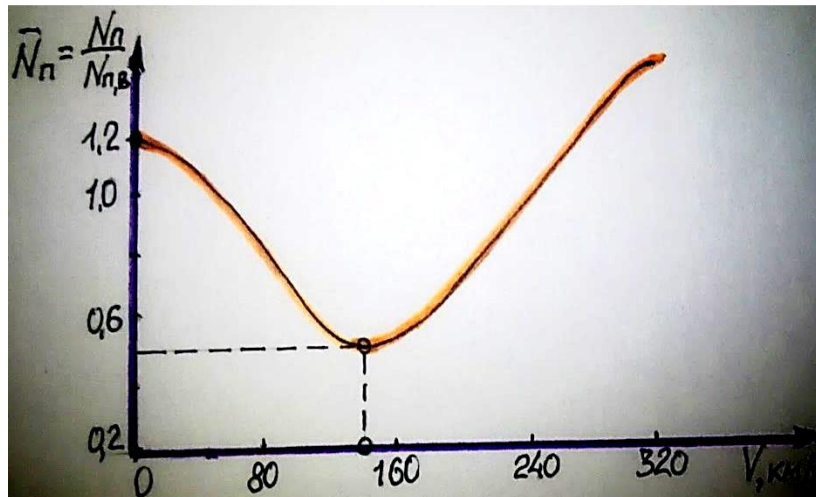


Рис 8.4.2 Залежність відносної необхідної потужності від швидкості польоту

Згідно графіку, необхідна потужність при збільшенні швидкості польоту, аналогічно зменшенню моменту опору $HГ$, спочатку зменшується, а потім при досягненні мінімального значення починає інтенсивно зростати, аналогічно зростанню моменту опору $HГ$. Це пояснюється збільшенням профільного опору лопатей і опору руху $HГ$.

8.4.4 Розрахункова потужність силової установки і її розподіл на вертольоті

Розрахункова потужність для обертання $HГ$ і створення тяги, залежить від потужності силової установки.

Потужність силової установки в свою чергу залежить від:

- кількості підведеного палива в двигуни;
- висоти і швидкості польоту вертольоту;
- температури повітря і масової густини.

Розрізняють декілька режимів роботи двигунів силової установки:

- злітна;
- номінальна;

– крейсерська.

Максимальна потужність, яку може створити двигун в певних умовах називається ефективною потужністю (N_e). Залежність зміни ефективної потужності від обертів турбокомпресора двигуна називається зовнішньою характеристикою ($N_e = f(n)$), залежність зміни потрібної потужності від обертів двигуна називається дросельною характеристикою ($N_p = f(n)$) (рис 8.4.3).

При проектуванні вертольоту здійснюється підбір двигунів і $НГ$ так, щоб двигуни в робочому діапазоні навантажень працювали на оптимальних оборотах.



Рис 8.4.3 Схема характеристик силової установки

Залежність ефективної потужності від висоти польоту називається висотною характеристикою ($N_e = f(H)$). Висотність газотурбінних двигунів забезпечується автоматичним регулюванням подачі палива і збільшенням температури газів перед турбіною при збільшенні висоти польоту. При збільшенні швидкості польоту збільшується тиск на вході в двигуни, за рахунок збільшення швидкісного напору. Розрахункова потужність силової установки збільшується при збільшенні швидкості польоту, через збільшення ефективної потужності $СУ$ (рис 8.4.4).

Розрахункова потужність силової установки збільшується при збільшенні швидкості польоту.

$$N_p = N_e - \sum_{i=1}^n \Delta N_k,$$

де

ΔN_k - втрати потужності силової установки.

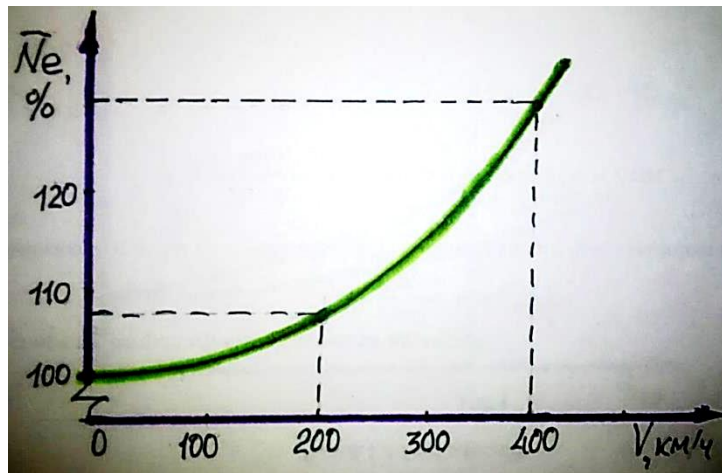


Рис 8.4.4 Залежність відносної ефективної потужності від швидкості польоту ($\bar{N}_e = f(V)$)

Для зручності втрати потужності, як правило, виражаються відносними величинами:

$$\xi_k = \frac{\Delta N_k}{N_e}, \quad \xi_m = \frac{N_p}{N_e},$$

$$\xi_m = 1 - \sum_{i=1}^n \xi_k,$$

де

ξ_k - коефіцієнт втрат потужності, викликаних конструктивним недосконалістю і залежить від типу і досконалості силової установки, досконалості НВ і аеродинамічного компонування вертольоту;

ξ_m - коефіцієнт використання потужності силової установки.

Відносні втрати потужності силової установки витрачаються на:

- привід рульового гвинта - **8 ... 15%**;
- тертя в трансмісії - **4 ... 6%**;
- привід агрегатів охолодження двигунів і агрегатів - **1 ... 6%**;
- привід агрегатів життєзабезпечення вертольотів - **0,5 ... 1%**;
- подолання опору на вході в двигун - **2 ... 3%**.

Залежність розрахункової потужності силової установки від швидкості польоту:

Проведемо аналіз зміни кривих необхідної N_n і розрахункової N_p потужностей при зміні швидкості польоту в умовах стандартної атмосфери.

Для виконання ГП на заданій швидкості необхідно за допомогою важеля «крюк-газ» підвести до НГ необхідну потужність ($N_{пов}$) рівну розрахунковій потужності для даних умов на заданій швидкості

$$N_{пов} = N_n^{ГП}$$

На кривій $N_n^{ГП}$ можна виділити сім характеристик ділянок (рис 8.4.5).

Точка 1: Висіння ($V = 0$) можливо, якщо є надлишок потужності ($\Delta N = N_p - N_{номр}$), він необхідний для здійснення набору заданої висоти висіння і парірування можливих відхилень по висоті під дією збурюючих сил.

Точка 2: Відповідає мінімально - допустимій швидкості ГП, яка визначається керівництвом з льотної експлуатації даного типу вертольоту. Так для вертольоту АК1-3 - $V_{min} = 50 \text{ км/год}$, а для вертольоту Мі - 2 - $V_{min} = 40 \text{ км/год}$.

Точка 3: Відповідає економічній швидкості - $V_{ек}$. Вона визначається проведенням дотичної лінії до кривої $N_n^{ГП}$ паралельної осі швидкостей. На цій швидкості необхідна мінімальна розрахункова потужність для ГП, а отже і забезпечується найменша часова витрата палива і найбільша тривалість польоту.

Точка 4: Відповідає найвигіднішій швидкості польоту - $V_{нв}$. Вона визначається проведенням дотичної лінії з початку координат до кривої $N_n^{ГП}$. На цій швидкості на вертольотах з поршневими двигунами забезпечується мінімальна витрата палива на кілометр шляху тобто можлива **максимальна дальність польоту**. На вертольотах з газотурбінними двигунами вона є **найвигіднішою** при зниженні вертольоту на режимі самообертання НГ для отримання максимальної дальності планування.

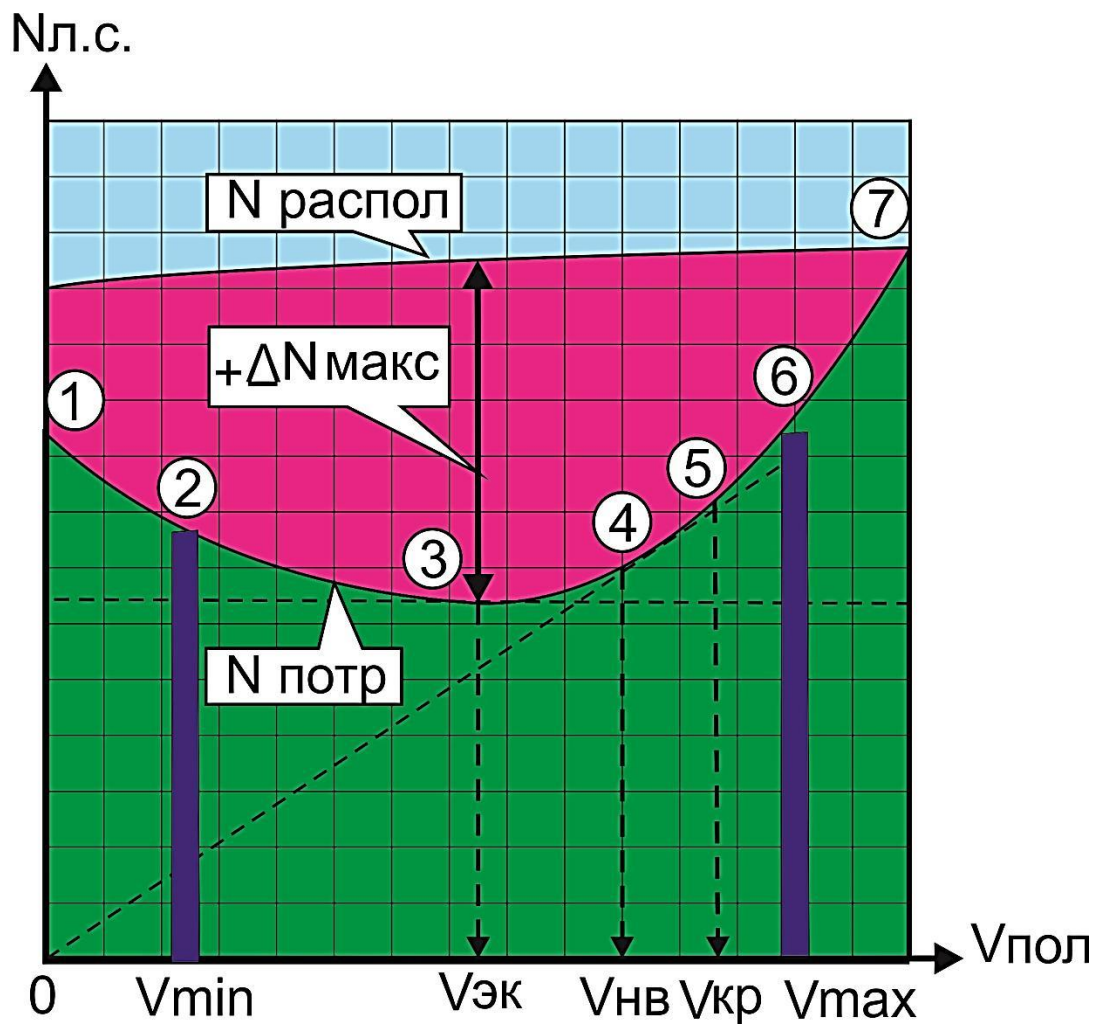


Рис 8.4.5 Графік діапазону характерних швидкостей ГП

Точка 5: Відповідає крейсерській швидкості польоту - $V_{кр}$, на цій швидкості виконуються тривалі польоти за маршрутом. На вертольотах з газотурбінними двигунами на цій швидкості забезпечується мінімальна кілометрова витрата палива. Визначається як точка перетину потужності відповідної крейсерському режиму роботи двигунів з кривою $N_n^{гп}$. Для вертольоту *Мі-2* - $V_{кр} = 180 \text{ км/год}$. На вертольотах *АК1-3* керівництво з льотної експлуатації рекомендує польоти по маршруту до висоти **1000 м** виконувати на швидкості **160 – 165 км/ч**.

Точка 6: Відповідає максимально-допустимій швидкості **ГП**, яка визначається керівництвом льотної експлуатації даного типу вертольоту. Для *АК1-3* - $V_{max} = 180 \text{ км/год}$, а для *Мі-2* - $V_{max} = 210 \text{ км/год}$.

Точка 7: Відповідає максимально-теоретичній швидкості польоту - $V_{max/теор}$, Визначається як точка перетину кривих $N_n^{гп}$ і N_p . Політ на $V_{max/теор}$ заборонений.

Значення характерних швидкостей для *ГП* змінюються, якщо змінюються експлуатаційні фактори:

- висота польоту;
- температура зовнішнього повітря;
- вага вертольоту.