

**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 № 1 – Аеродинамічні характеристики основних частин вертольота

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

Розробники:

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

Рецензенти:

1. Викладач циклової комісії аеронавігації, кандидат технічних наук, старший науковий співробітник, професор 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. Аеродинамічне компонування вертольоту та його характеристики;
2. Сили, що виникають при обдуванні планера індуктивним і набігаючим потоками;
3. Аеродинамічні характеристики планера
4. Аеродинамічні характеристики НГ;
5. Аеродинамічні характеристики рульового гвинта;
6. Призначення і робота стабілізатора;
7. Призначення і робота кіля

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 льотної експлуатації Мі-8МТВ-1.
4. Яцина Є.В. Практична аеродинаміка вертольоту Мі-8 МТВ та його льотна експлуатація, КЛК НАУ, 2016.

Додаткова

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

Інформаційні ресурси в Інтернеті

1. Аеродинамічне компонування вертольоту та його характеристики

1.1 Компонування та загальні характеристики

Вертоліт Мі-8 МТВ побудований по несиметричній (одnogвинтовій) схемі з кермовим гвинтом, з двома турбовальними двигунами ТВ3-117ВМ (ВМА), характеристики яких приведені в таблиці 1.

Таблиця 1. Характеристики двигунів сімейства ТВ3-117

Модифікація	ВМ	ВМА
Потужність на надзвичайному режимі (л.с.)	2200	2400
Потужність на зльотному режимі (л.с.)	2000	2200
Потужність на крейсерському режимі (л.с.)	1500	
Питома витрата палива (кг/л.с.·год)	0,220	0,215

Вертоліт забезпечений електро-, радіо-, приладовим і спеціальним обладнанням, що забезпечує виконання польотів вдень та вночі візуально і по приладах. На вертольоті встановлений автопілот, який стабілізує вертоліт щодо всіх трьох його осей, що полегшує пілотування за рахунок поліпшення динамічної стійкості.

В транспортному (вантажному) варіанті вертоліт допущений до перевезення вантажів масою до 4 т всередині вантажної кабіни, і до 3 т (5 т) на зовнішній підвісці (в залежності від типу зовнішньої підвіски, встановленої на вертольоті).

Допускається одночасне перевезення людей, які супроводжують вантаж або вантажу в вантажній кабіні і вантажу на зовнішній підвісці, відповідно до Керівництва по завантаженню та центрівці вертольота.

В пасажирському варіанті вертоліт допущений до перевезення пасажирів. Максимальна кількість людей на борту вертольоту в транспортному варіанті не повинно перевищувати 22 людини, в санітарному варіанті - 12 хворих на носилках і 1 медпрацівник, а в пасажирському - 28 человек.

Одночасне перевезення пасажирів і вантажів, крім багажу, що належить пасажиром, а також вантажу і пасажирів, (крім супроводжуючих вантаж) **ЗАБОРОНЯЄТЬСЯ**.

Вертоліт допущений до виконання польотів в різних фізико-географічних умовах по ПВП і ППП вдень і вночі по обладнаних, малообладнаних і необладнаних трасах ГА і по маршрутам поза трасами, над безорієнтирною місцевістю, як з обладнаних радіотехнічними засобами аеродромів, так і необладнаних майданчиків, а також майданчиків, підібраних з повітря.

При перевезенні вантажів на зовнішній підвісці допускається використання режиму висіння на майданчиках, підібраних з повітря, непридатних для приземлення вертольота.

Максимальна злітна вага 13000 кгс, нормальний злітна вага 11100 кгс.

Максимально-допустима польотна вага при польотах над водною поверхнею - 12000 кг.

Максимальна маса вантажу, грузовнутрі фюделяжа (при- повній заправці основних паливних баків) -4000 кг.

Максимальна висота поступального польоту з максіальною польотною вагою 4800 м, з нормальною польотною вагою - 6000 м.

Статична стеія вертольота при взлетній вазі масе 11100 кг і менше, з вимкненням відбіром повітря на ежектори ПЗУ в стандартних атмосферних умовах становить 3980 м, При взльотної вазі 13 000 кг - 1500 м.

Примітка: По тексту КЛЕ, в таблицях і на малюнках вказані барометричні висоти в стандартних умовах.

Польоти днем над сильно пересіченою місцевістю (пагорби, яри і т.п.) дозволяється виконувати на висотах не менше 20 м і на швидкості не менше 60 км/год. Над рівнинною місцевістю - на висоті не менше 15 м, в ночі, над рівнинною і пересеченою місцевістю - на безпечної висоті.

Вільна тяга на рівні моря поза впливу «повітряної подушки» в стандартних умовах - 11150 кгс.

Таблиця 2. Гранично-допустиме центрування:

Польотна вага	Передня	Задня
13000 кг	+ 257 мм	+ 20 мм
≤12570 кг		- 95 мм
≤12500 кг	+ 300 мм	

*) при проміжних значеннях польотних мас від 12500 до 13000 кг допустимі центрування змінюються за лінійним законом (Відповідно до графіка КЛЕ вертольота).

Максимальна вертикальна швидкість у землі становить:

а) при злітній масі вертольота 13000 кг - 6,7 м / с;

б) при злітній масі вертольота 11100 кг - 10,2 м / с;

Максимальна швидкість польоту (по приладу) на висотах від 0 до 1000 м:

а) при масі вертольота 13000 кг становить 230 км/год;

б) при масі вертольота 11100 кг і менше - 250 км/год.

Примітки:

1. При нормальній зльотної масі і задньої центрівці (при положенні загального центру мас вантажу проти відповідної червоною стрілки на правому борту вантажної кабіни) максимальна швидкість польоту обмежується 240 км/год;

2. При польотної масі більш нормальній для вертольота з негативною цент-ровкою максимальна швидкість польоту в наборі висоти обмежується 220 км/год.

Крейсерська швидкість польоту (по приладу) на висотах від 0 до 1000 м складає:

а) при зльотної масі вертольота 13000 кг: 205 - 215 км/год;

б) при зльотній масі вертольота ≤11100 кг: 220 - 230 км/год.

Економічна швидкість становить 120 км/год.

Мінімальна швидкість горизонтального польоту (по приладу) на висотах від 0 до 1000 м складає 60 км/год.

Вертикальне зниження і моторне планування на швидкостях менше 40 км/год дозволяється виконувати з вертикальною швидкістю не більше 4 м/с.

Польоти над водним простором і по ППП дозволяється виконувати з польотної масою, що забезпечує політ без зниження у випадку відмови одного з двигунів і при використанні потужності второго двигуна, аж до надзвичайного режиму в межах допустимого часу, а при польотах з вантажем на зовнішній підвісці - в межах максимально-допустимої зльотної маси відповідно до номограммой КЛЕ 3.1.1.

1.2 Геометричні характеристики вертольота

Таблиця 3. Геометричні параметри вертольота

1	Довжина вертольота:	
	- без несучого і рульового гвинтів	18,424 м
	- з НГ і РГ, що обертаються	25,352 м
2	Висота вертольота:	
	- без РГ	4,756 м
	- з РГ, що обертається	5,521 м
3	Стабілізатор:	
	- площа	2 м ²
	- кут установки щодо осі хвостової балки	- 3°
4	Несучий гвинт	
	- діаметр	21,294 м
	- кількість лопатей	5
	- площа, що ометається НГ	356,1 м ²
	- коефіцієнт заповнення	0,0777
	- питоме навантаження на ометаєму площу НГ	31-34 кг/м ²
	- максимально можливий кут помаху вгору	25°±30'
	- величина коефіцієнту компенсатора помаху	0,5
	- профіль лопаті	NACA 230
	- хорда лопаті	0,52 м
	- відносна кривизна профілю	2 – 3%
	- кут нахилу осі НГ відносно вертикальної осі (вперед)	4°30'
	- відстань від кінця лопаті до хвостової балці (на стоянці)	0,5 м
5	Рульовий гвинт	
	- тип: карданний	
	- діаметр	3,908 м
	- ометаєма площа	12 м ²
	- число лопатей	3

	- величина коефіцієнту компенсатора помаху	1,0
--	--	-----

6	Шаси	
	- колія	4,510 м
	- база	4,281 м

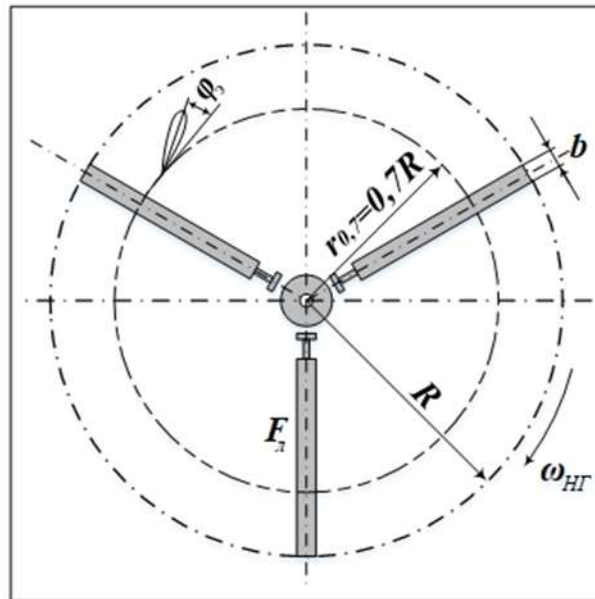


Рисунок 1. Основні геометричні параметри НГ:

діаметр $D = 2R$, площа НГ $F_{HG} = \pi R^2 = \pi D^2/4$, кількість лопатей k , коефіцієнт заповнення $\sigma = k \cdot F_L / F_{HG}$, рознесення ГШ: $l_{ГШ}; \bar{l}_{ГШ} = l_{ГШ} / R$, рознесення ВШ: $l_{ВШ}; \bar{l}_{ВШ} = l_{ВШ} / R$

1.3 Кінематичні характеристики

Таблиця 4. Кінематичні характеристики

	Несучий гвинт	
1	Кут звису лопатей:	
	- по нижньому обмежувачу	$4^{\circ} + 10' - 20'$
	- по відцентровому обмежувачу	$1^{\circ} 40' + 20'$
2	Кут установлення лопатей (по УШВ):	
	- мінімальний	1°
	- максимальний	$14^{\circ} 45'$
3	Кут відхилення лопатей в площині обертання НГ	
	- вперед	$13^{\circ} \pm 15'$
	- назад	$11^{\circ} \pm 10'$
4	Кут нахилу автомата перекосу при крайніх положеннях РУ:	
	- вперед	$7^{\circ} 30'$
	- назад	$5^{\circ} 00' \pm 12'$
	- ліворуч	$4^{\circ} 12' \pm 12'$
	- праворуч	$4^{\circ} 12' \pm 12'$
5	Рознесення ГШ	220 мм

6	Рознесення ВШ	507 мм
7	Рульовий гвинт:	
	Кут установки лопатей ($r = 0,7$)	
	- мінімальний (ліва педаль до упору)	$-6^{\circ}20' \pm 20'$
	- максимальний (права педаль до упору)	$+17^{\circ}20' \dots 23^{\circ} \pm 20'$
8	Частота обертання:	
	- вільної турбіни (95,3% по ІТЕ-1) на номінальному режимі	12000 об/хв
	- несучого гвинта, на номінальному режимі	192 об/хв
	- рульового гвинта	1124 об/хв
	- 100% турбокомпресора	19537,48 об/хв

Шарнірна підвіска лопатей НГ визначає кінематику руху лопатей НГ.

Завдяки горизонтальним шарнірам лопаті НГ, під дією аеродинамічних сил, які циклічно змінюються, здійснюють маховий рух в вертикальній площині. За допомогою компенсатора помаху кут помаху в вертикальній площині обмежується, а також в силу інерційності лопатей максимальний кут помаху лопаті досягається в азимуті 210° - 220° , а мінімальний – в азимуті 30° - 40° .

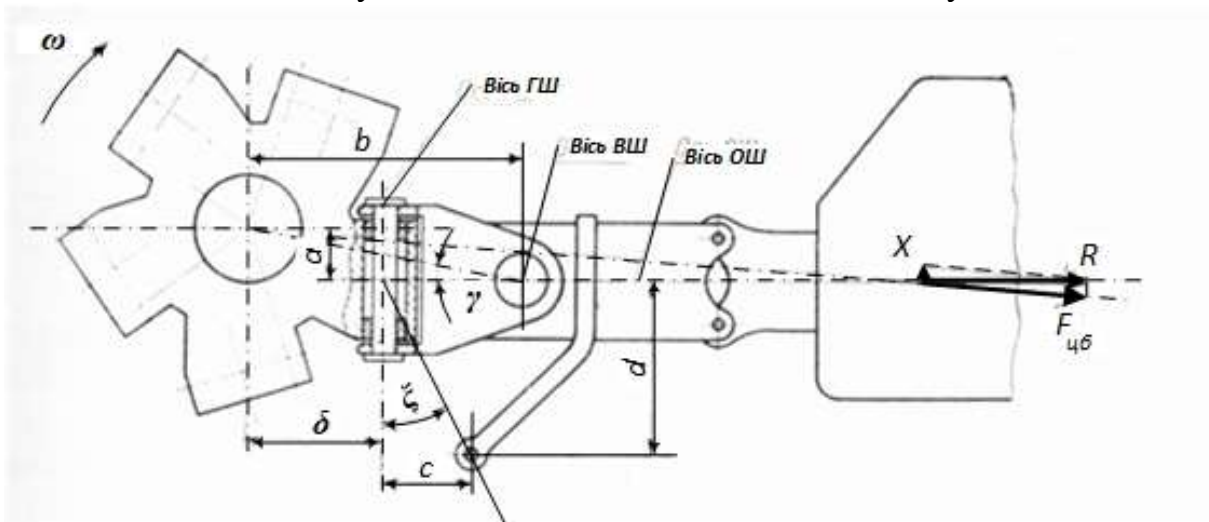


Рисунок 2. Схема розташування шарнірів несучого гвинта

Для більш рівномірного навантаження підшипників горизонтального шарніра на найбільш тривалих експлуатаційних режимах польоту, коли лопаті відхиляється назад на 5° - 8° щодо свого радіального положення, втулка НВ Мі-8МТВ має крім розносу горизонтального шарніра ще і винос його вперед по ходу обертання, тобто, середини вушок горизонтального шарніра зміщені від радіального напрямку вперед по обертанню на відстань, яке становить $a=45$ мм.

Рознос \mathbf{b} , винос горизонтального шарніра \mathbf{a} , а також регулятор помаху істотно впливають на кінематику махових рухів лопатей. Лопать здійснює махові рухи навколо горизонтального шарніра внаслідок циклічного зміни кроку несучого гвинта і мінливості ефективного потоку в різних азимутах в поступальному польоті.

- тяга РГ, яка спрямована на компенсацію реактивного моменту ($M_{pHГ}$) НГ, також створює момент крену, який також спрямований ліворуч, внаслідок чого запас управління стає менше 20%.

Тоді помах лопаті супроводжується зменшенням кута установки внаслідок її розвороту щодо осевого шарніра, а помах вниз - збільшенням кута установки. Це пристрій і називається регулятором помаху. Його характеристику оцінюють відношенням плечей: $k = tg\xi = c/d = 0,5$.

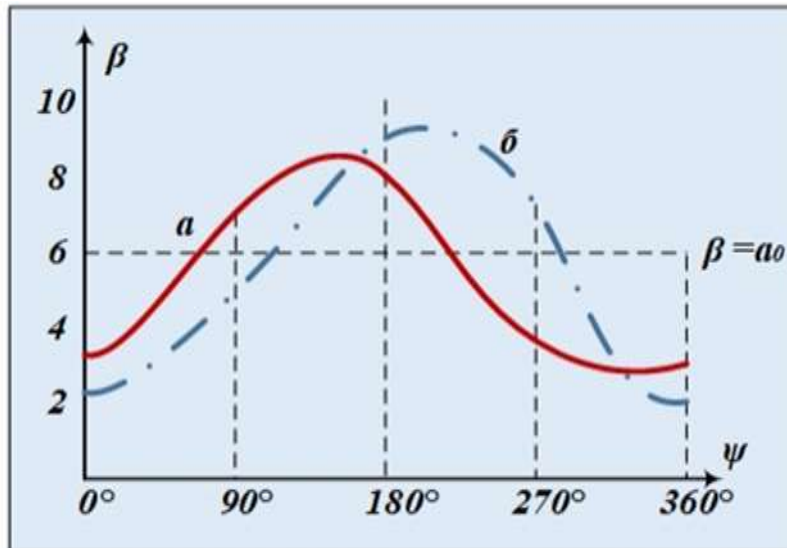


Рисунок 4. Залежність кута помаху від кута азимута:

а) з регулятором помаху; б) без регулятора помаху

Регулятор помаху покращує розподіл підйомної сили по поверхні, що ометається лопатями, обмежує маховий рух лопатей, полегшує перехід на режим авторотації і, крім того, змінює напрямок самостійного завалу конуса обертання і його аеродинамічної сили. Тепер, під дією регулятора помаху конус обертання НГ завальюється в поступальному польоті назад і вправо, що породжує бічну силу, яка спрямована праворуч і врівноважує тягу рульового гвинта. У цьому полягає основне призначення регулятора помаху.

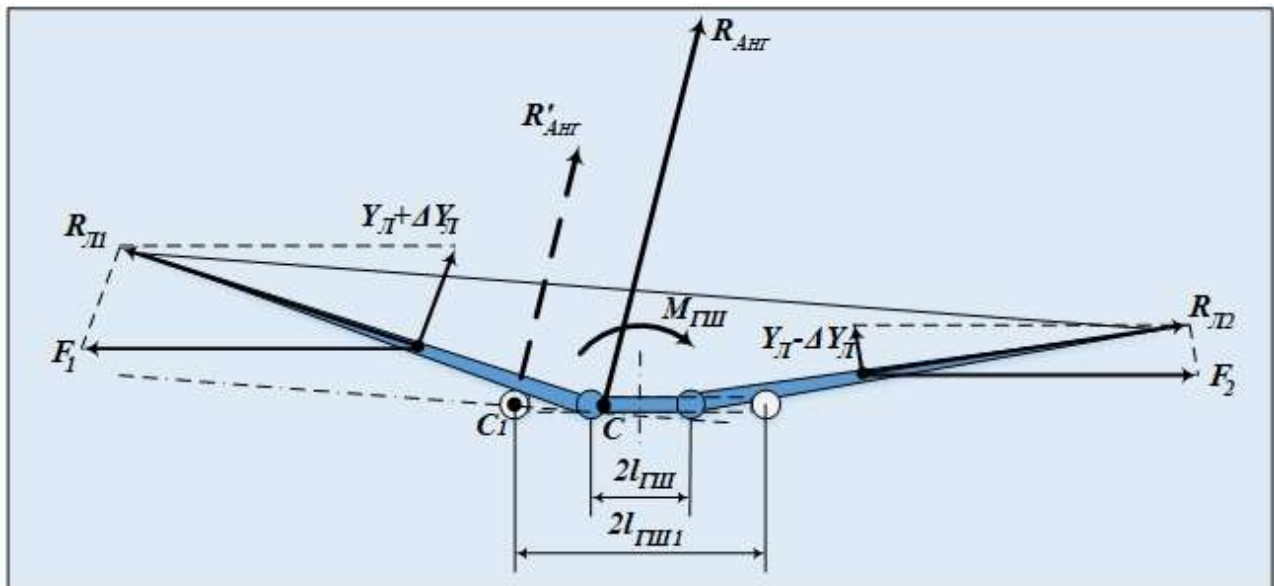


Рисунок 5. Схема виникнення інерційного моменту $M_{ГШ}$ при завалі конуса обертання

Внаслідок рознесення ГШ вектор тяги НГ ($R_{АНГ}$) при нахилі конуса обертання зміщується щодо осі обертання на деяку відстань, в результаті чого на втулку діє інерційний момент ($M_{ГШ}$). Чим більше рознос горизонтального шарніра, тим більше буде зміщення вектора тяги і більше момент від рознесення ГШ. Цей момент зазвичай розкладається на дві складові: поздовжній момент ($M_{zГШ}$) і поперечний ($M_{xГШ}$).

Момент, що виникає внаслідок розносу горизонтального шарніра, з'являється при відхиленні пілотом конуса обертання ручкою управління, і, так як він діє в бік завалу конуса, то сприяє підвищенню ефективності управління. У поступальному польоті він породжує правий крен вертольота під час польоту без ковзання.

Одночасне обертання лопатей НГ з кутовою швидкістю $\omega_{нг}$ і помах лопаті з кутовою швидкістю $\omega_{\beta} = \dot{\beta}$, (β – кут помаху), на лопать в площині обертання діють сили Коріоліса, при помаху вгору сила Коріоліса спрямована в напрямі обертання НГ, а при помаху вниз – проти обертання НГ. Для зменшення навантаження на втулку НГ встановлюються вертикальні шарніри (ВШ).

Навколо вертикального шарніра лопать переміщається в площині обертання вперед на 13° (передній упор) і назад на 11° (задній упор) від перпендикуляра до осі горизонтального шарніра. Від рознесення ВШ залежить частота коливань і кут відхилення лопаті, що веде до тряскі вертольоту, виникненню автоколивань і збільшує ймовірність виникнення «земного» резонансу. Для запобігання цих явищ домагаються оптимального демпфування коливань лопаті за допомогою обмеження рознесення ВШ величиною $b = (0,05 \div 0,1) R_{нг}$ і використанням демпфера. На вертольоті Мі-8МТВ рознесення ВШ складає $b = 0,05 R_{нг} = 507 \text{ мм}$ і встановлений гідравлічний демпфер.

Осьові шарніри лопатей (ОШ) дозволяють змінювати установчі кути. Установчі кути змінюються на одну і ту ж величину зміною загального кроку НГ, а на різну величину установчі кути змінюються внаслідок відхилення ручки циклічного кроку і під дією регулятора змаху. Кут установки лопаті (загальний крок гвинта) характеризується кутом установки елемента лопаті в ефективному перетині $r = 0,7 R_{нг}$. УШВ-1 є не кутомірним інструментом, а індикатором, що дозволяє контролювати тільки зміна кута установки. Кут установки по приладу УШВ-1 змінюється в межах від 1° до $14^\circ \pm 45'$, при цьому в перетині $0,7 R$ мінімальний кут установки $2^\circ 40'$, а максимальний $15^\circ 30'$, (але це не ускладнює використання УШВ-1 в польоті). Хід важеля КРОК-ГАЗ від нижнього до верхнього положення становить 56° .

1.4 Кінематичні характеристики силової установки і трансмісії

Двигуни мають систему автоматичної підтримки частоти обертання несучого гвинта і синхронізації потужності обох двигунів. Автоматична система підтримки частоти обертання включається в роботу при правій корекції. Загальний максимальний поворот коректора газу становить 90° , що дозволяє повернути коректор з лівого положення в праве, не перекладаючи руку. За допомогою важелів роздільного управління є можливість зміни потужності окремого двигуна.

Двигун ТВ3-117 (в залежності від серії) розвиває на надзвичайному режимі в будь-яких висотно-кліматичних умовах, при вимкненому другому двигуні, не більш 1765 кВт (2400 л.с.) при використанні ПЗУ і не більш 1839 кВт (2500 л.с.) без ПЗУ.

За вказівником частоти обертання ротора ТК 100% відповідає 19537,48 об/хв, а 15000 об/хв частоти обертання вільної турбіни відповідає 95,4% за вказівником частоти обертання ІТЕ-1.

Вільна турбіна (турбіна несучого гвинта, яка не має жорсткого зв'язку з турбокомпресорної частиною двигуна) на номінальному режимі розвиває максимальну частоту обертання 12000 об / хв, на режимі малого газу - 5400-7900 об / хв. Частота обертання вільної турбіни вимірюється показчиком оборотів ІТЕ-1 у відсотках, 1% відповідає 126 об/хв.

Головний редуктор знижує частоту обертання, передану від двигуна до несучого гвинта, в 62,5 рази, а до хвостового валу - в 4,64 рази. Проміжний редуктор не змінює частоту обертання хвостового вала, а лише змінює напрямок. Хвостовий редуктор має передавальне відношення 23/58: частота обертання хвостового вала 2589 об / хв, частота обертання рульового гвинта 1124 об/хв.

Таким чином, номінальна частота обертання вільної турбіни 12000 об/хв, несучого гвинта 192 об/хв, рульового гвинта 1124 об/хв, і це становить за вказівником ІТЕ-1 95,3% (практично прийнято 95%).

При роботі двох двигунів на режимі малого газу частота обертання НГ 50 + 5%.

Робочий діапазон частоти обертання несучого гвинта в польоті складає 92-97%.

Злітний режим здійснюється внаслідок незначного перетяжелення несучого гвинта. Частота обертання вільної турбіни НГ і РГ менше, що складе за вказівником ІТЕ-1 92-94%.

Оптимальна частота обертання несучого гвинта 192 об/хв за вказівником ІТЕ-1 становить 95%, окружна швидкість кінця лопаті при цій частоті обертання буде 214 м/с. Кінцеві перетину лопаті мають профіль НАСА-230М. Для цього профілю на найвигіднішому куту атаки критичне число $M = 0,64$, що відповідає окружній швидкості в осьовому польоті 217 - 218 м/с.

Отже, на вертикальних режимах польоту частота обертання несучого гвинта забезпечує роботу елементів лопатей поза зоною хвильового кризи. При частоті обертання несучого гвинта більше оптимальної (допускається до 103%) або в поступальному польоті швидкість обтікання лопатей в азимуті 90° більше критичної, на лопаті з'являються стрибки ущільнення і додаткове хвильовий опір. Так, на найвигіднішій швидкості 220 км/год (61,1 м/с) при оптимальній частоті обертання несучого гвинта справжня швидкість обтікання кінця лопаті в азимут 90° складає: $V_{ef} = u + V = 214 + 61,1 = 275,1 \text{ м/с}$ ($V_{звуку} = 310 \text{ м/с}$).

2. Сили, що виникають при обдуванні планера індуктивним і набігаючим потоками

При осьовому обтіканні фюзеляж і стабілізатор обдуваються індуктивним потоком зі швидкістю $v_{i2} = 2v_{i1}$ з кутом атаки, який становить $A_{НГ} = -90^\circ$, тому аеродинамічні сили, які вони створюють, спрямовані вниз.

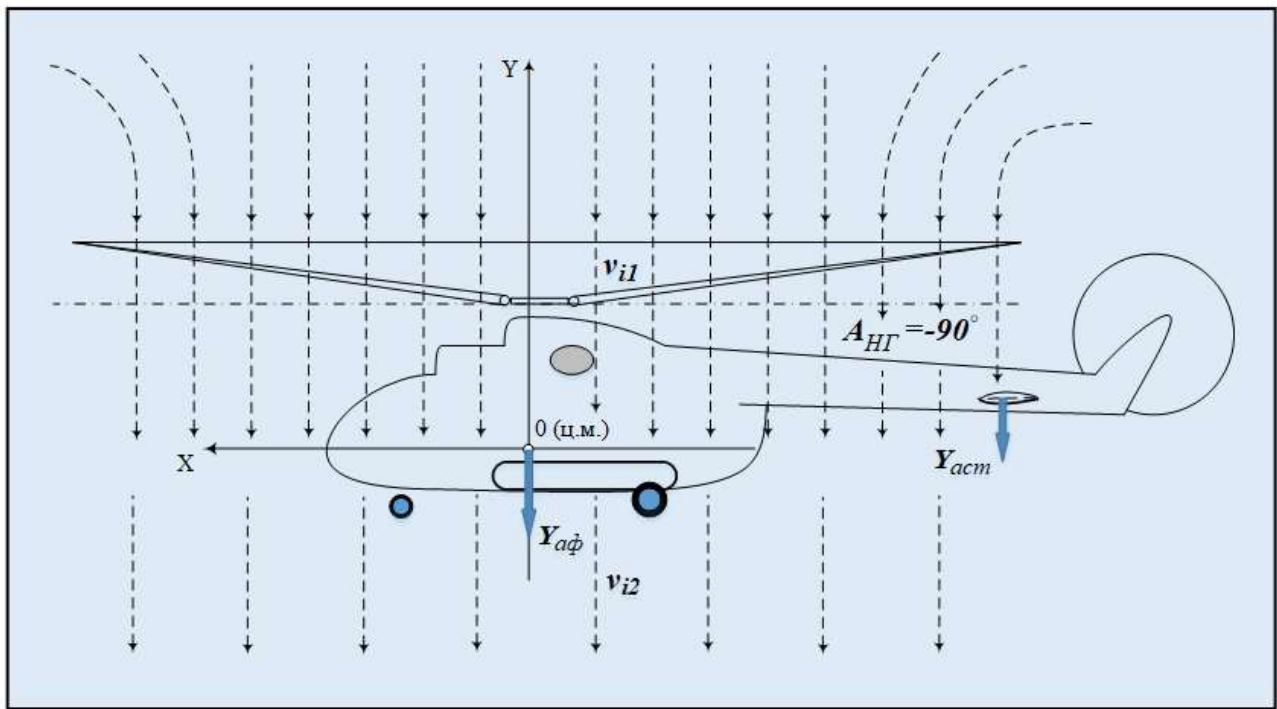


Рисунок 6. Схема обдування планеру вертольоту осьовим індуктивним потоком

Вертикальний опір фюзеляжу: $Y_{a\phi} = \bar{C}_{Y_{a\phi}} \cdot \frac{\rho v_{i2}^2}{2} \cdot S_{\phi}$

Вертикальний опір стабілізатору: $Y_{act} = \bar{C}_{Y_{act}} \cdot \frac{\rho v_{i2}^2}{2} \cdot S_{cm}$

Сумарна вертикальна сила планера вертольоту: $Y_{aпл} = Y_{a\phi} + Y_{act}$ має відносно невелику величину і складає 3-5% від тяги НГ.

Так як сила опору стабілізатору прикладена на значної відстані від центру маси, то вона створює кабрируючий момент $M_{cm} = Y_{act} \cdot l_{cm}$.

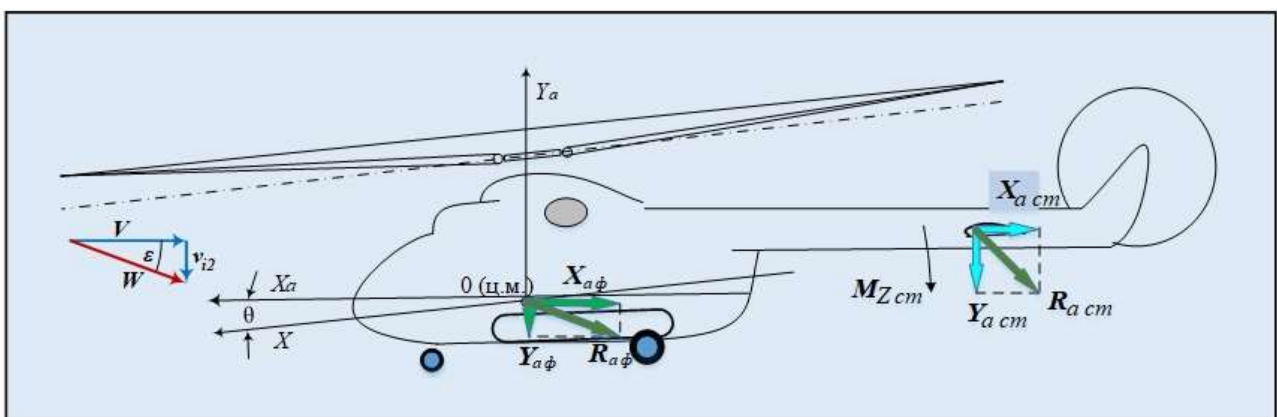


Рисунок 7. Аеродинамічні сили планера вертольоту і при косому обтіканні

В поступальному польоті сумарний повітряний потік, що набігає на планер вертольоту складається з набігаючого (V) та індуктивного (v_{i2}) потоків, унаслідок чого фюзеляж і стабілізатор створюють аеродинамічні сили $R_{a\phi}$ і R_{act} , які, в свою

чергу можна розкласти на вертикальні (Y_{af}, Y_{act}) і горизонтальні (X_{af}, X_{act}) складові.

3. Аеродинамічні характеристики планера

Опор планера (фюзеляжу) в польоті в порівнянні з повної аеродинамічної силою несучого гвинта невеликий. В середньому на малих швидкостях він становить 3-5% від тяги гвинта. Однак, коли швидкість польоту наближається до максимальної, опор планера починає відігравати суттєву роль. Це відбувається тому, що зі збільшенням швидкості польоту фюзеляж вертольота нахиляється вперед, фронтальний (миделевий) перетин збільшується. Крім того, повітряний потік, що відкидається гвинтом, наштовхується на фюзеляж і хвостову балку. Окремі струмені утворюють вихорі, опір збільшується.

Підйомна сила фюзеляжу визначається за формулою: $Y_{af} = \bar{C}_{Yaf} \cdot \frac{\rho V^2}{2} \cdot F_{om}$

При $\alpha_\phi = 1^\circ$ $\bar{C}_{Yaf} = 0$, що означає, що фюзеляж аеродинамічно несиметричний, при $\alpha_\phi > 1^\circ$ $\bar{C}_{Yaf} > 0$, а при $\alpha_\phi < 1^\circ$ $\bar{C}_{Yaf} < 0$.

Лобовий опір фюзеляжу визначається за формулою: $X_{af} = \bar{C}_{Xaf} \cdot \frac{\rho V^2}{2} \cdot F_{om}$

Мінімальне значення коефіцієнта лобового опору фюзеляжу на $\alpha_\phi = 0^\circ$. На кутах атаки фюзеляжу більше або менше нуля, \bar{C}_{Xaf} збільшується.

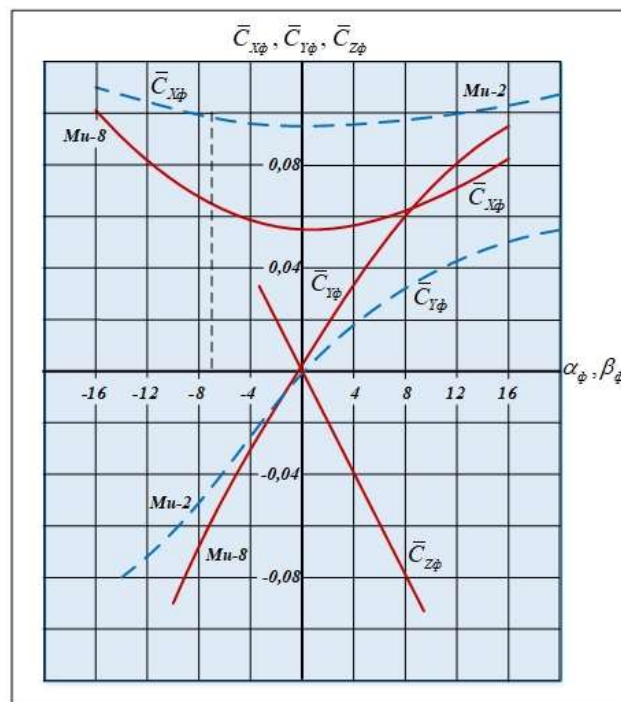


Рисунок 8. Залежність аеродинамічних коефіцієнтів від кута атаки і кута ковзання

Для того, щоб на крейсерських швидкостях польоту кут атаки фюзеляжу був близьким до нуля (мінімальний миделевий перетин, а отже і мінімальний опір фюзеляжу), використовують передбачений кут установки вала несучого гвинта (так званий кут заклинення). У вертольота Мі-8 МТВ-1 він становить $4^{\circ} 30'$.

При польоті з ковзанням планер вертольоту за рахунок бічного обдування створює бічну силу опору, яка залежить від кута ковзання. Завдяки впливу хвостової балки та кілю центр тиску планера зміщується назад і знаходиться позаду центра мас. Це дозволяє зберігати шляхове керування при частковій відмові рульового гвинта.

4. Аеродинамічні характеристики несучого гвинта

У вертольота Мі-8МТВ при $F_{om} = 356,1 \text{ м}^2$, $D = 21,294 \text{ м}$. По діаметру несучого гвинта підбирається частота його обертання із умови отримання такої окружної швидкості кінцевого елемента лопаті, щоб на експлуатаційних режимах польоту була відсутня хвильова криза в азимуті 90° . Для зменшення частоти обертання встановлений редуктор. Частота обертання несучого гвинта при включеній автоматичної системи підтримки частоти обертання - 192 об/хв, що відповідає 95% за вказівником. Мінімум допустима - 88%, а максимум допустима (короткочасно) - 108%. Мінімум допустима частота обертання несучого гвинта встановлюється з умови забезпечення достатнього запасу часу для переходу на режим самообертання несучого гвинта при відмові двигунів, зменшення зони зворотного обтікання і відсутності зриву потоку в азимут 270° . Максимум допустима частота обертання вибирається з умови забезпечення міцності.

Під коефіцієнтом заповнення розуміється відношення площі лопатей до площі, захоплюваної несучим гвинтом. У сучасних вертольотів він дорівнює $\sigma = 3\text{-}8\%$, у вертольота Мі-8 МТВ $\sigma = 0,0777$ (тобто $\approx 7,77\%$).

Коефіцієнт заповнення повинен бути збалансованим, тому що збільшення коефіцієнта заповнення призводить до збільшення аеродинамічних сил несучого гвинта, але опір тертя збільшується більш значно і при надмірному коефіцієнті заповнення ККД несучого гвинта зменшується. При зменшенні коефіцієнта заповнення збільшуються потрібні кути установки лопатей, і тому збільшується ймовірність зриву потоку у відсутніх лопатей.

За відомим коефіцієнтом заповнення вибирається число лопатей гвинта таким чином, щоб на одну лопать доводилося не менше 1% несучої площі, при меншій кількості відсотків на одну лопать ускладнюється забезпечення міцності лопаті. Якщо на одну лопать буде припадати більше 2,5% несучої площі, то міцність забезпечується просто, але важко забезпечується жорстокість на кручення, а через це збільшується нерівномірність потоку, зростає рівень вібрацій, погіршуються аеродинамічні характеристики.

Швидкість, з якою відбувається обтікання елементи лопаті а отже, аеродинамічні сили, які створюють ці елементи, залежить від радіусу, на якому розташовані ці елементи і кута азимутального положення лопаті. Це веде до нерівномірного навантаження лопаті аеродинамічними силами по її радіусу. Для

вирівнювання аеродинамічного навантаження як по радіусу лопаті, так і по площині, яка ометається НГ, використовують геометричну і аеродинамічну скрутню лопаті.

Геометрична скрутня – це встановлення профілів лопаті з різними кутами відносно площині обертання по радіусу лопаті.

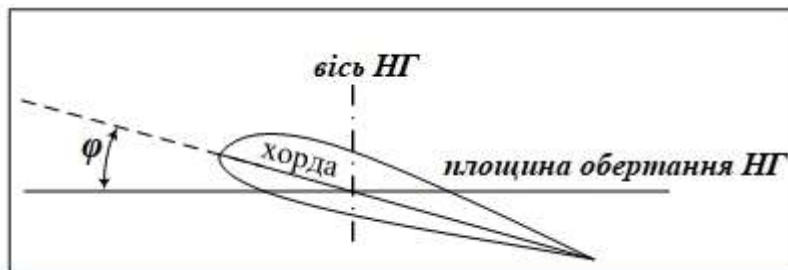


Рисунок 9. Кут встановлення лопаті

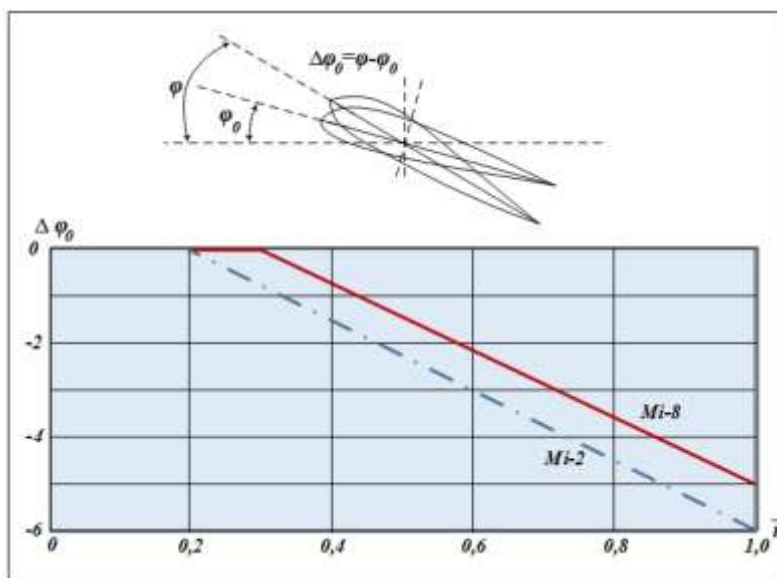


Рисунок 10. Геометрична скрутня лопаті

Аеродинамічна скрутня полягає в тому, що по радіусу лопаті встановлюються профілі з різними геометричними та аеродинамічними характеристиками. Лопаті вертольоту Мі-8МТВ у гузирю мають більшу відносну товщину, а отже, більш несучу спроможність. В середині і на кінцях лопатей встановлені профілі з меншої відносної товщиною, також на кінцях лопатей використовуються профілі з більшим $M_{кр}$, що дозволяє здвинути хвильову кризу в бік більших швидкостей польоту.

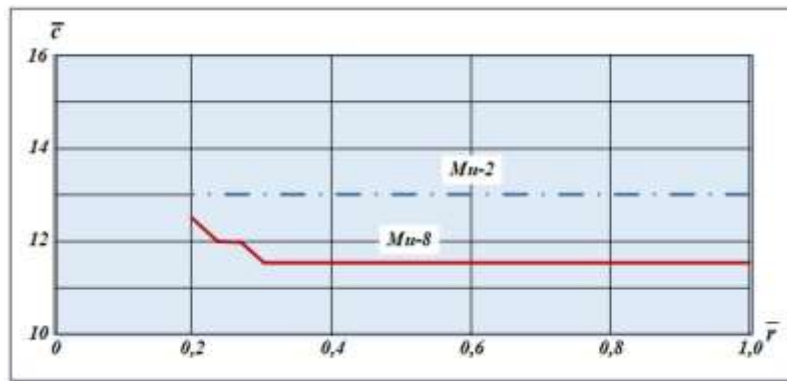


Рисунок 11. Аеродинамічна скрутка лопаті

5. Аеродинамічні характеристики рульового гвинта

Рульовий гвинт вертольоту Мі-8МТВ – тягнучого (на моторних режимах польоту) типу з карданною втулкою. За рахунок зміни кута установки лопатей від $+17^{\circ}20'$... $23^{\circ}20'$ (права педаль до упору) до $-6^{\circ}\pm 20'$ (ліва педаль до упору) тяга РГ має можливість до реверса. Напрямок обертання (при погляді з лівого борту) – по часовій стрілки.

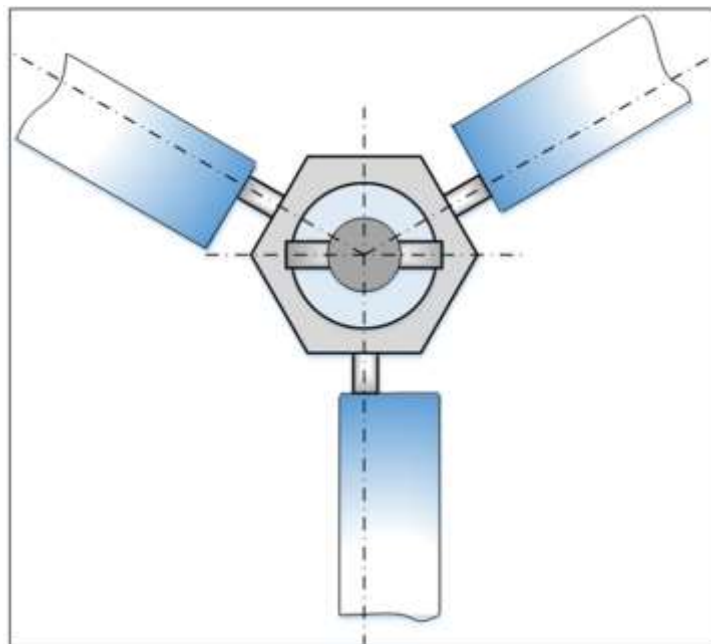


Рисунок 12. Схема втулки рульового гвинта

Призначення рульового гвинта:

- компенсація реактивного моменту НГ на моторних режимах польоту, шляхова керованість і сталість;
- компенсація тягнучого моменту НГ на режимі авторотації НГ, шляхова керованість і сталість.

Тяга РГ складає 6-7% від тяги НГ. На величину тяги РГ оказують вплив швидкість і напрям вітру, інтерференція НГ і кіля вертольоту. Розвертання вертольоту також оказує вплив на тягу РГ аналогічно впливу вітру.

При вітрі спереду і ззаду РГ працює в режимі косого обтікання, однак, вітер ззаду негативно впливає на шляхову стійкість вертольоту за рахунок так званих флюгерних властивостей планеру – вертолiт прагне повернутися проти вітру.

Тому, зліт і посадку вертольоту рекомендовано виконувати проти вітру, а швидкість попутного вітру на висінні, зльоті і посадки значно обмежені.

Вітер справа оказує найбільш негативний вплив на тягу РГ. При значній швидкості вітру на лопатях РГ виникає ефект так званого «вихрового кільця», в результаті чого при швидкості вітру 5-7 м/с тяга РГ знижується на 20%, що веде до недостатчі або втрати шляхового управління.

6. Призначення і робота стабілізатора

Стабілізатор створює підйомну силу незначної в порівнянні з тягою НГ величини. Але, за рахунок значної величини плеча від центру тиску стабілізатора до центру тяжіння вертольоту, стабілізатор створює подовжній момент, який оказує суттєвий вплив на балансування і стійкість вертольоту.

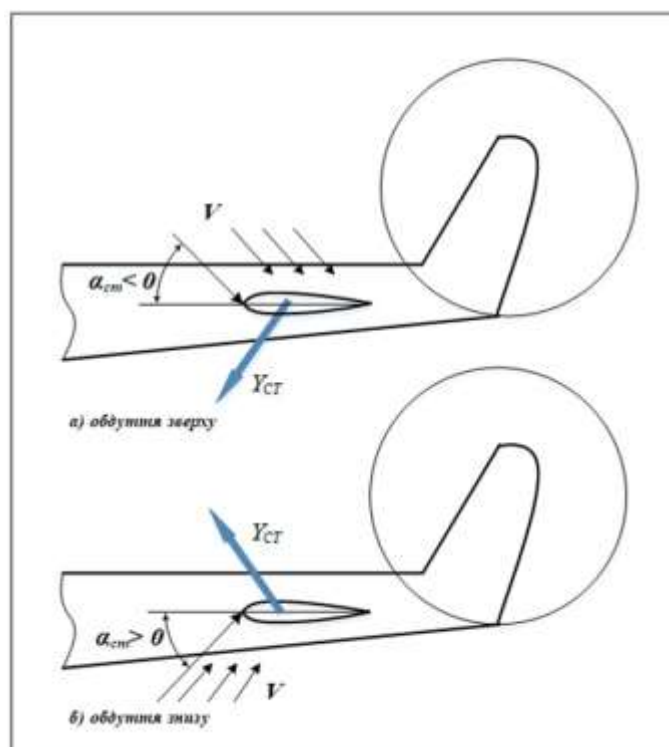


Рисунок 13. Схема обдування стабілізатора з негативним та позитивним кутом атаки

На більшості моторних режимів стабілізатор має негативний кут атаки і його підйомна сила створює позитивний (кабрируючий) подовжній момент. На зниженні з великим кутом нахилу траєкторії і на режимі авторотації кут атаки стабілізатора – позитивний, тому його подовжній момент буде пікіруючий.

Таким чином, за рахунок дії подовжніх моментів стабілізатор оказує позитивний вплив на стійкість і керованість вертольоту.

7. Призначення і робота кіля

Кіль вертольоту має подвійне призначення:

- по-перше, за рахунок кіля вісь рульового гвинта піднята відносно центру тяжіння, що дозволяє зменшити потрібний для балансування кут крену;

- по-друге, киль має аеродинамічний профіль за рахунок якого він створює аеродинамічну силу, яка дозволяє зменшити потрібну для шляхового балансування тягу РГ.

З іншого боку за рахунок інтерференції киль погіршує роботу рульового гвинта, затінює індуктивний потік, який створює РГ.