

З М І С Т

1	Стан проблеми та напрямки її рішення.....	2
2	Огляд даних аналогів	5
3	Аеродинаміка несучого гвинта.....	7
	3.1 Основні відомості про НГ вертольота.....	7
	3.2 Види, класифікація та основні конструктивні елементи НГ	7
	3.3 Геометричні і кінематичні характеристики НГ.....	9
4	Методологія проектування вертольотів.....	20
	4.1 Етапи проектування вертольота.....	20
	4.2 Завдання попереднього та ескізного проектування.....	26
5	Загальне компоунання вертольота.....	28
6	Розрахунок аеродинамічних характеристик.....	33
	6.1 Розрахунок аеродинамічного опору вертольота.....	33
	6.2 Розрахунок аеродинамічного опору фюзеляжу.....	35
	6.3 Упорядкування та зведення лобових опорів гелікоптера	38
7	Розрахунок основних параметрів вертольоту.....	42
	7.1 Розрахунок злітної маси вертольота у першому наближенні	44
	7.2 Геометрія несучого гвинта.....	46
	7.3 Розрахунок геометричних параметрів несучого гвинта	49
8	Розрахунок потужності рухової установки.....	53
	8.1 Методика розрахунку потужності рухової установки	53

<i>Зм.</i>	<i>Арк.</i>	<i>№ докум.</i>	<i>Підпис</i>	<i>Дата</i>				
<i>Розробив</i>		<i>Сторчак Н.К.</i>			Методика вибору проектних параметрів надлегкого вертольоту	<i>Літ.</i>	<i>Арк.</i>	<i>Аркушів</i>
<i>Перевірив</i>							<i>1</i>	
<i>Рецензент</i>								
<i>Н. контр.</i>								
<i>Затвердив</i>								

	8.2 Розрахунок необхідної потужності рухової установки вертольота	54
9	Розрахунок маси палива.....	56
10	Розрахунок маси основних агрегатів вертольота.....	59
	10.1 Розрахунок маси лопатей несучого гвинта.....	59
	10.2 Розрахунок маси втулки несучого гвинта	63
	10.3 Розрахунок маси системи бустерного керування.....	64
	10.4 Розрахунок маси системи ручного керування.....	65
	10.5 Розрахунок маси головного редуктора.....	65
	10.6 Розрахунок маси вузлів приводу кермового гвинта.....	67
	10.7 Розрахунок маси лопатей та втулки рульового гвинта ..	68
	10.8 Розрахунок маси двигуна вертольота	70
	10.9 Розрахунок маси фюзеляжу вертольота	73
	10.10 Розрахунок маси паливної системи	75
	10.11 Розрахунок маси шасі вертольота	76
	10.12 Розрахунок маси електроустаткування вертольота ...	77
	10.13 Розрахунок маси бортового устаткування	78
11	Проектування лопатей несучого гвинта.....	87
12	Розрахунок поляри несучого гвинта.....	98
13	Оцінка льотно-технічних характеристик.....	105
	Висновок.....	
	Література.....	

1. Стан проблеми та напрямки її рішення

Загальне застосування надлегких вертольотів та проблеми їх проектування та експлуатації. Переваги надлегких вертольотів

Надлегкі вертольоти можуть бути затребувані так як мають ряд переваг у порівнянні з великими гелікоптрами, що використовуються.

1. Насамперед це економічна ефективність та доцільність. Більш компактні та легкі вертольоти вимагають менше палива та обслуговування, що дозволяє суттєво скоротити витрати на експлуатацію.

2. Вони також екологічніші, що є важливим фактором у сучасному світі. Більш маленькі двигуни та менша вага означають, що надлегкі вертольоти виробляють менше шуму та викидів забруднюючих речовин, що робить їх екологічно прийнятнішими для використання.

3. Перевагою є і збільшена маневреність. За рахунок компактнішого розміру і легшої ваги, надлегкі вертольоти можуть літати більш маневрено, і мають можливість вертикального зльоту і посадки, що дозволяє використовувати їх у важкодоступних місцях, що особливо важливо в міських умовах і на гірській місцевості. Вони можуть легко злітати та приземлятися на малих майданчиках, приземлятися на більш вузьких та нерівних поверхнях, що робить їх більш гнучкими у використанні та суттєво спрощує транспортування вантажів чи пасажирів.

4. Через розміри надлегкі вертольоти мають простішу конструкцію та менше компонентів, що зменшує ймовірність виникнення технічних проблем та робить машини надійнішими та безпечнішими.

Загальне застосування надлегких вертольотів

Сфер застосування надлегких вертольотів безліч. Скрізь, де з різних причин неможливе, недоцільне чи нерентабельне застосування великогабаритних літальних апаратів потрібна розробка легшого варіанту.

									Арк.
									3
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата					

- Надлегкі вертольоти дуже потрібні у сільському господарстві. Вони використовуються для розпилення інсектицидів або добрив, рознесення гербіцидів, розкидання насіння, спостереження за полями тощо.

- Медична сфера застосування: вертольоти використовуються для транспортування пацієнтів за медичними цілями, дозволяючи при необхідності швидко доставити людей до найбільш відповідних медичних закладів.

- Рятувальні операції: надлегкі вертольоти можуть бути використані для порятунку людей у випадках повені, землетрусу або інших аварійних ситуаціях, коли традиційні способи порятунку обмежені.

- Перевірка та ремонт складних масштабних технологічних об'єктів, таких, наприклад, як лінії електропередач або нафтові та газові свердловини у важкодоступних місцях. Використання вертольотів спрощує та прискорює процес обслуговування.

- Надлегкі літальні апарати знайдуть широке застосування у сфері розваг, відпочинку та туризму, перевозячи людей на невеликі відстані та дозволяючи пасажирам насолоджуватись красивими видами природи чи міст.

- Також у сфері спорту: надлегкі вертольоти використовуються в аероспорті, такому як вертольотне пілотування та парашутний спорт. Невеликі розміри та економічність в експлуатації робить такий спорт доступним для ширшої аудиторії.

- Лісорозведення: надлегкі вертольоти можуть використовуватися для вивчення площ лісу та визначення стану дерев, що дозволяє зберегти ліси та запобігти займанню. А також для проведення моніторингу територій та вивчення природних ресурсів, для збереження та захисту навколишнього середовища.

- Патрулювання: вертольоти використовуються правоохоронними органами для патрулювання міст та кордонів, боротьби зі злочинними діями.

- Можливе й застосування у військовій сфері. Наприклад, як платформа для стеження так і мобільний ретранслятор, а також багато іншого.

						Арк.
						4
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

Проблеми проектування та експлуатації сверхлегких вертольотів.

Надлегкі вертольоти через свою невелику вагу та розмір мають ряд недоліків, що і створює складнощі з якими стикаються розробники при проектуванні.

- Невеликі габарити, безумовно, збільшують маневреність апарату, але саме тому вертольот стає більш чутливим до будь-яких зовнішніх впливів, таких, як ураган, вітряна погода, турбулентність або різкі переміщення. Через свій невеликий розмір, масу і швидкість повітряні судна можуть бути більш вразливими до впливу сили гравітації та мінливої поведінки повітря. Це може призвести до ризику падіння та втрати контролю над повітряним судном.

- Низька вантажопідйомність та місткість, що обмежує ефективність використання надлегкого вертольота. Надлегкі машини можуть нести лише невеликі вантажі та всього кількох пасажирів, а найчастіше одного.

- Через невеликі розміри апарат має обмежений запас ходу, дальність та час польоту, який може бути збільшений тільки за рахунок збільшення паливних резервів або зменшення маси та місткості.

- Безпека польотів недостатньо висока. Невелика кабіна з легких, але неміцних матеріалів не може надійно захистити пілота. Нерідко легкі вертольоти проектувалися взагалі без кабіни.

- Пілотування надлегких вертольотів потребує певних навичок та високої кваліфікації, а кількість досвідчених пілотів, здатних навчати новачків та забезпечити надійну експлуатацію недостатню.

Усі ці чинники створюють складнощі під час проектування.

Висновок: в розділі 1 буди оглянуті основні переваги та недоліки надлегких вертольотів, описані сфери їх застосування.

						Арк.
						5
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

2. Огляд даних аналогів

Перший розроблений у США легкий двотурбінний вертольот - Bell 222. Він дуже популярний при організації корпоративних подорожей. Вертольот має два турбувальні двигуни Lycoming/Honeywell LTS101-650 і дві лопаті несучого гвинта зі скловолокна та нержавіючої сталі, що дозволяє долати відстані до 438 миль, досягаючи при цьому швидкості до 149 миль на годину.

Універсальний багатоцільовий вертольот AW109 Grand здатний перевозити на відстань до 589 миль до семи пасажирів та двох пілотів. Машина з гвинтом і подовженою кабіною оснащена двома турбувальними двигунами Canada PW207C виробництва Pratt & Whitney, завдяки яким вона може досягати швидкості до 285 миль на годину.

Вертольот EC120 Colibri, також відомий як «французький колібрі», отримав свою назву завдяки його розміру, особливій маневреності та практично безшумній роботі. П'ятимісний вертольот оснащений одним турбувальним двигуном Turbomeca Arrius 2F і здатний рухатися зі швидкістю 137 миль на годину на відстань до 441 миль. Спеціальна конструкція EC120 спрямована на збільшення паливної економічності та екологічності. Модель вміщує одного пілота і до чотирьох пасажирів, відрізняється широкою ергономічною кабіною з великою зовнішньою видимістю, яку можна легко змінити під різні вимоги. За бажання корпус EC120 може бути виконаний в зеленому кольорі.

Легкий двомоторний вертольот MD 900 був розроблений з нуля з використанням інструментів Computer Aided Design. Він є першим вертольотом авіабудівної компанії McDonnell Douglas, у якому було реалізовано конструкцію без кермового гвинта — NOTAR. За рахунок двох турбувальних двигунів MD900, спочатку названий MDX, розвиває швидкість до 152 миль. Дальність польоту становить до 189 миль.

						Арк.
						6
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		



Мал. 2.1 EC120 Colibri

На Robinson R22 встановлений двигун Lycoming O-320, який дозволяє повітряному судну розвивати швидкість до 109 миль на годину при дальності польоту до 285 миль. Незважаючи на те, що цей невеликий двомісний одномоторний вертольот розрахований на двох пасажирів, він оснащений усім необхідним для створення хороших умов під час польоту. Вертольот з дволопатевиими несучими гвинтами і хвостовим, зарекомендував себе як надійна робоча машина.



Мал. 2.2 Robinson R22

Висновок: в розділі 2 були оглянуті деякі вже існуючі надлегкі вертольоти.

						Арк.
						7
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

3. Аеродинаміка несучого гвинта

3.1 Основні відомості про НГ вертольота: призначення, класифікація і його основні елементи. Призначення НГ вертольота

Несучий гвинт вертольота є основним конструктивним елементом гелікоптера, який аналогічно крилу створює підйомну силу, рушійну (*пропульсивну*) силу, аналогічно тязі двигунів, і керуючі моменти аналогічно механізації крила і керуючих поверхонь хвостового оперіння літака.

3.2 Види, класифікація та основні конструктивні елементи НГ

1) За способом передачі крутного моменту

За способом передачі крутного моменту від двигуна на НГ вертольоти поділяються на види (рис. 3.1.2.1):

- з механічним приводом від поршневих двигунів через муфту зчеплення;
- з газодинамічним приводом від турбогвинтових двигунів через вільну турбіну;
- з реактивним приводом від реактивних двигунів, установлених на кінцях лопатей НГ.

НГ складається з лопатей, закріплених на втулці, посадженій на вал головного редуктора вертольота. Лопаті до втулки НГ кріпляться за допомогою шарнірів або пружних елементів.

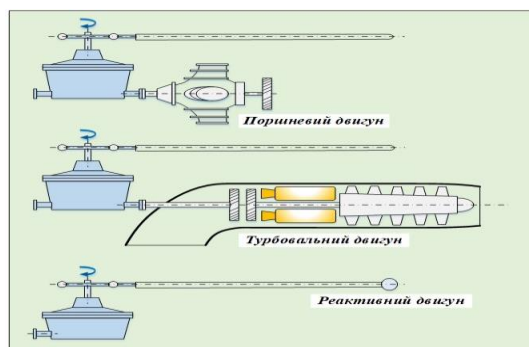


Рис. 3.2.1 Схема способів передачі крутного моменту до втулки НГ

2) За способом кріплення лопатей до втулки НГ

						Арк.
						8
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

За способом кріплення лопатей до втулки *НГ* розрізняються на (рис. 3.2.2):

- з жорстким кріпленням лопатей;
- з пружним кріпленням лопатей;
- з шарнірним кріпленням лопатей.

У вітчизняному вертольотобудуванні найбільшого поширення набув *НГ* з тришарнірним кріпленням лопатей на втулці *НГ*. Лопаті *НГ* з шарнірним кріпленням лопатей здійснюють у польоті просторовий рух (рис. 8.1.2):

- обертаються навколо вісі *НГ*;
- переміщаються разом із вертольотом у просторі;
- змінюють своє кутове положення щодо вертикальних і горизонтальних шарнірів (здійснюють махові й коливальні рухи).

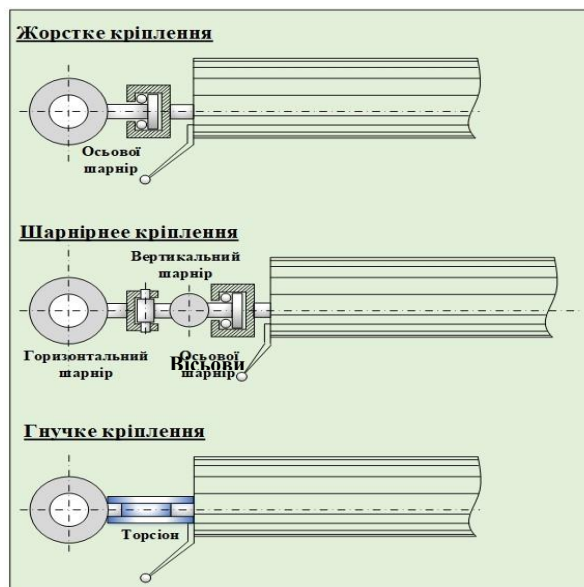


Рис. 3.2.2 Схема способів кріплення лопатей до втулки *НГ*

Шарніри втулки *НГ* розташовані на певних відстанях від її центру в послідовності: горизонтальний, вертикальний і вісьовий шарніри:

- вісь **ГШ** знаходиться в площині обертання *НГ* і дозволяє лопаті здійснювати коливальні махові рухи у вертикальній площині (β_l);
- вісь **ВШ** розташована паралельно вісі обертання *НГ* і дозволяє здійснювати коливальний рухи в площині обертання *НГ* (ξ_l);

					Арк.
					9
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата	

– вісь вісьового шарніру (**Віс.Ш, ОШ**) знаходиться в поздовжній площині лопатей НГ і дозволяє змінювати кути установки перерізів лопатей при керуванні НГ (ϕ_l).

Віссю симетрії НГ є вісь валу головного редуктора. Площина перпендикулярна вісі обертання НГ і проходить через центр втулки НГ та називається площиною обертання.

Несучий гвинт (НГ) характеризується певною сукупністю геометричних і кінематичних характеристик і параметрів.

3.3 Геометричні і кінематичні характеристики НГ

3.3.1. Геометричні характеристики НГ

До геометричних характеристик НГ належать величини, що визначають лінійні розміри лопатей і в цілому НГ. Вони за інших рівних умов істотно впливають на аеродинаміку НГ.

До основних геометричних характеристик НГ належать:

- діаметр НГ ($D_{нг}$);
- площа НГ, що омітається ($F_{нг}$);
- питоме навантаження на НГ (p);
- коефіцієнт заповнення НГ ($\sigma_{нг}$);
- рознесення горизонтального і вертикального шарнірів втулки НГ - $l_{гш}$, $l_{вш}$).

1. **Діаметр НГ ($D_{нг}$)** – це діаметр кола, по якому рухаються кінці лопатей при обертанні НГ без їх переміщення в горизонтальній і вертикальній площинах (рис. 3.1.3.1). У сучасних вертольотів діаметр НГ дорівнює $D=13...35$ м.

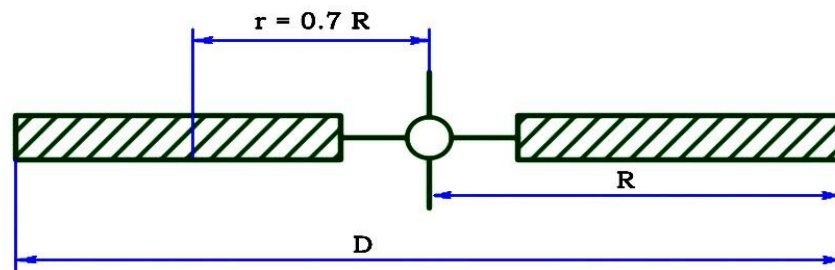


Рис. 3.3.1 Схема несучого гвинта

					Арк.
					10
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата	

2. **Площа, що омітається ($F_{нГ}$)** – це площа кола, який описують при обертанні $НГ$ кінці лопатей без урахування махових рухів лопатей:

$$F_{нГ} = \pi R^2 = \frac{1}{4} \pi D^2$$

Площа $НГ$, що омітається, аналогічна площі крила літака.

3. **Питоме навантаження на $НГ$ (p)** – відношення маси вертольота до площі $НГ$, що омітається:

$$p = \frac{m_B g}{F_{нГ}} = \frac{G_B}{F_{нГ}}$$

Кількість лопатей сучасних вертольотів дорівнює $z = 2 - 8$ лопатей, їх кількість залежить від маси вертольота і діаметра $НГ$.

4. **Коефіцієнт заповнення ($\sigma_{нГ}$)** – характеризує ступінь заповнення лопатями площі $НГ$, що омітається, і дорівнює відношенню сумарної площі всіх лопатей до площі, що омітається:

$$\sigma = \frac{z_L F_L}{F_{нГ}} \approx 0,04 \dots 0,12$$

Розніс шарнірів: (горизонтального l_z і вертикального l_v шарнірів) – це відстань від вісі відповідного шарніра до вісі обертання $НГ$. Часто розглядаються відносні величини:

$$\bar{l}_i = \frac{l_i}{R}$$

У сучасних вітчизняних вертольотів $l_{zш} = 0,02 \dots 0,05$; $l_{vш} = 0,04 \dots 0,06$.

3.3.2. Кінематичні параметри $НГ$

До них належать:

- частота обертання $НГ$ ($\omega_{нГ}$);
- кут атаки ($\alpha_{нГ}$);
- кути загального і циклічного кроку $НГ$ (ϕ_0 і $\phi_{цик}$).

1. **Частота обертання $НГ$ - ($\omega_{нГ}$)** – кількість обертань радіан у секунду. В аеродинаміці вертольоту зазвичай розглядають не частоту обертання, а кількість обертів $НГ$ за секунду (n_c):

$$\omega = 2\pi n_c$$

						Арк.
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		11

$U = \omega R$ – окружна швидкість

$$M = \frac{\omega R}{a} - \text{число Маха}$$

У сучасних вертольотів $U = 180-220 \text{ м/с}$, $M = 0,5 \dots 0,7$.

На приладовій дошці пілота показчик оборотів $НГ$ показує частоту обертання $НГ$ у відсотках від номінального значення оборотів $НГ$.

1. **Кут атаки $НГ$ - ($\alpha_{нГ}$)** – це кут між вектором швидкості набігаючого потоку і площиною обертання $НГ$. Кут атаки вважається позитивним, якщо незбурений повітряний потік набігає на площину $НГ$ знизу (рис. 3.1.3.2).

2. **Кут загального кроку - (φ_0)** являє собою кут установки перерізів усіх лопатей $НГ$ в перерізі на характерному радіусі ($0,7R$).

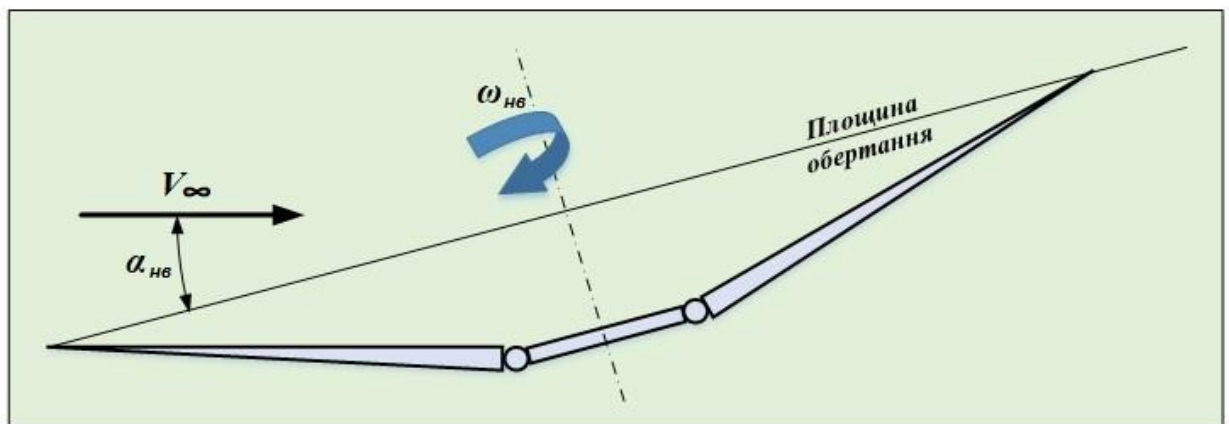


Рис. 3.3.2 Схема кута атаки $НГ$ ($\alpha_{нГ}$)

3. **Кут циклічного кроку $НГ$ - ($\varphi_{цик}$)** – кути установки лопатей $НГ$ у відповідних азимутах. Азимутальний кут ($\psi = 0^\circ$), при відсутності вітру, перебуває над хвостовою балкою і відлік здійснюється за годинниковою стрілкою, при погляді зверху, в послідовності $\psi = 0^\circ - 90^\circ - 180^\circ - 270^\circ - 360^\circ$.

Аеродинамічні характеристики $НГ$ зазвичай розглядаються у зв'язаній системі координат $Oxyz$. Початок координат розміщується в центрі втулки $НГ$ на вісі обертання, поздовжня вісь ox спрямована вперед у площині обертання $НГ$, нормальна вісь oy спрямована вгору по вісі обертання $НГ$, поперечна вісь oz спрямована праворуч, перпендикулярно площині xoy . Всі вітчизняні

					Арк.
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата	12

вертольоти одногвинтової схеми мають *НГ* лівого обертання (*НГ* обертається за годинниковою стрілкою при погляді зверху).

При визначенні аеродинамічних характеристик *НГ* на всіх режимах польоту вертольоту часто використовується **безрозмірний коефіцієнт протікання потоку повітря через *НГ* - (λ)**:

$$\lambda = \frac{V \sin \alpha_{HB} - v_i}{\omega R}$$

де: v_i – індуктивна швидкість *НГ*.

На режимах горизонтального польоту використовують **безрозмірну характеристику режиму роботи *НГ* (μ)**:

$$\mu = \frac{V \cos \alpha_{HB}}{\omega R}$$

3.3.3. Геометричні і кінематичні параметри лопатей *НГ*

Лопать *НГ* являє собою частину несучої поверхні вертольоту великого подовження, що обертається навколо центру обертання.

До основних геометричних параметрів лопаті *НГ* належать:

- радіус *НГ* (довжина лопаті) – **R** ;
- хорда лопаті – **b_l** ;
- кут установки – **φ_l** ;
- форма перерізів профілю лопаті;
- геометрична крутка лопаті;
- форма лопаті в плані.

1.1. Поточний радіус перерізу лопаті (r_i) визначає відстань від вісі обертання *НГ* до розглянутого перерізу по розмаху лопаті.

1.2. Хорда профілю лопаті – **b_l** .

1.3. Кут установки лопаті (φ_l) вимірюється між хордою лопаті і площиною обертання *НГ* (рис. 3.1.3.3).

						Арк.
						13
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

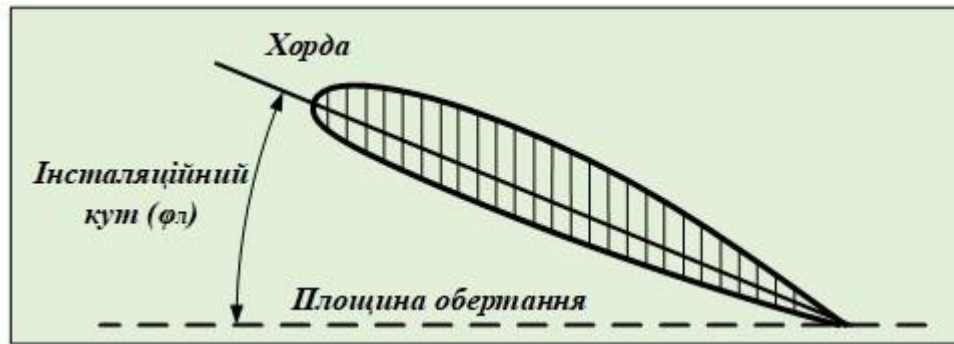


Рис. 3.1.3.3. Схема кута установки лопаті НГ (φ_l)

Форма перерізів профілю лопаті характеризується максимальною товщиною (C_{\max}), максимальною кривизною (f_{\max}) і радіусом заокруглення носика профілю (r_0). На вибір форми вертольотних профілів лопатей НГ істотно впливають конструктивні обмеження по розміщенню всередині контуру профілю лонжерона, протифлатерних грузиків, систем сигналізації пошкодження лонжерона, протиобмерзальної системи і хвостового стрінгера.

1.4. Геометрична крутка здійснюється зміною кутів установки перерізів по розмаху лопаті, тобто конструктивним поворотом перерізів лопаті відносно один одного на кут $\Delta\varphi_c$. На серійних вертольотах застосовується лінійна геометрична крутка:

$$\varphi_i = \varphi_0 = -\frac{\Delta\varphi_i}{\Delta R} R_i$$

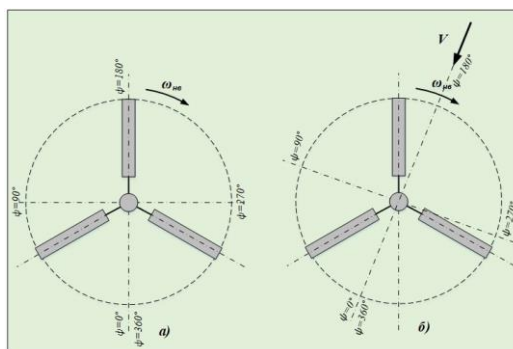
До основних кінематических параметрів лопаті належать:

- кут азимутального положення (ψ_l);
- кут помаху (β_l);
- кут коливання (ξ_l);
- швидкість обтікання лопаті незбуреним повітряним потоком – V_∞ ; – кут атаки лопаті – α_l .

Кут азимутального положення (ψ_l) змінюється у напрямку обертання НГ між поздовжньою віссю лопаті і проекцією вектора швидкості польоту на площину обертання НГ. Кут азимутального положення (ψ_l) при відсутності вітру відраховується від положення лопаті над хвостовою балкою і за

						Арк.
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		14

годинниковою стрілкою. Лопать називається наступаючою, якщо $0 \leq \psi \leq 180^\circ$, і відступаючою, якщо $180^\circ \leq \psi \leq 360^\circ$ (рис. 3.1.3.4).



а) при відсутності бокового вітру б) при наявності бокового вітру

Рис. 3.3.4 Схема азимутального розташування лопатей НГ

Кут змаху лопаті (β_l) характеризує вертикальне кутове переміщення лопаті відносно ГШ щодо площини обертання і вважається позитивним при відхиленні лопаті вгору відносно площини обертання (рис. 3.1.3.5).

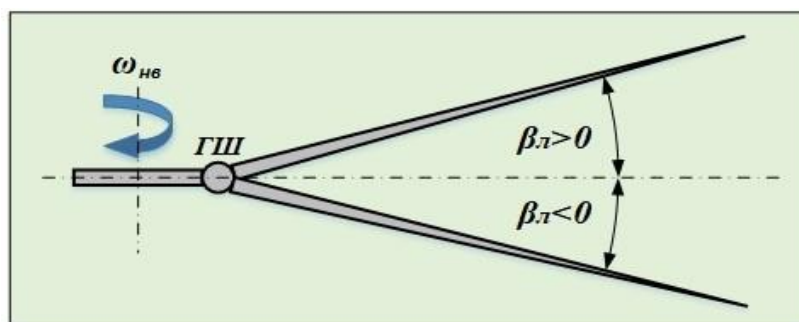


Рис. 3.3.5 Схема кута змаху лопаті (β_l)

Кут коливання (ξ_l) лопаті характеризує кутове переміщення лопаті відносно ВШ в площині обертання і вважається позитивним при відхиленні лопаті проти напрямку обертання.

З огляду на відносно невеликі відстані від центру втулки НГ до ГШ і ВШ порівняно з радіусом R лопаті допускається приймати відносні відстані $\bar{l}_T = \bar{l}_B \approx 0$ (рис. 3.1.3.6).

						Арк.
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		15

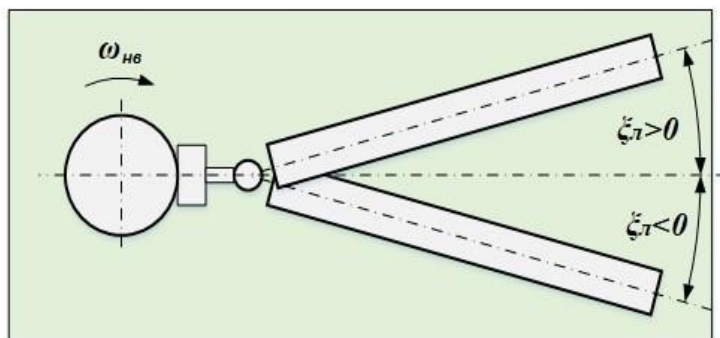


Рис. 3.3.6 Схема кута коливання лопаті (ξ_l)

Результуючу швидкість обтікання перерізів лопаті (U) зазвичай визначають через горизонтальну і вертикальну складові.

Горизонтальна нормальна складова швидкості (U_x) обтікання перерізу спрямована перпендикулярно до вісі лопаті і розташована в площині паралельній площині обертання:

$$U_x = \omega \cdot r + V \cdot \cos \alpha_{HB} \cdot \sin \psi$$

Горизонтальна (дотична) тангенціальна складова швидкості (U_z) обтікання перерізу лопаті спрямована уздовж лопаті.

$$U_z = V_z \cdot \cos \alpha_{HB} \cdot \cos \psi$$

Вертикальна складова швидкості (U_y) обтікання перерізу спрямована перпендикулярно до вісі лопаті і розташована в площині помаху:

$$U_y = V \cdot \sin \alpha_{HB} - v_i - r \cdot \beta - V \cdot \cos \alpha_{HB} \cdot \cos \psi \cdot \beta;$$

Геометрична сума компонентів U_x , U_y , U_z визначає результуючу швидкість обтікання: $U = \sqrt{U_x^2 + U_y^2 + U_z^2}$

Кут атаки перерізу лопаті дорівнює

$$\alpha = \varphi + \arctg\left(\frac{U_y}{U_x}\right)$$

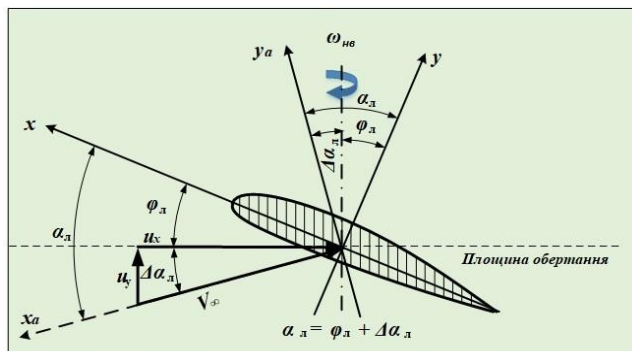


Рис. 3.3.7 Схема утворення кута атаки профілю лопаті

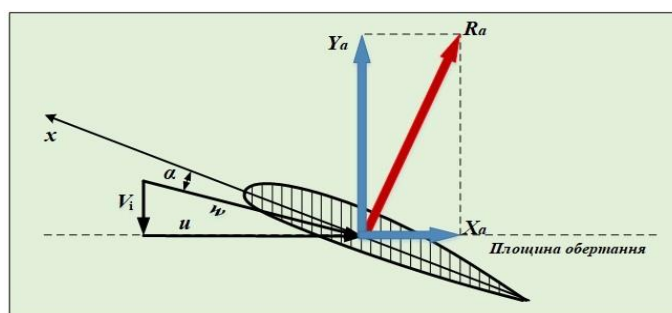


Рис. 3.3.8 Схема визначення аеродинамічних сил і швидкості обтікання елементів лопаті НГ: ρU^2 ρU^2

3.3.4. Основні режими роботи НГ вертольоту

Несучий гвинт вертольоту призначений для створення результуючої аеродинамічної сили (*тяги*), необхідної для забезпечення керованого польоту, поздовжньо-поперечної стійкості і керованості вертольоту.

Основними режимами роботи НГ є:

1. Режим висіння і вертикального переміщення вертольоту

На цих режимах лопаті НГ обтікаються повітряним потоком, швидкості якого у всіх азимутах лопатей однакові і рівні окружній швидкості НГ ($U_i = \omega \cdot R_i$) (рис. 3.3.9).

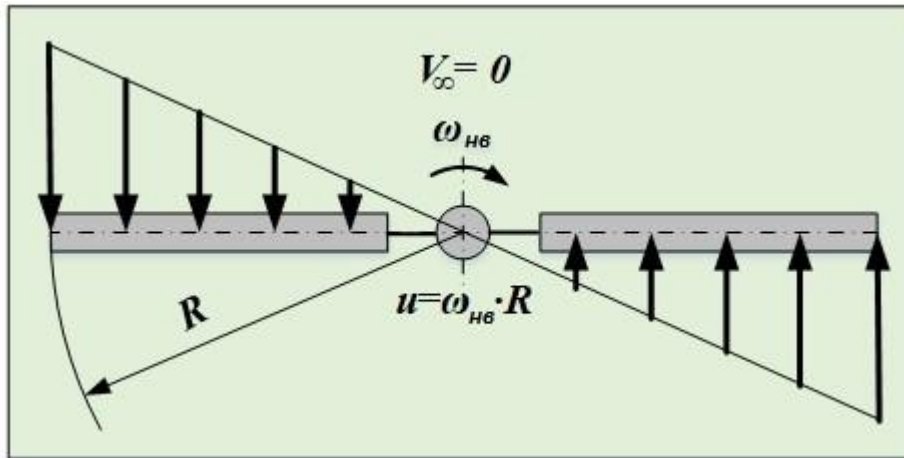


Рис. 3.3.9 Схема обтікання лопатей НГ на вертикальних режимах

Результуюча аеродинамічних сил (тяга) НГ залежить від кута установки лопатей НГ, який підбирається залежно від режиму вісьового обтікання, а саме:

- 1) на режимі висіння підбирається кут установки, при якому тяга НГ стає рівною вазі вертольоту ($T = G$);
- 2) при наборі висоти кут установки НГ збільшується таким чином, щоб тяга НГ була більше ваги вертольоту ($T > G$);
- 3) при зниженні кут установки НГ зменшується таким чином, щоб тяга НГ була менше ваги вертольоту ($T < G$) і при цьому вибирається певна швидкість вертикального зниження.

2. Режим горизонтального польоту вертольоту

На режимах горизонтального польоту результуюча швидкість повітряного потоку лопаті НГ в кожному перерізі визначається як сума колової швидкості перерізу лопатей (U) і швидкості набігаючого незбуреного потоку (V_∞) (рис. 3.3.11).

Колова швидкість має постійне значення в певному перерізі в усіх азимутальних положеннях лопаті, а поступальна швидкість у кожному азимуті має різні напрямки щодо носової частини профілю лопаті, тобто при поступальному русі вертольоту підйомна сила і лобовий опір лопаті безперервно змінюються за період одного оберту від максимального до мінімального значення. Внаслідок різної підйомної сили лопатей в азимутах

90^0 і 270^0 виникає перекидаючий момент, а періодична зміна сил і моментів на лопатях призводить до виникнення вібрацій і тряски вертольоту.

Для зменшення впливу періодичної зміни підйомної сили у вузлах кріплення лопаті до втулки *НГ* встановлені *ГШ*, для зменшення впливу зміни сил лобового опору лопаті *НГ* встановлені *ВШ*. Шарніри дають можливість лопаті здійснювати вільні махові рухи відносно цих шарнірів:

- відносно *ГШ* – у вертикальній площині;
- відносно *ВШ* – в горизонтальній площині.

Махові рухи лопатей зменшують нерівномірність дії аеродинамічних сил при поступальному горизонтальному русі вертольоту, зменшують результуючі навантаження на деталі втулки *НГ*, покращують стійкість вертольоту.

Для забезпечення можливості зміни кутів установки лопатей на втулці *НГ* встановлені вісьові шарніги (*Віс.Ш*).

На лопать *НГ* у вертикальній площині діють підйомна сила і маса лопаті, а в горизонтальній площині діють відцентрова сила і сила лобового опору.

При поступальному русі вертольоту на *НГ* виділяються 3 характерні зони, які обмежують нормальні умови обтікання лопаті і виникнення підйомної сили, що обмежує льотні можливості вертольоту (*рис. 8.1.12*):

- в азимуті $\psi = 90^0$ обмежуються максимальні оберти *НГ* через досягнення колової швидкості на кінцях лопатей критичного числа Маха ($M_{кр}$) і виникнення хвильового опору (*зона хвильового зриву*).

						Арк.
						19
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

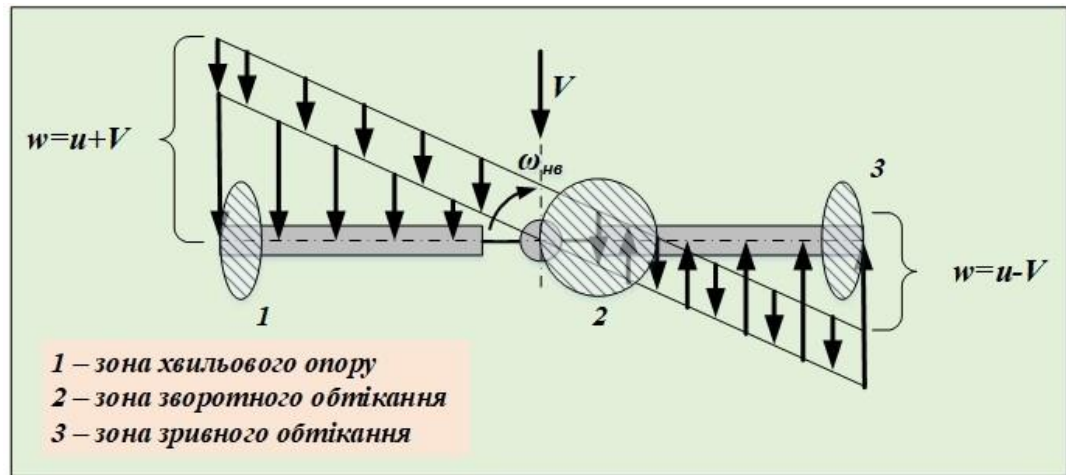


Рис. 3.3.11. Схема обтікання лопатей НГ на режимах горизонтального польоту

– в азимуті $\psi = 270^0$ обмежується максимальна швидкість горизонтального польоту через досягнення кута атаки лопаті НГ на кінці лопаті критичного значення ($\alpha_{кр}$) і більше, що викликає зривне обтікання кінців лопатей (зона зривного обтікання).

– в азимуті $\psi = 270^0$ обмежується максимальна швидкість горизонтального польоту через те, що біля кореневого перерізу лопаті відбувається їх зворотне обтікання, при цьому результуюча повітряної швидкості набігає на хвостову частину профілю лопаті і дана область не створює підйомної сили (зона зворотного обтікання).

Висновок: в розділі 3 була оглянута аеродинаміка несучого гвинта вертольота, описані його різновиди, режими роботи, а також вказані формули та методи розрахунку аеродинамічних та геометричних параметрів несучого гвинта.

4 Методологія проектування вертольотів

4.1 Етапи проектування вертольота

Проектування вертольота – це створення, перетворення та подання у прийнятій формі образу та опису майбутньої машини, що володіє заданими льотно-технічними, експлуатаційними, економічними та виробничо-технологічними характеристиками. Закінчений проект є комплектом технічної документації, у складі якого за вимогами ЄСКД виділяються три групи документів:

- конструкторські документи, принципіві схеми, креслення, компоновальні та монтажні схеми, текстові документи, що містять опис вертольота у конструкторському аспекті;

- технологічні документи, директивні технологічні процеси, що регламентують методи та засоби виготовлення вертольота;

- експлуатаційні документи, що містять вказівки та правила, що забезпечують безпеку та експлуатаційну надійність вертольота.

Основними завданнями проектування вертольота є вибір раціональної схеми, визначення оптимальних параметрів агрегатів та елементів, розробка конструктивно-силової схеми, визначення масових, геометричних, характеристик міцності елементів конструкції. Будучи складним технічним об'єктом, вертольот у процесі створення повинен задовольняти цілу низку різних, часом суперечливих вимог. Тому з урахуванням існуючих під час проектування будь-якого літального апарату фізичних, технічних та тимчасових обмежень проектування вертольота перетворюється на ітераційний процес пошуку компромісу між цими вимогами, що забезпечує оптимальний вибір параметрів.

В авіаційній промисловості розроблені та введені в дію Норми льотної придатності гвинтокрилих апаратів нормальної та транспортної категорії АП-27 і АП-29 [1, 2], що містять державні вимоги до вертольотів і встановлюють граничний мінімум властивостей і характеристик, якими повинен мати кожен знову спроектований вертольот з погляду забезпечення безпеки та надійності

						Арк.
						22
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

польотів. Розробники вертольотів зобов'язані вивчити зазначені норми льотної придатності та керуватися ними у процесі проектування.

Вертольоти відносяться до технічних об'єктів, при створенні яких застосовуються основні принципи проектування:

- принцип декомпозиції - поділ складної задачі на безліч простих;
- ітераційний принцип - багаторазове вирішення задачі з послідовним наближенням до оптимального результату;
- принцип уніфікації – використання раніше розроблених уніфікованих та стандартних деталей, апаратів, агрегатів, елементів систем керування, електроустаткування;
- принцип контрольованості, що полягає у можливості перевірки результатів проектування різними методами математичного та фізичного моделювання.

Водночас вертольоти є літальними апаратами, у зв'язку з чим проектування та виробництво вертольотів здійснюється за схемою, характерною для авіаційної техніки. За цією технологією в процесі проектування літаків і вертольотів виділяються послідовно виконувані стадії.

Першою стадією є так зване зовнішнє проектування – розробка технічної будівлі (ТЗ), що містить тактико-технічні та техніко-економічні вимоги до вертольота. Стадія виконується розробником вертольота разом із замовником – експлуатантом створюваної машини. Під час розробки ТЗ на проектування вертольота виконуються:

- аналіз досягнутого рівня розвитку вертольотної техніки відповідного класу з метою виявлення передових конструкторських та технологічних рішень;
- маркетингові дослідження визначення потреби у створюваних вертольотах і передбачуваного обсягу виробництва;
- визначення техніко-економічних показників експлуатації проектованого вертольота для підтвердження конкурентоспроможності;
- обґрунтування та затвердження льотно-технічних характеристик;

						Арк.
						23
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

- формування спеціальних вимог, зумовлених призначенням та умовами експлуатації вертольота.

Другою є стадія попереднього проектування, в ході якої розробляються технічні пропозиції, що містять інформацію про основні досяжні в проекті характеристики вертольота. У цій стадії формується концепція вертольота, визначається його схема, виконується розрахунок основних параметрів, які забезпечують виконання вимог ТЗ, або доводиться необхідність коригування ТЗ. При цьому в першому наближенні визначаються основні геометричні, масові та енергетичні характеристики вертольота, розробляється загальний вигляд. На підставі результатів попереднього проектування приймається рішення щодо доцільності подальшої роботи над проектом.

Третя стадія – ескізне проектування, у процесі якого розробляється конструктивне компонування вертольота. При цьому враховуються технологічні та експлуатаційні вимоги, які часто мають суперечливий характер. До завдань ескізного проектування входять розрахунок центрування вертольота, уточнення аеродинамічних характеристик на основі результатів теоретичних та експериментальних досліджень, розрахунок стійкості та керованості, розрахунок льотних характеристик. Ескізний проект вертольота містить інформацію про форму, розміри, масу та розташування основних агрегатів та функціональних елементів вертольота. Для взаємної просторової ув'язки агрегатів та розміщення обладнання вертольота застосовуються засоби об'ємного комп'ютерного моделювання. Для оцінки зручності розміщення екіпажу та пасажирів будується натурний макет у масштабі один до одного.

Заключною стадією процесу проектування є оформлення робочого проекту. На цьому етапі формується комплект конструкторської та технічної документації, необхідної для виготовлення, збирання, монтажу окремих агрегатів, систем та вертольота загалом. У цей комплект входять креслення загальних видів агрегатів вертольота, складальні та креслення деталі. Паралельно з розробкою документації проводяться експериментально-

						Арк.
						24
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

дослідні роботи з нових конструкційних матеріалів, міцнісні та ресурсні випробування конструкцій, стендові випробування систем та агрегатів, за результатами яких уточнюються розрахунки на міцність елементів конструкцій та систем.

Стадія розробки робочого проекту відрізняється найбільшою трудомісткістю, на неї припадає до 80% загального часу та до 85% матеріальних та фінансових витрат. Однак найбільш відповідальними етапами створення вертольота є попереднє та ескізне проектування, оскільки на цих стадіях приймається до 80 % основних технічних та організаційних рішень, від яких залежить досягнення позитивних результатів проектування.

4.2 Завдання попереднього та ескізного проектування

Технічне завдання на проектування вертольота містить тактикотехнічні вимоги, умови експлуатації та льотно-технічні характеристики майбутньої машини, до яких належать:

- призначення вертольота (пасажирський, транспортний, патрульний, рятувальний, вертольот-кран, корабельний, пожежний та ін.);
- вантажопідйомність, маса, вид і габаритні розміри вантажів, що транспортуються, кількість пасажирів;
- дальність польоту;
- максимальна та крейсерська швидкості;
- статичний та динамічний сталі;
- швидкопідйомність;
- спеціальні вимоги (озброєння, бронювання, наявність пілозахисних та екранно-вихлопних пристроїв двигунів та ін.);
- - Склад екіпажу.

Літно-технічні характеристики вертольота задаються за умов міжнародної стандартної атмосфери.

						Арк.
						25
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

Вимоги до рухової установки визначаються залежно від категорії вертольота. Відповідно до Норм льотної придатності [5] вертольот категорії А – це багаторуховий вертольот, здатний виконувати заплановані зльоти та посадки та продовжувати безпечний політ після найбільш небезпечної відмови двигуна, а вертольот категорії В – одно- або багаторуховий вертольот, що не має гарантованої можливості продовження польоту при відмові двигуна, у разі йому передбачається виконання незапланованої посадки.

При розробці технічної пропозиції враховуються результати аналізу льотно-технічних та конструктивно-технологічних характеристик вертольотованих податків, раніше розроблених і випускаються передовими вертольотобудівними фірмами.

Відповідно до загальної методології в процесі проектування технічних об'єктів виконуються проектні процедури структурного та параметричного синтезу. На стадії розробки ескізного проекту вертольота процедури синтезу виконуються в наступній послідовності.

Першим етапом ескізного проектування є вибір та синтез аеродинамічної схеми вертольота, яка визначається кількістю та розташуванням несучих гвинтів. Існуючі схеми вертольотів представлені малюнку 4.1. Слід зазначити, що найпоширенішою є одnogвинтова схема з хвостовим кермовим гвинтом, до якої належать близько 92% світового вертольотного парку. Одnogвинтова схема застосовна як легких, так найважчих багатоцільових вертольотів різного призначення. Співвісна схема забезпечує кращу керованість та маневреність вертольота, більш високу енергетичну ефективність несучої системи, але її застосування для важких вертольотів проблематичне. Двогвинтова поздовжня схема дозволяє раціонально використовувати обсяг фюзеляжу для розміщення вантажів, тому застосовується тільки для транспортних та пасажирських вертольотів. Поперечна двогвинтова схема має найкращі аеродинамічні характеристики, але через складність конструкції широкого застосування не отримала.

						Арк.
						26
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		



а – одногвинтовий вертольот з кермовим гвинтом, б – одногвинтовий вертольот із системою NOTAR, в – двогвинтовий вертольот співвісної схеми, г – двогвинтовий вертольот поздовжньої схеми, д – вертольот поперечної схеми, е – вертольот з гвинтами, що перехрещуються.

Малюнок 4.1 Аеродинамічні схеми вертольотів

З другого етапу розробляється загальний вигляд вертольота з визначенням габаритних розмірів фюзеляжу. При цьому враховуються призначення вертольота, вид і габарити вантажів, що транспортуються, задані аеродинамічні та льотно-технічні характеристики, необхідність розміщення спеціального обладнання, закономірності дизайну, що склалися. За загальним видом вертольота визначаються геометричні характеристики фюзеляжу, необхідні як вихідні дані для розрахунку маси, аеродинамічного опору, втрат сили тяги несучого гвинта та інших параметрів. Такими характеристиками є площа поперечного міделевого перерізу фюзеляжу, площа горизонтальної проєкції фюзеляжу, площа поверхні фюзеляжу, що омивається.

						Арк.
						27
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

На наступному етапі виконується розрахунок лобового аеродинамічного опору планера вертольота, вихідними даними якого є геометричні параметри фюзеляжу та інших частин вертольота, що взаємодіють з потоком повітря. Величина лобового опору характеризується площею еквівалентної шкідливої пластинки, тобто плоскої пластинки, поставленої перпендикулярно до потоку та має аеродинамічний опір, що дорівнює лобовому опору планера вертольота. Для розрахунку площі еквівалентної шкідливої пластинки складається зведення лобових опорів планера вертольота. У свою чергу площа еквівалентної шкідливої пластинки використовується для розрахунку потужності рухової установки та швидкісних характеристик вертольота.

Четвертим етапом ескізного проектування є параметричний синтез вертольота, у якого вирішуються такі задачі:

- розрахунок злітної маси вертольота в першому наближенні на основі середньостатистичної інформації про рівень розвитку вертольотної техніки з урахуванням типу та розмірності вертольота, що проектується;

- розрахунок геометричних та аеродинамічних параметрів несучого гвинта, що відповідає масі вертольота;

- розрахунок потужності рухової установки з урахуванням заданих льотних характеристик та маси вертольота, схеми вертольота та параметрів несучого гвинта;

- розрахунок маси палива, який буде необхідний виконання польоту на задану дальність;

- розрахунок маси окремих агрегатів та частин за формулами, отриманими на основі середньостатистичних вагових коефіцієнтів з урахуванням конструктивних особливостей елементів вертольота;

- розрахунок маси порожнього вертольота та злітної маси у другому наближенні.

На п'ятому етапі ескізного проектування виконується процедура структурного синтезу, що полягає в розробці об'ємного компонування вертольота, метою якої є раціональне розміщення окремих частин, агрегатів та

						Арк.
						28
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

обладнання вертольота, палива, вантажу, що транспортується, екіпажу в обсязі фюзеляжу. Розробка компоновання супроводжується розрахунком положення центру мас вертольота, вихідними даними якого служать результати параметричного синтезу.

Для контролю відповідності характеристик вертольота, що проектується, вимогам технічного завдання виконуються процедури багатоваріантного аналізу – розрахунок льотно-технічних характеристик вертольота з параметрами агрегатів і систем, визначеними в процесі ескізного проектування. У режимі вертикального зльоту розраховуються статична стеія, залежність скоропідйомності від висоти польоту, час вертикального зльоту на задану висоту, для горизонтального польоту визначаються мінімальні, максимальні, економічні та крейсерські швидкості різних висотах. Визначаються значення критичних швидкостей, обмежених появою зриву потоку на лопатях несучого гвинта. При відхиленні розрахункових льотно-технічних характеристик від значень, зазначених у технічному завданні, приймаються рішення щодо коригування параметрів несучої системи, рухової установки, аеродинамічних характеристик планера і т.п.

За льотно-технічними характеристиками вертольота та витратними характеристиками обраних двигунів виконується оцінний розрахунок техніко-економічних показників вертольота та визначається його економічна ефективність у порівнянні з існуючими аналогами.

Таким чином, ескізний проект дає повне уявлення про зовнішній вигляд, компоновання, склад та конструкцію вертольота, визначає основні параметри агрегатів, систем та елементів та містить інформацію, достатню для прийняття рішення про доцільність подальшої роботи над проектом, виконання технічного та робочого проектування та спорудження досвідчених зразків.

Висновок: в 4 розділі була описана загальна методологія проектування, її етапи та розділи які виконуються при проектуванні.

						Арк.
						29
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

5 Загальне компонування вертольота. Визначення розмірів фюзеляжу вертольота

У процесі попереднього та ескізного проектування розробляються креслення загального виду компонування вертольота. Попередня розробка компонування необхідна визначення основних розмірів фюзеляжу, за якими потім розраховується його маса, лобовий аеродинамічний опір фюзеляжу. Форма і розміри фюзеляжу істотно впливають на льотно-технічні характеристики вертольота. Геометричні параметри фюзеляжу є вихідними даними для проектувальних розрахунків, що виконуються в процесі параметричного синтезу, а також в оцінці експлуатаційних показників.

Основними геометричними параметрами фюзеляжу вертольота, необхідними для проектувальних розрахунків, є:

- довжина фюзеляжу;
- форма поперечного перерізу фюзеляжу, найбільші значення його ширини та висоти;
- площа поперечного міделевого перерізу фюзеляжу;
- площу горизонтальної проекції фюзеляжу;
- площа поверхні фюзеляжу, що омивається.

Форма та розміри фюзеляжу визначаються цільовим призначенням вертольота. Основну частину внутрішнього обсягу транспортного вертольота займає вантажна кабіна, розрахована на розміщення вантажу із заданими габаритними розмірами та масою. У пасажирському вертольоті основний обсяг фюзеляжу займають пасажирський салон із заданою кількістю крісел, відсік для багажу, робочі місця бортпровідників, туалетні приміщення. Вертольоти військового призначення проектуються з щільним компонуванням обладнання та озброєння в обсязі фюзеляжу, що забезпечує підвищені льотні характеристики та живучість вертольота.

Для визначення розмірів фюзеляжу необхідно розробити загальний вигляд та попереднє компонування вертольота. На кресленні попередньої

						Арк.
						293
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

компонування вертольота повинні бути представлені в масштабі два перерізи фюзеляжу: поздовжній (вид збоку) і поперечний, а при необхідності інші види, розрізи і перерізи окремих частин і агрегатів. Як правило, фюзеляж вертольота ділиться на частини. У носовій частині фюзеляжу розміщується кабіна пілотів, обладнання для приладів, елементи системи управління. Носова частина повинна мати обтічну форму з плавним переходом до середньої частини.

Скління носової частини має забезпечити пілотам огляд навколишнього простору за напрямками та секторами відповідно до вимог норм льотної придатності.

Хвостова частина фюзеляжу має форму, що забезпечує плавне обтічний сполучення середньої частини фюзеляжу з хвостовою балкою. У хвостовій частині транспортних вертольотів розміщуються вантажно-розвантажувальне обладнання, вантажні двері з рампою для навантаження. У хвостовій частині пасажирських вертольотів розміщують багажний відсік, туалет, двері з трапом, елементи системи кондиціонування повітря та інше обладнання.

Найбільші внутрішні розміри та обсяг має середній відсік фюзеляжу, призначений для розміщення пасажирів чи вантажів. Від розмірів вантажної кабіни та середньої частини фюзеляжу залежить маса всього фюзеляжу, маса вантажу, що транспортується, або кількість пасажирів, а відповідно злітна маса всього вертольота. Тому перед розрахунком маси вертольота необхідно визначити типорозмір вантажної кабіни.

Вертольоти класифікуються за злітною масою:

- надлегкі – вертольоти із злітною вагою до 1000 кг;
- легені – вертольоти зі злітною вагою від 1000 до 4500 кг;
- середні – вертольоти із злітною вагою від 4500 до 13000 кг;
- важкі – вертольоти із злітною вагою понад 13000 кг.

Площа підлоги вантажної кабіни транспортного вертольота, необхідна для розміщення вантажу із заданою масою, розраховується за питомим навантаженням на поверхню підлоги $p_{\text{підлога}}$, Н/м².

						Арк.
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		31

За середньостатистичними даними, для цивільних транспортних літаків з урахуванням перевантажень у польоті максимальне навантаження на підлогу може сягати $6000.. 15000 \text{ Н/м}^2$. Такі значення необхідно враховувати під час розрахунку міцності силового каркаса. За рекомендаціями для розрахунку площі підлоги транспортних літаків питома навантаження на підлогу вантажного відсіку приймається рівним 4000 Н/м^2 . Таку саму величину питомої навантаження слід і при проектуванні транспортних вертольотів.

Висота вантажного відсіку залежить від габаритних розмірів об'єктів, що транспортуються. Залежно від вантажопідйомності та призначення вертольота з урахуванням умов завантаження та вивантаження об'єктів, що транспортуються, висота вантажної кабіни приймається 2,3 м.

Над пасажирською кабіною вертольота зазвичай знаходиться головний редуктор з гвинтом, що несе, і рухова установка, що збільшує загальну висоту фюзеляжу і призводить до необхідності зменшення висоти пасажирської кабіни в порівнянні з літаковою.

У носовій частині фюзеляжу вертольота розміщується кабіна екіпажу, розміри якої визначаються також у процесі компонування. Зразкові розміри робочого місця пілота представлені малюнку 2.2.

З урахуванням того що проектується надлегкий вертольот з одним пілотом, ширина фюзеляжу приймається 2,5 м; висота 2,3 м; його довжина становить 4,7 м із врахуванням якомога меншої маси при комфортних можливостей експлуатації.

						Арк.
						32
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

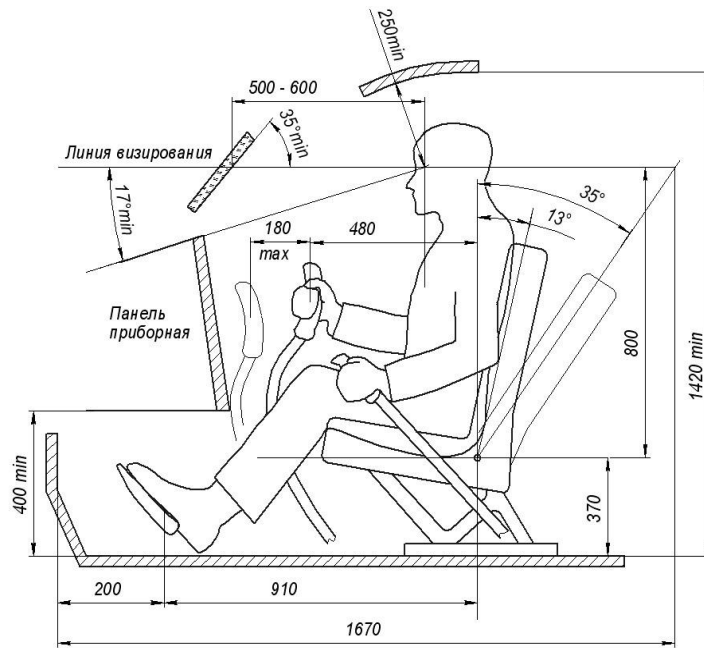


Рис. 5.2 – Зразкові розміри кабіни пілота вертольота

Компонування кабіни екіпажу розробляється з урахуванням забезпечення достатнього огляду, який відповідно до норм льотної придатності [5] для пілота, що сидить у лівому кріслі, задається мінімально допустимими кутами:

- вліво 20° ;
- праворуч 30° ;
- вниз по осі сидіння льотчика щонайменше 17° ;
- вгору по осі сидіння льотчика 20° .

Розташування приладової панелі в кабіні екіпажу, а також компонування засобів відображення на дошках приладів вертольотів виконується відповідно до вимог стандарту [6].

При розробці компонування вертольота необхідно передбачити розміщення агрегатів несучої системи, трансмісії, рухової установки, паливних баків, обладнання для приладів та інших агрегатів, розташованих в обсязі фюзеляжу.

Розробка попередньої компонування вертольота в першому наближенні і викреслення її в масштабі дозволяє визначити габаритні розміри фюзеляжу, а

						Арк.
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		33

також розрахувати площу міделя, площу горизонтальної проекції фюзеляжу і площу поверхні фюзеляжу, необхідні для подальшого проектування.

Висновок: Виходячи із поставлених технічних вимог, та методологій розрахунку ^[1] ^[3] ^[4] розрахований вертольот має такі характеристики фюзеляжу:

- довжина фюзеляжу: 4,7 м.
- форма поперечного перерізу фюзеляжу - заокруглена, найбільші значення його ширини та висоти: 2,5 м та 2,3 м відповідно.
- площа поперечного міделевого перерізу фюзеляжу: 5,43 м²
- кількість пасажирів: 1.

						Арк.
						34
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

6 Розрахунок аеродинамічних характеристик

6.1 Розрахунок аеродинамічного опору вертольота

6.1.1 Складові лобового аеродинамічного опору

Основною частиною планера вертольота є фюзеляж, що є складним тілом, що створює аеродинамічний опір в польоті при дії нерівномірного і неоднорідного турбулентного повітряного потоку. На фюзеляжі є елементи, що виступають за його мідель, що створюють додатковий аеродинамічний опір. До таких елементів відносяться шасі, втулки несучого та рульового гвинтів, капоти головного редуктора та двигунів, додаткові паливні баки, повітрязбірники, спеціальне навісне обладнання. Метою розрахунку аеродинамічного опору планера вертольота є складання зведення лобових опорів та розрахунок площі еквівалентної плоскої пластинки, що має таке ж, як у планера вертольота, аеродинамічний опір при обтіканні перпендикулярним до неї потоком повітря.

Для розрахунку аеродинамічного опору фюзеляжу необхідно визначити площу міделевого перерізу фюзеляжу. Формула для розрахунку площі міделя вибирається відповідно до обраної форми контуру поперечного перерізу фюзеляжу. Габаритні розміри та форма фюзеляжу визначаються в процесі розробки вигляду та попереднього компонування вертольота відповідно до його призначення та вантажопідйомності.

						Арк.
						35
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

Габаритні розміри фюзеляжу складають:

- довжина фюзеляжу без хвостової частини $L_{\phi} = 4,7$ м,
- висота середньої частини фюзеляжу 2,3 м,
- ширина середньої частини фюзеляжу 2,5 м.

Наближене значення площі перетину міделя $S_m = 5,43$ м².

При розробці загального виду та формуванні зовнішності вертольота необхідно враховувати, що площа поперечного перерізу та форма поверхні фюзеляжу та інших несучих частин надає істотне значення на аеродинамічний опір та льотно-технічні характеристики проектованого вертольота.

Габаритні розміри фюзеляжу зображені у Додатку 1.

6.2 Розрахунок аеродинамічного опору фюзеляжу

Відповідно до теорії подібності [8] для розрахунку сили лобового аеродинамічного опору X_{ϕ} , Н, фюзеляжу вертольота у горизонтальному польоті використовується формула

$$X_{\phi} = c_{x\phi} \frac{\rho V^2}{2} S_m$$

де $c_{x\phi}$ - коефіцієнт аеродинамічного опору фюзеляжу;

ρ – густина повітря, кг/м³;

V – швидкість горизонтального польоту, м/с;

S_m - площа міделевого перерізу фюзеляжу, м².

Коефіцієнт аеродинамічного опору $c_{x\phi}$ залежить від форми фюзеляжу, якості його поверхні, плавності обводів, наявності на ній елементів, що виступають. Експериментальне визначення коефіцієнта $c_{x\phi}$ та інших аеродинамічних характеристик здійснюється продуванням динамічно подібних моделей фюзеляжу в аеродинамічній трубі. Проведення аеродинамічних експериментів мають високу вартість, обумовлену необхідністю виготовлення моделей та експлуатацією дорогого унікального

						Арк.
						35
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

обладнання. У зв'язку з цим на стадії ескізного проектування застосовуються розрахункові методи визначення аеродинамічних характеристик, а також комп'ютерне моделювання аеродинамічних процесів за допомогою програмних комплексів обчислювальної аеро- та гідродинаміки.

Методика розрахунку аеродинамічного опору вертольота наведена у роботах [9, 10]. Наближене значення коефіцієнта аеродинамічного опору c_{xf} фюзеляжу вертольота розраховується за формулою

$$c_{xf} = k_{\alpha} \cdot (c_{xf} \cdot \eta_c S_{ом}/2 + \Delta c_{xc}) + \Delta c_{xn} + \Delta c_{xhv} + \Delta c_{xnad} + \Delta c_{xner},$$

де k_{α} – коефіцієнт обліку зміни опору фюзеляжу по куту атаки α при $\alpha = 0^{\circ}$ приймається $k_{\alpha} = 1$;

c_{xf} – коефіцієнт опору тертя плоскої платівки при заданому числі Рейнольдса Re ;

η_c – коефіцієнт впливу подовження фюзеляжу на аеродинамічний опір;

$S_{ом}$ – повна поверхня фюзеляжу, що омивається, m^2 ;

S_m – площа міделевого перерізу фюзеляжу, m^2 ;

Δc_{xn} , Δc_{xc} , Δc_{xhv} – коефіцієнти, що враховують збільшення опір за рахунок форми носової, центральної та хвостової частин фюзеляжу;

Δc_{xnad} – коефіцієнт опору надбудов, переріз яких виступає за контури перерізу фюзеляжу (паливні баки, блістери, обтічники тощо);

Δc_{xner} – збільшення коефіцієнта опору, викликане наявністю нерівностей, стиків, заклепок, шорсткості поверхні фюзеляжу, при ескізному проектуванні можна прийняти $\Delta c_{xner} = 0,01..0,015$.

Число Рейнольдса Re , яке відповідає умовам польоту вертольота, розраховується за формулою

$$Re = \frac{VL_{\phi}}{\nu}$$

де V – максимальна швидкість горизонтального польоту проектованого вертольота, зазначена у технічному завданні на проектування, м/с;

						Арк.
						37
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

L_{ϕ} - Довжина фюзеляжу вертольота, м;

$\nu = 1,455 \cdot 10^{-5} \text{ м}^2/\text{с}$ - коефіцієнт кінематичної в'язкості повітря на нульову висоту.

Відповідно до завдання проектування максимальна швидкість польоту V вертольота становить $180 \text{ км/год} = 50 \text{ м/с}$. Довжина фюзеляжу L_{ϕ} , розрахована при розробці попереднього компонування, становить $4,7 \text{ м}$. Число Рейнольдса Re для цього випадку буде рівним

$$Re = \frac{50 \times 4,7}{1,455 \times 10^{-5}} = 16,15 \times 10^6$$

Коефіцієнт опору плоскої пластинки з x_f при заданому числі Рейнольдса Re в турбулентному потоці розраховується за формулою Л. Прандтля.

При числі Рейнольдса $Re_{\phi} = 16,15 \times 10^6$ коефіцієнт опору плоскої пластинки дорівнюватиме

$$c_{xf} = \frac{0,074}{\sqrt[5]{Re}} = 0,00268$$

Наближене значення площі поверхні фюзеляжу S_{om} , м^2 , що омивається, розраховується за формулою $S_{om} = 2,85 L_{\phi} \sqrt{S_m} = 31,2 \text{ м}^2$

де L_{ϕ} - довжина фюзеляжу, м;

S_m - площа міделевого перерізу фюзеляжу, м^2 .

На аеродинамічний опір фюзеляжу впливає його подовження λ_{ϕ} , яке розраховується за формулою $\lambda_{\phi} = \frac{L_{\phi}}{D_e} = 3,76$

де D_e - еквівалентний діаметр фюзеляжу, м.

Вертольоти найчастіше мають некруглу форму поперечного перерізу фюзеляжу. Еквівалентний діаметр D_e - це діаметр кола, площа якого дорівнює площі міделевого перерізу фюзеляжу S_m . Значення еквівалентного діаметра фюзеляжа D_e , м, розраховується за формулою

									Арк.
									38
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата					

$$D_e = \sqrt{\frac{4S_M}{\pi}} = 6,33 \text{ м.}$$

Коефіцієнт η_c впливу подовження фюзеляжу ϕ на його аеродинамічний опір визначається за графіком, знаходимо: $\eta_c = 1,55$.

Коефіцієнт опору носової частини Δc_{xn} залежить від відносного радіусу заокруглення r_c у місцях сполучення стекол ліхтаря, який розраховується за формулою $r_c = \frac{R_c}{b_\phi}$,

де R_c - радіус заокруглення в місцях сполучення стекол, мм:

b_ϕ - ширина фюзеляжу, мм.

Для визначення значення коефіцієнта опору носової частини Δc_{xn} використовується графік [1], $\Delta c_{xn} = 0,09$.

Коефіцієнт опору центральної частини фюзеляжу $\Delta c_{x\phi}$ залежить від форми поперечного перерізу міделя. При круглому перерізі коефіцієнт $\Delta c_{x\phi}$ дорівнює нулю.

Значний вплив на аеродинамічний опір фюзеляжу має форма хвостової частини. При відриві потоку за хвостовою частиною виникає область зниженого тиску, що викликає появу донного опору.

Для зменшення донного опору хвостова частина фюзеляжу повинна мати поперечний переріз еліптичної форми з великими радіусами заокруглення та плавне зменшення площі перерізу до хвоста – звуження, характеристикою якого є подовження хвостової частини.

Подовження хвостової частини λ_ϕ розраховується за формулою

$$\lambda_\phi = \frac{L_{x\phi}}{D_e} = 1,13,$$

де $L_{x\phi}$ – довжина хвостової частини, м;

D_e – еквівалентний діаметр фюзеляжу, м.

						Арк.
						38
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

Для визначення коефіцієнта аеродинамічного опору хвостової частини Δc_{xxv} за значенням її подовження xv_{xv} використовується графік [1], $\Delta c_{xxv} = 0,0365$.

Коефіцієнт опору надбудов $\Delta c_{xнад}$, які виступають за обводи фюзеляжу, але складають з ним одне ціле: капотів, блістерів, обтічників, паливних баків, розраховується за формулою

$$\Delta c_{над} = c_x \frac{S_{над}}{S_M}$$

де c_x - коефіцієнт аеродинамічного опору виступаючої надбудови

$S_{над}$ - площа міделевого перерізу надбудови, m^2 ,

S_M - площа міделевого перерізу фюзеляжу, m^2 .

Середньостатистичні значення коефіцієнтів аеродинамічного опору c_x надбудов типу капотів і паливних баків представлені в таблиці 6.2 за даними [8]. У цій таблиці наведені коефіцієнти аеродинамічного опору інших елементів планера, які використовуються при складанні зведення лобових опорів вертольота.

Таблиця 6.2 - Приблизні значення коефіцієнтів аеродинамічного опору несучих елементів планера вертольота

Елемент планера вертольота	Розрахункова площа S_i	Коефіцієнт аеродинамічного опору c_{xi}
Несучий гвинт з втулкою, автоматом перекоосу та тягами керування одnogвинтового вертольота та двогвинтових вертольотів поздовжньої та поперечної схем	Площа, що омітається несучим гвинтом	0,0018 – 0,0022

Гвинт, що несе, із закритими обтічником автоматом перекошу і тягами управління	Площа, що омітається несучим гвинтом	0,00145 – 0,00175
Колонка несучих гвинтів вертольота співвісної схеми з втулками, тягами та автоматами перекошу	Площа, що омітається несучим гвинтом	0,0028 – 0,0035
Рульовий гвинт із відкритою втулкою	Площа, омітається кермовим гвинтом	0,003
Колесо шасі напівбалонного типу без обтічника	Площа діаметрального перерізу	0,45 - 0,55
Паливні баки з поперечним перерізом 0,15 від міделя фюзеляжу	Площа поперечного перерізу баків	0,15

Сійки шасі і підкоси, що мають форму еліптичного циліндра, з ставленням радіусів основи:	1: 1	Площа осьового перерізу, що проходить через малий радіус основи циліндра
Хвостове оперення середньої товщини	Площа оперення	0,015
Двокільове оперення вертольота співвісної схеми	Площа оперення	0,05 – 0,08

Капот редуктора з площею перерізу 0,18 від площі міделя	Площа поперечного перерізу капота	0,2
---	---	-----

6.3 Упорядкування та зведення лобових опорів вертольота

Метою складання та зведення лобових опорів вертольота є розрахунок площі еквівалентної шкідливої пластинки S_e , м² від величини якої залежать сила аеродинамічного опору, що діє на вертольот в горизонтальному польоті, потрібна потужність рухової установки, значення максимальної і крейсерської швидкостей. Зведення лобових опорів є таблицею, в якій перераховуються всі елементи планера вертольота, обтічні потоком повітря в польоті, і вказуються значення їх розрахункових площ S_i і коефіцієнтів аеродинамічного опору c_{xi} .

Елементи планера умовно поділяються на несучі та несучі. До несучих елементів відносяться капоти, антени, розпушувачі, блістери, стійки і колеса шасі і т.п. Несучими елементами є несучий і кермовий гвинти, горизонтальне оперення, киль. Розрахунковою площею елементів, що не несуть, є площа поперечного міделевого перерізу. Розрахункова площа несучого та кермового гвинтів дорівнює площі відповідного кола, омітається лопатями. Розрахункова площа горизонтального оперення дорівнює його геометричній площі.

Площа еквівалентної шкідливої пластинки S_e являє собою суму добутків коефіцієнтів аеродинамічного опору елементів вертольота на їх розрахункові площі: $S_e = \sum_2^n c_{xi} S_i$

						Арк.
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		42

Таблиця 6.2 - Зведення лобових опорів вертольота

Найменування елементів вертольота	Розрахункова площа елементів $S_i, \text{м}^2$	Коефіцієнт аеродинамічного опору c_{xi}	Добуток площі на коефіцієнт $c_{xi} S_i, \text{м}^2$
Фюзеляж	5,43	0,135	0,733
Капот редуктора	0,32	0,25	0,08
Капот двигуна	0,8	0,25	0,2
Повітрозабірник	0,6	0,26	0,156
Гвинт, що несе , з втулкою	141	0,002	0,282
Рульовий гвинт із втулкою	4	0,003	0,012
Полозкове шасі	0,042	0,2	0,008
Антени	0,1	0,15	0,015
Хвостове оперення	1,22	0,016	0,02
Отвори в капоті	0,8	0,01	0,008
Площа еквівалентної плоскої пластинки $S_e = \sum c_{xi} S_i, \text{м}^2$			1,508

Висновок: в розділі 6 були розраховані коефіцієнти лобового опору основних частин вертольоту, та зведені у табл. 6.2 .

7 Розрахунок основних параметрів вертольоту

До основних параметрів вертольота, які необхідно розрахувати при виконанні ескізного проекту, відносяться злітна маса повністю завантаженого та заправленого вертольота, маса порожнього вертольота, маса палива, що забезпечує задану дальність польоту, маси окремих агрегатів та систем вертольота, розміри несучого та рульового гвинтів, потужність рухової установки.

Вихідними даними для розрахунку є льотно-технічні характеристики, що вибираються залежно від призначення вертольота та зазначені у технічному завданні на проектування. До таких характеристик належать:

- m_{ep} – маса корисного вантажу або вантажопідйомність вертольота, кг;
- m_{ek} – Маса екіпажу, кг;
- L – Дальність польоту без дозаправки, км.;
- $H_{ст}$ – Статична стеія, км;
- $H_{дин}$ – динамічна стеія, км;
- V_{max} – максимальна швидкість польоту, км/год.

Крім цього при виконанні розрахунків використовуються змінні, що змінюються в деякій області параметри, величина яких вибирається в залежності від призначення вертольота, умов і режимів експлуатації, прийнятої конструктивної схеми. До параметрів вертольота, що варіюються, відносяться:

- p – питома навантаження на площу, що омітається несучим гвинтом, Н/м²;
- ωR – окружна швидкість кінців лопатей при обертанні несучого гвинта, м/с;
- k_l – Число лопатей несучого гвинта;
- n – кількість двигунів;

						Арк.
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		44

– r_{pv} - Відносний радіус рульового гвинта;

– k_{lp} – число лопатей кермового гвинта.

Значення параметрів, що варіюються, вибираються з урахуванням сфери застосування вертольота, його класу, відповідно до рекомендацій, наведених у довідковій та науково-технічній літературі на підставі досвіду вітчизняного та зарубіжного вертольотобудування.

При розрахунку основних параметрів вертольота використовуються також значення розмірів фюзеляжу, що визначаються при виконанні попереднього загального компоунування вертольота відповідно до необхідної пасажиромісткості або вантажопідйомності та результати розрахунку лобового аеродинамічного опору планера:

– S_{ϕ} - площа горизонтальної проекції фюзеляжу, m^2 ;

– S_{om} - площа поверхні фюзеляжу, що омивається, m^2 ;

– S_{zo} – площа горизонтального оперення, m^2 .

– S_e - Площа еквівалентної шкідливої платівки, m^2 .

За даним значенням злітної маси m_{ol} і прийнятим параметрам, що варіюються, виконується розрахунок потрібної питомої потужності рухової установки для наступних режимів польоту:

– при висінні на статичній стелі;

– у польоті на динамічній стелі з економічною швидкістю;

– у горизонтальному польоті на мінімальній висоті з максимальною швидкістю;

– у польоті на мінімальній висоті біля землі з економічною швидкістю під час продовження зльоту у разі відмови одного двигуна.

За питомою потужністю для кожного режиму розраховується наведена питома потужність, яку повинна мати рухова установка при знаходженні вертольота землі на нульовій висоті при нульовій горизонтальній швидкості. По максимальному отриманому значенню наведеної питомої потужності та злітній масі вертольота визначається потужність рухової установки.

						Арк.
						45
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

Відповідно до потужності рухової установки та кількості двигунів за каталогами вибирається тип двигуна. За відсутності двигунів з відповідними характеристиками складається технічне завдання на проектування спеціального двигуна.

Потім розраховується крейсерська швидкість вертольота, яка забезпечує мінімальну кілометрову витрату палива та виконується розрахунок маси палива, необхідного для польоту на задану дальність. Після цього виконується ваговий розрахунок вертольота: обчислюються маси основних агрегатів вертольота.

Результати вагового розрахунку використовуються для розрахунку положення центру мас вертольота при розробці схеми компоновання, при розміщенні корисного вантажу, паливних баків, стійок шасі та інших агрегатів у фюзеляжі з метою забезпечення необхідної центрування вертольота на різних режимах експлуатації.

7.1 Розрахунок злітної маси вертольота у першому наближенні

Злітна маса вертольота складається з маси порожнього вертольота, маси екіпажу, маси цільового навантаження - вантажу, що перевозиться, або пасажирів, і маси палива. Відповідно до загальноприйнятої класифікації до складу маси порожнього вертольота входять маса планера, що включає фюзеляж, крило, оперення, капоти, шасі, систему управління, маса силової установки, що включає в себе двигуни, трансмісію, несучі і рульові гвинти, паливну і маслосистеми, системи пожежогасіння та охолодження, та маса незнімного обладнання.

Таким чином, при розрахунку в першому наближенні злітна маса вертольота m_{01} кг, дорівнює сумі:

$$m_{01} = m_{\text{порожній}} + m_m + m_{\text{гр}} + m_{\text{ек}},$$

						Арк.
						46
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

де $m_{\text{порожній}}$ – маса порожнього вертольота, кг; m_m – маса палива, кг; $m_{\text{гр}}$ – маса корисного вантажу, кг; $m_{\text{ек}}$ – маса екіпажу, кг.

Ступінь вагової досконалості конструкції характеризується значенням відносної маси порожнього вертольота $\bar{m}_{\text{порожній}}$, що є безрозмірною величиною, що дорівнює відношенню маси порожнього вертольота до злітної маси: $\bar{m}_{\text{порожній}} = \frac{m_{\text{порожній}}}{m_{01}}$

При попередньому проектуванні значення відносної маси порожнього вертольота приймається за середньостатичними показниками, що відповідають сучасному рівню розвитку цього виду техніки [5]

- для транспортних пасажирських та вантажних вертольотів $m_{\text{порожній}} = 0,48..0,6$;

Паливна та експлуатаційна ефективність вертольота характеризується безрозмірною величиною відносної маси палива m_m , що розраховується за формулою $\bar{m}_m = \frac{m_m}{m_{01}}$

Відносна маса палива у першому наближенні розраховується за формулою

$$m_m = q_m L + 0,33 Q_V$$

де q_m – відносна кілометрова витрата палива, км^{-1} ; Q_V – відносна годинна витрата палива, г^{-1} .

Відносна кілометрова, або годинна витрата дорівнює масі палива, що витрачається на одиницю злітної маси вертольота відповідно за 1 кілометр, або за 1 годину польоту.

У формулі перший доданок являє собою відносну витрату палива на горизонтальний політ на крейсерській швидкості, другий доданок – відносну витрату палива на 0,33 години (20 хвилин), час необхідний для запуску та прогріву двигунів, виконання зльоту та посадки з урахуванням аеронавігаційного запасу палива, що становить 5% від загального обсягу.

						Арк.
						47
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

Значення відносного кілометрового та годинного витрат палива залежно від злітної маси вертольота визначається $q m = (0,25..0,3) \cdot 10^{-3} \text{ км}^{-1}$, $Q V = 0,059, \text{ год}^{-1} \text{ кг}^{-1}$.

7.2 Геометрія несучого гвинта вертольота

Гвинт, що несе, призначений для створення сили тяги, необхідної для переміщення вертольота в атмосфері, а також для здійснення поздовжнього і поперечного управління. Гвинт, що несе, складається з лопатей, що створюють підйомну силу, і втулки, що з'єднує лопаті з валом головного редуктора. Конструкція втулки забезпечує зміну кутів установки лопатей із керуванням від автомата перекоосу. Основними геометричними параметрами несучого гвинта є радіус R , що вимірюється від осі обертання до кінців лопатей, площа кола, що омітає лопатями, рівна πR^2 число лопатей k_l коефіцієнт заповнення σ дорівнює відношенню розрахункової площі всіх лопатей до площі що омітається.

При аналізі роботи несучого гвинта для позначення положення окремих поперечних перерізів лопаті застосовують відносні радіуси, що позначаються малою літерою r_i . Відносний радіус r_i дорівнює відношенню радіуса R_i кола, на якому знаходиться розріз, що розглядається, до радіусу кінцевих перерізів лопатей несучого гвинта $R : r_i = \frac{R_i}{r}$

Таким чином, відносний радіус може набувати значень в інтервалі від 0 до 1.

Відносний радіус r_{07} , рівний 0,7, для несучих гвинтів вертольотів є розрахунковим. По куту установки φ_{07} перерізу лопаті, розташованого на розрахунковому радіусі r_{07} визначається загальний крок несучого гвинта.

Кут установки перерізу φ визначається як кут між хордою профілю лопаті в перерізі і площиною обертання несучого гвинта, що проходить по кінцях лопатей. Геометрична крутка лопаті, що визначає кутове положення ряду

						Арк.
						48
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

перерізів лопаті, розташованих по її довжині, визначається щодо перерізу, що знаходиться на розрахунковому відносному радіусі $r_{07} = 0,7$.

Лопать несучого гвинта складається з лонжерону, що передає на втулку сили, що виникають при обертанні гвинта, і опереної частини, що має аеродинамічні профільовані поверхні для створення підйомної сили. Частина лонжерону, що приєднується до втулки та не має аеродинамічних поверхонь, називається комлем. Відносний радіус комлевого перерізу, прийнято позначати r_0 .

Геометричними параметрами лопатей несучого гвинта є форма лопаті в плані, ширина лопаті b , її звуження η , форма профілю поперечних перерізів лопаті, крутка лопаті.

Для лопатей несучих гвинтів вертольотів найчастіше застосовуються прямокутна або трапецієподібна форма в плані. Ширина b прямокутної лопаті постійна за її довжиною. Трапецієподібна лопатка має змінну ширину, що лінійно зменшується від комлевого перерізу до кінцевого, і характеризується звуженням η , що визначається формулою

$$\eta = \frac{b_0}{b_1}$$

де b_0 і b_1 - відповідно ширина лопаті в комлевому перерізі на відносному радіусі r_0 і в кінцевому перерізі на відносному радіусі $r_1 = 1$.

Форма профілю перерізів опереної частини повинна мати наступні характеристики:

- висока аеродинамічна якість;
- мала зміна положення центру тиску при зміні кутів установки лопаті;
- досить великі значення критичних кутів атаки;
- здатність переходити на режим авторотації (самообігу) у великому інтервалі кутів установки.

Перераховані характеристики мають аеродинамічні профілі типу НАСА009 (мал.7.1) з відотною товщиною профілю від 9% до 15.

						Арк.
						49
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

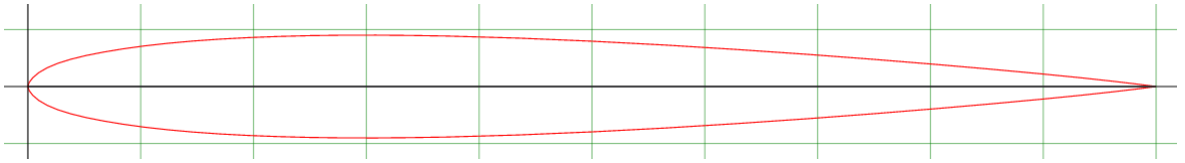


Рис. 7.1. Профіль NASA 0009

Геометрична крутка лопаті визначається функцією залежності кутів установки поперечних перерізів від відносного радіусу лопаті r . Лопаті несучих гвинтів мають негативну геометричну крутку, тобто зі збільшенням відносного радіусу кут установки лопаті зменшується. Найбільший кут установки має перетин у комлевої частини, найменший – кінцевий переріз. Негативна крутка сприяє рівномірному розподілу аеродинамічних сил уздовж лопаті та зменшення індуктивних втрат. Загальна величина крутки зазвичай становить від 4 до 12°. У конструкторських документах крутка лопаті представляється у графічному вигляді.

Число лопатей k_d гвинта, що несе, визначається за необхідним значенням коефіцієнта заповнення σ , який залежить від необхідних льотних характеристик вертольота. Сучасні вертольоти мають від 2 до 8 лопатей. Число лопатей зростає із збільшенням злітної маси вертольота. Наприклад, гвинт вертольота Мі-2, що несе, має 3 лопаті, Мі-8 – 5 лопатей, Мі-26 – 8 лопатей.

Маса лопаті істотно впливає на характеристики махових рухів і кут конусності гвинта, що обертається. Зменшення маси лопаті призводить до збільшення кута помаху лопаті навколо горизонтального шарніра, що зменшує силу тяги. Легкі лопаті мають менший запас кінетичної енергії, що погіршує умови аварійної посадки вертольота на авторотації із збільшенням кроку гвинта перед приземленням. Збільшення маси лопаті призводить до підвищення рівня напруги в лонжероні і знижує ресурс. З цих причин оптимальне значення маси лопатей визначається за допустимими значеннями масової характеристики [5], що враховує геометричні, інерційні та аеродинамічні фактори.

						Арк.
						49
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

7.3 Розрахунок геометричних параметрів несучого гвинта вертольота

Радіус R , м, гвинта вертольота одногвинтової схеми, що несе, розраховується за формулою:

$$R = \sqrt{\frac{m_{01}g}{\pi p}} = 2,93 \text{ м}$$

де m_{01} - Злітна маса вертольота, кг; g - прискорення вільного падіння, що дорівнює $9,807 \text{ м/с}^2$; $\pi = 3,14$;

p – питоме навантаження на площу, омітається гвинтом, що несе, Па.

Питоме навантаження на площу, що омітається гвинтом, є одним з найважливіших параметрів, від якого залежать льотні характеристики вертольота. Питоме навантаження на площу p , Па, що ометається, розраховується за формулою $p = \frac{T}{\pi R^2} =$

де T - сила тяги несучого гвинта, Н.

У режимі висіння вертольота сила тяги гвинта, що несе, дорівнює вазі вертольота:

$$T = m_{01} \cdot g = 6374,55 \text{ Н.}$$

Підвищення питомого навантаження на площу що омітається призводить до збільшення споживаної гвинтом потужності і швидкості повітряного потоку, що відкидається. У зв'язку з тим, що при виконанні робіт на режимі висіння під вертольотом можуть бути люди і різні об'єкти, швидкість потоку повинна бути обмежена. Відповідно обмежуються максимально допустимі значення питомого навантаження на площу:

- для транспортних вертольотів, призначених тільки для перевезення пасажирів та вантажів без виконання робіт, при яких під вертольотом можуть опинитися люди, питоме навантаження не повинно перевищувати 700 Па;

						Арк.
						50
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

– для вертольотів-кранів, що застосовуються при виконанні монтажних та інших робіт, при яких під вертольотом на режимі висіння може перебувати спеціально підготовлений та екіпірований персонал, питоме навантаження не повинно перевищувати 500 Па;

– для вертольотів, що експлуатуються в режимі висіння з можливістю знаходження непідготовлених людей під вертольотом, наприклад, при виконанні рятувальних робіт, питоме навантаження має бути не більше 350 Па.

Лопать несучого гвинта, окружна швидкість якої спрямована за швидкістю горизонтального польоту, називається наступною. Лопать з окружною швидкістю протилежної швидкості горизонтального польоту відступає.

У режимі висіння вертольота відступає і лопаті, що наступає, працюють в однакових умовах. У горизонтальному польоті швидкість обтікання лопаті, що відступає, зменшується, а кут установки збільшується автоматом перекосу для вирівнювання розподілу навантажень між лопатями. У зв'язку з цим горизонтальна швидкість вертольота обмежується двома факторами: по-перше зривом потоку на лопаті, що відступає, з великим кутом установки, і по-друге – досягненням критичного значення числа Маха на лопаті.

Частота обертання несучого гвинта залежить від окружної швидкості кінців лопатей ωR і радіуса гвинта R . У горизонтальному польоті окружна швидкість кінців лопаті складається зі швидкістю польоту, що може призвести до досягнення швидкості звуку. З урахуванням небажаності перевищення швидкості звуку рекомендуються значення окружної швидкості R в залежності від маси вертольота m_{01} : від 180 до 200 м/с при $m_{01} < 10$ т.

На характеристики несучого гвинта істотно впливає коефіцієнт заповнення σ [27], який визначається ставленням сумарної площі лопатей до площі кола, що омітається, за формулою

						Арк.
						52
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

$$\sigma = \frac{k_l \cdot b_{07} \cdot R}{\pi \cdot R^2} = \frac{k_l \cdot b_{07}}{\pi \cdot R},$$

де k_l - Число лопатей несучого гвинта; b_{07} - хорда лопаті в перерізі на відносному радіусі r_{07} м; R – радіус гвинта, м; $\pi = 3,14\dots$

При проектуванні вертольота коефіцієнт заповнення σ несучого гвинта розраховується за критичною величиною відношення $(C_T/\sigma)_{кр}$, де C_T - коефіцієнт сили тяги несучого гвинта.

Збільшення відношення C_T/σ сприяє підвищенню коефіцієнта корисної дії (ККД) гвинта. Коефіцієнт сили тяги C_T зростає зі збільшенням кута установки лопатей, однак, максимальна величина кута установки лопатей обмежена настанням зриву потоку на лопаті, що відступає. Зрив потоку найбільш вірогідний у польоті з максимальною швидкістю на мінімальній висоті та у польоті на динамічній стелі з економічною швидкістю. Ці випадки є розрахунковими визначення коефіцієнта заповнення σ .

Критичне значення відношення $(C_T/\sigma)_{кр}$, при яких виникає зрив потоку, залежить від швидкості польоту і розраховується за формулами $C_T/\sigma_{кр} = 0,297 - 0,36V = 0,054$,

де V - Відносна швидкість горизонтального польоту, безрозмірна величина, яка розраховується за формулою

$$V = \frac{V}{3,6\omega R} = 0,81$$

де V – швидкість горизонтального польоту вертольота, км/год;
 ωR – окружна швидкість кінців лопатей, м/с.

Розрахунок коефіцієнта заповнення σ несучого гвинта при проектуванні вертольота виконується в такий спосіб:

$$\sigma = \max(\sigma V_{\max}, \sigma_{Ндин}) = 0,07.$$

Оптимальне число лопатей визначається з урахуванням низки чинників, які впливають умови експлуатації вертольота (рівень шуму, вібрації).

						Арк.
						53
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

За прийнятим коефіцієнтом заповнення і обраною кількістю лопатей k_n розраховуються ширина лопатей (хорда профілю поперечного перерізу) b , m , і відносне подовження лопатей:

$$b = \frac{\pi \cdot R \cdot \sigma}{k_n},$$

$$\lambda = \frac{R}{b},$$

де R - радіус несучого гвинта, м.

Оптимальне подовження лопатей несучих гвинтів дорівнює 18.

Отримані розмірні параметри гвинта, що несе, є вихідними даними для подальшої розробки конструкції лопатей.

Висновок: в розділі 7 були розраховані геометричні параметри несучого гвинта вертольота, а також задана злітна маса вертольота для подальшого розрахунку конструкції.

						Арк.
						54
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

8 Розрахунок потужності рухової установки вертольота

8.1 Методика розрахунку потужності рухової установки

Потужність рухової установки повинна забезпечувати льотно-технічні характеристики вертольота відповідно до технічного завдання на проектування. При ескізному проектуванні вертольота потрібна потужність рухової установки розраховується для найбільш навантажених випадків польоту, які потребують максимальної віддачі потужності двигунів. До таких розрахункових випадків належать:

- висіння вертольота на статистичній стелі;
- горизонтальний політ вертольота із заданою максимальною швидкістю на мінімальній висоті біля землі за відповідної щільності повітря за стандартною атмосферою;
- горизонтальний політ на динамічній стелі з економічною швидкістю;
- продовження зльоту багаторухового вертольота при відмові одного двигуна та виконання польоту з економічною швидкістю.

Розрахунок потужності для кожного із зазначених режимів польоту виконується за такою методикою [9].

Насамперед розраховується питома потужність $N_{\text{п}}$, Вт/Н, що дорівнює відношенню потужності N , Вт, що споживається несучим гвинтом, до польотної ваги вертольота $m_0 g$, Н:

$$N_{\text{п}} = \frac{N}{m_0 g}$$

Розрахунок питомої потужності в кожному розрахунковому режимі польоту виконується за формулами, що ґрунтуються на теорії несучого гвинта.

Потім розраховується наведена питома потужність $N_{\text{пн}}$, Вт/Н, рухової установки вертольота, що відповідає всім розрахунковим випадкам. Наведена

						Арк.
						55
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

питома потужність називається так тому, що від розрахункових режимів польоту потужність приводиться в усіх випадках до нульової висоти та нульової швидкості за висотною та швидкісною характеристиками двигунів. Крім цього, наведена питома потужність визначається з урахуванням коефіцієнта використання потужності рухової установки, що дозволяє виконати порівняння витрат потужності на різних режимах польоту.

З отриманих значень наведеної питомої потужності вибирається максимальне $N^{прmax}$, яке відповідає найбільш навантаженому режиму польоту.

За максимальним значенням наведеної питомої потужності розраховується потужність $N_{дв}$, Вт, рухової установки проектного вертольота:

$$N_{дв} = N_{max} \cdot m_0 g,$$

де N_{max} - максимальна наведена питома потужність, Вт/Н ;

m_0 – злітна маса вертольота, кг;

$g = 9,807 \text{ м/с}^2$ – прискорення вільного падіння.

Двигунна установка сучасних вертольотів у більшості випадків складається з двох газотурбінних двигунів з вільною турбіною [16]. На легких вертольотах використовуються також поршневі або роторні двигуни внутрішнього згорання.

Вибір типу двигунів для проектного вертольота проводиться відповідно до необхідної потужності та складу рухової установки. Потужність одного двигуна визначається розподілом потрібної потужності рухової установки на кількість двигунів.

8.2 Розрахунок необхідної потужності рухової установки вертольота

Визначення потрібної потужності рухової установки вертольота виконується за найбільшим значенням наведеної питомої потужності яке вибирається зі значень, обчислених для ряду розрахункових режимів польоту.

					Арк.
					56
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата	

Потужність $N_{\partial v}$, Вт, рухової установки вертольота розраховується за формулою

$$N_{\partial v} = N_{max} \cdot m_0 \cdot g = 4,12 \times 10^5 \text{ Вт},$$

де m_0 - Злітна маса вертольота, кг;

$g = 9,81 \text{ м}^2/\text{с}^2$ – прискорення вільного падіння.

Двигунна установка вертольотів, що належать до категорії А [5], повинна складатися з двох і більше двигунів, щоб забезпечити можливість продовження польоту при відмові одного двигуна. Для визначення потужності одного двигуна необхідно потужність рухової установки, розраховану за формулою, розділити прийняте число двигунів.

Вибір відповідної марки двигуна з розроблених моделей, що випускаються, здійснюється за значенням номінальної потужності. Якщо найбільше значення наведеної питомої потужності відповідає випадку висіння на статичній стелі, вибір двигуна може проводитися за значенням максимальної потужності.

Висновок: в розділі 8 була розрахована необхідна потужність рухової установки вертольота: $N_{\partial v} = 4,12 \times 10^5 \text{ Вт}$.

						Арк.
						57
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

9. Розрахунок маси палива

Кількість палива визначається за дальністю польоту та витратними характеристиками рухової установки. Маса палива при повній заправці може становити значну частину злітної маси вертольота - до 20%. Максимальна дальність досягається при виконанні польоту на крейсерській швидкості, за якої кілометрова витрата палива має найменшу величину. Тому визначення маси палива попередньо розраховується крейсерська швидкість вертольота.

Потрібна потужність рухової установки на крейсерському режимі і крейсерська швидкість взаємопов'язані, так як зі збільшенням швидкості потужність двигунів зростає і одночасно підвищуються витрати потужності на профільний опір обертанню гвинта, на опір лобового фюзеляжу, але знижуються індуктивні витрати потужності на створення сили тяги.

а) в залежності від прийнятого значення крейсерської швидкості $V_{кр1}$ розраховується коефіцієнт індукції I_e за формулами

$$I_e = 1,02 + 0,0004 \cdot V_{кр1} = 1,092$$

б) питома потужність $N_{кр}$, Вт/Н, потрібна для польоту на крейсерській швидкості $V_{кр1}$ розраховується за формулою

$$N_{кр} = 0,72 \cdot N_V \cdot \overline{N_{ма}^{np}}_x = 2,9 \times 10^5,$$

де $\overline{N_{ма}^{np}}_x$ - максимальне значення питомої наведеної потужності двигуна, Вт/Н;

N_V - коефіцієнт зміни потужності залежно від швидкості польоту $V_{кр1}$, що розраховується за швидкісною характеристикою двигунів:

$$N_V = 1 + 5,5 \cdot 10^{-7} \cdot V_{кр1}^2;$$

в) крейсерська швидкість $V_{кр2}$ км/год, у другому наближенні розраховується за формулою, наведеною у роботі [9]:

$$V_{кр2} = \sqrt[3]{\frac{\overline{N_{кр}} - 16,4 \cdot 10^{-3} \cdot \omega R - 1,67 \cdot \frac{P \cdot I_e}{V_{кр1}}}{11,51 \cdot 10^{-10} \cdot \omega R + 13,2 \cdot 10^{-3} \cdot S_э}},$$

					Арк.
					57
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата	

де R - окружна швидкість кінців лопатей, м / с ; p – питома навантаження на ометаемую площу несучого гвинта, Н/м²;

S_{-e} - відносна еквівалентна шкідлива пластинка;

г) обчислюється відносне відхилення ε крейсерських швидкостей у першому та другому наближенні:

$$\varepsilon = \frac{V_{кр2} - V_{кр1}}{V_{кр1}}.$$

Споживання палива під час польоту характеризується питомою годинною витратою C_e , яка дорівнює відношенню годинної витрати палива до потужності рухової установки. Значення питомої годинної витрати наводиться в технічних описах двигунів, у довідковій літературі, каталогах, проспектах та інших джерелах інформації з авіаційних двигунів.

Якщо при проектуванні вертольота немає можливості підібрати певну марку двигуна, то питома годинна витрата палива C_e , кг/(Вт · год), можна обчислити за формулою

$$C_e = C_{вузл} \cdot C_N \cdot C_V,$$

де $C_{вузл}$ – питома витрата палива на злітному режимі, кг/(Вт · год);

N – коефіцієнт зміни питомої витрати палива залежно від режиму роботи двигунів ;

C_V - коефіцієнт зміни питомої витрати палива залежно від швидкості польоту.

У разі польоту на крейсерському режимі коефіцієнти N і C_V будуть рівні:

$$C_N = 1,075;$$

$$C_V = 1 - 3 \cdot 10^{-7} \cdot V_{кр2}^2 = 0,99825$$

						Арк.
						59
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

Питома витрата палива на злітному режимі $C_{взл}$, кг/(Вт · год), залежно від потужності двигунів, розраховується за формулами

$$C_{взл} = \frac{3,38 \cdot 10^{-3}}{N^{0,167}} \quad \text{при } N \leq 3000 \text{ кВт};$$

$$C_{взл} = 0,0039.$$

де N - Потужність рухової установки, Вт.

Маса палива m_m , кг, що витрачається в польоті на задану дальність, розраховується за формулою

$$m_m = C_e \cdot \bar{N}_{кр} \cdot m_0 g \cdot \left(\frac{L}{V_{кр}} + 0,33 \right) = 55,33 \text{ кг.}$$

де $N_{кр}$ - Питома потужність, що відповідає крейсерській швидкості, Вт / Н; $V_{кр}$ - крейсерська швидкість, км/год; m_0 - злітна маса вертольота, кг; L - Дальність польоту, км.

Висновок: в розділі 9 була розрахована маса палива $m_m = 55,33$ кг.

						Арк.
						59
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

10 Розрахунок маси основних агрегатів вертольота

Одним із завдань проектування вертольота є масовий розрахунок – визначення маси окремих агрегатів, систем, частин та елементів, а також сумарної злітної маси всього вертольота. Залежно від стадії проекту та цілей розрахунку розрізняють проектувальний та виконавчий ваговий розрахунок.

Проектувальний ваговий розрахунок полягає в наближеному визначенні найбільш ймовірного значення маси вертольота, що проектується, і його частин в залежності від вимог до нього, заданих льотно-технічних характеристик, розрахункових навантажень, характеристик використовуваних матеріалів. В основі методики проектувального вагового розрахунку лежить застосування статистичних та фізичних розрахункових моделей. Теоретичною основою статистичних розрахункових моделей є методи теорії подоби та математичної статистики. Точність розрахунку маси вертольота за статистичними залежностями становить від 5 % до 10 % за умови, що параметри та технічний рівень вертольота, що проектується, відповідають параметрам і рівню вертольотів, що входять до наявного статистичного масиву.

Фізичні розрахункові моделі включає співвідношення для наближеного розрахунку навантажень, що діють на агрегати вертольота, враховують напружений деформований стан основних силових елементів, базуються на критеріях міцності типових конструктивних елементів. Основною перевагою фізичних розрахункових моделей є більш точний облік впливу параметрів і конструктивних особливостей агрегатів на їхню масу і масу всього вертольота, проте ці фактори обмежують область використання фізичних моделей і зменшують ступінь їх універсальності.

Виконавчий ваговий розрахунок виконується на стадії робочого проектування і полягає у розрахунку маси деталей за їх розмірами, заданими в робочих кресленнях, та підсумовуванні мас окремих деталей та вузлів для отримання маси агрегатів та вертольота в цілому.

						Арк.
						61
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

Для визначення маси окремих частин вертольота застосовуються теоретично обґрунтовані методи розрахунку, що враховують конструктивні особливості, навантаження, що діють, умови функціонування та середньостатистичні значення параметрів основних агрегатів сучасних вертольотів [5, 11]. Маса окремих агрегатів і систем вертольота залежить або від навантажень, що діють на агрегат, і пов'язана в цьому випадку з необхідністю забезпечення міцності і жорсткості деталей, або визначається розмірними характеристиками з урахуванням спільності конструктивних рішень подібних агрегатів для різних вертольотів. Формули для розрахунку маси агрегатів відображають закони подібності для агрегатів різних розмірів та враховують основні умови та обмеження, що діють щодо проєктованих об'єктів.

Основним принципом побудови формул для розрахунку маси агрегатів є використання вагових коефіцієнтів, або, вірніше, коефіцієнтів маси, значення яких залежать від конструкційних матеріалів, особливостей конструкції окремих агрегатів, від ступеня впливу основних розмірних параметрів і масштабного ефекту на масу агрегату. Значення коефіцієнтів маси можуть змінюватися з часом внаслідок вдосконалення конструкції систем та агрегатів, застосування конструкційних матеріалів, що мають більш високу питому міцність, використання базових елементів із зменшеною масою. Коефіцієнти маси є мірою досконалості конструкції окремих агрегатів. Розрахунок маси агрегатів з використанням коефіцієнтів маси дозволяє вибрати оптимальні значення параметрів вертольота та визначити основні напрямки підвищення його масової віддачі та економічної ефективності.

10.1 Розрахунок маси лопатей несучого гвинта

Маса однієї лопаті несучого гвинта залежить від її розмірів, форми в плані, відносної товщини профілю за перерізами, застосовуваних матеріалів та конструкції. Маса геометричного тіла, що має певні співвідношення довжини, ширини та висоти, зазвичай пропорційна одному з цих розмірів у

						Арк.
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		61

третьому ступені. Лопаті мають складну конструкцію, що складається з елементів, товщина яких змінюється нелінійно при пропорційній зміні габаритних розмірів. У зв'язку з цим за середньостатистичними даними маса лопаті пропорційна її довжині ступенем 2,7. Однак, з урахуванням масштабного ефекту, що полягає в нелінійній залежності товщини стінок лонжерону та обшивки лопаті від радіуса несучого гвинта, зазначений ступінь впливу довжини лопаті на масу має тенденцію до зменшення.

На етапі попереднього проектування виконується розрахунок сумарної маси всіх лопатей несучого гвинта. У цьому випадку довжина лопаті визначається радіусом R несучого гвинта, а форма лопатей у плані та їх число характеризуються коефіцієнтом заповнення і відносним подовженням лопатей.

Залежність маси лопатей від коефіцієнта заповнення вважатимуться лінійною за визначенням, оскільки підвищення коефіцієнта заповнення призводить до пропорційного збільшення сумарної площі лопатей. Відносне подовження надає зворотний вплив на масу лопаті: при незмінному радіусі зі збільшенням подовження лопаті її маса знижується внаслідок пропорційного зменшення ширини та товщини.

Слід зазначити, що маса лопатей несучого гвинта заданого радіусу не може бути меншою за деяке мінімальне значення, при якому забезпечуються необхідні протифлаттерні характеристики, стійкість лопаті, допустимий рівень змінної напруги, допустимий кут конусності гвинта.

З урахуванням зазначених особливостей умов роботи лопатей несучого гвинта для розрахунку їх сумарної маси $m_{л}$ кг, застосовується формула

$$m_{л} = \frac{k_{мл} \cdot \sigma \cdot R^{2,7} \cdot \lambda_{сп}^{0,7}}{\lambda_{л}^{0,7}} = 64 \text{ кг}$$

де R - радіус несучого гвинта, м; σ – коефіцієнт заповнення несучого гвинта;

						Арк.
						63
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

λ_l – відносне подовження лопаті; λ_{cp} – середньостатистичне відносне подовження лопатей;

$k_{мл}$ – коефіцієнт маси лопатей, або відносна погонна маса лопатей, кг/м^{2,7}.

Середньостатистичне відносне подовження лопатей несучих гвинтів вертольотів дорівнює $\lambda_{cp} = 18$. Коефіцієнт маси $k_{мл}$ для кращих за характеристиками лопатей становить від 12,65 до 13,8 кг/м^{2,7} [4].

Застосування сучасних композиційних матеріалів з високою питомою міцністю забезпечує значне збільшення ресурсу лопатей. Однак це не впливає на значення коефіцієнта маси, оскільки зниження маси лопатей призводить до збільшення кута конусності несучого гвинта, погіршення протифлаттерних характеристик лопатей і зниження його ККД. У зв'язку з цим розрахунок за формулою (7.1) дозволяє визначити масу лопатей незалежно від їх конструкції та виду матеріалів з досить високою точністю.

10.2 Розрахунок маси втулки несучого гвинта

Втулки несучих гвинтів мають різне конструктивне виконання залежно від способу кріплення лопат. Класичною конструкцією є тришарнірна втулка, що забезпечує керування загальним кроком гвинта та маховий рух лопатей у двох площинах. Завдяки шарнірному з'єднанню лопатей з корпусом втулки значно знижується змінна напруга в елементах гвинта. Тришарнірні втулки універсальні, вони застосовні для вертольотів з різною масою і з широким діапазоном льотно-технічних характеристик. Однак, у зв'язку зі складністю конструкції, необхідністю контролю стану та технічного обслуговування, а також внаслідок обмеженого ресурсу підшипникових вузлів, застосування тришарнірних втулок скорочується.

Втулки з універсальними еластомірними підшипниками, що є блоками з шарів металу і гуми, також застосовні для різних типів вертольотів. Вони мають меншу кількість деталей, не вимагають мастила, спрощують

						Арк.
						64
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

експлуатацію та знижують вартість. Однак, термін служби еластомірних підшипників обмежений внаслідок старіння гуми під дією механічних та термічних навантажень. Зазвичай еластомірні підшипники підлягають заміні кожні 4 роки.

Для дволопатових гвинтів легких вертольотів застосовні втулки із загальним горизонтальним шарніром. Вони мають порівняно невелику масу, просту конструкцію. Однак для них характерні підвищений рівень вібрацій та великі згинальні моменти в комлі лопатей.

Незалежно від конструктивного виконання втулка несучого гвинта складається з корпусу з центральним отвором для установки на вал головного редуктора і рукавів для закріплення лопатей. Кількість рукавів дорівнює числу лопатей несучого гвинта. До складу рукавів втулок різних типів входять шарнірні вузли, демпфери, еластомірні блоки, підшипники, торсіони, повідці для керування кроком. Маса рукавів сягає 85 % маси всієї втулки. Маса корпусу втулки вважатимуться пропорційної сумарної масі рукавів.

При обертанні несучого гвинта на рукави діють згинальні моменти від сили тяги і відцентрові сили, що розтягують, від обертової маси лопатей, причому діючі в рукавах напруги від відцентрових сил у два - три рази більше напруг від згинальних моментів. У зв'язку з цим площа перерізів рукавів і, отже, маса втулки залежить головним чином від величини відцентрової сили.

Відцентрова сила $N_{цб}$, кН, що діє на рукав втулки від однієї лопаті, розраховується за формулою

$$N_{цб} = \frac{m_l \cdot (\omega R)^2}{2000 \cdot k_l \cdot R} = 234 \text{ Н}$$

де m_l - маса всіх лопатей несучого гвинта, кг; k_l - Число лопатей несучого гвинта; ωR – окружна швидкість кінців лопатей, м/с;
 R - радіус несучого гвинта, м.

Маса втулки $m_{вт}$ кг, несучого гвинта розраховується за формулою

$$m_{вт} = k_{вт} \cdot k_{вл} \cdot z_l \cdot N_{цб}^{1,35} = 25 \text{ кг}$$

					Арк.
					65
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата	

де $k_{вт}$ - коефіцієнт маси втулок; $k_{вл}$ – коефіцієнт впливу числа лопатей на масу втулки.

Середнє значення коефіцієнта маси $k_{вт}$ для втулок, що мають класичну конструкцію з горизонтальними, вертикальними та осьовими шарнірами та гідравлічними демпферами дорівнює $0,0527 \text{ кг/кН}^{1,35}$ [5].

Несучі гвинти вертольота співвісної схеми встановлені на колонці. Втулки верхнього та нижнього гвинтів входять у конструкцію колонки разом з валами, на яких вони встановлені. У цьому випадку маса колонки $m_{кол}$, кг, з достатньою точністю може бути розрахована за формулою

$$m_{кол} = 2 \cdot 1,27 \cdot m_{вт} ,$$

де $m_{вт}$ - Маса однієї втулки, розрахована за формулою.

10.3 Розрахунок маси системи бустерного керування

У зв'язку з тим, що основною функцією бустерної системи є створення зусиль, необхідних для управління гвинтом, що несе, можна припустити, що її маса буде пропорційна сумі шарнірних моментів, що виникають на лопатях. Розмір шарнірних моментів своєю чергою залежить від розмірів лопатей. З урахуванням цих положень для розрахунку маси бустерної системи $m_{бу}$, кг пропонується формула, що має вигляд

$$m_{бу} = k_{бу} \cdot k_{л} \cdot b^2 \cdot R = 15,7 \text{ кг}$$

де $k_{бу}$ - Коефіцієнт маси системи бустерного управління, $\text{кг} / \text{м}^3$;

$k_{л}$ - Число лопатей несучого гвинта; b – середня хорда лопаті, м;

R - радіус несучого гвинта, м.

Значення коефіцієнта маси $k_{бу}$, встановлене з урахуванням аналізу середньостатистичних даних із низки сучасних вертольотів, для гідравлічних бустерних систем з окремими гідропідсилювачами становить від 16 до 19 кг/м^3 . Коефіцієнт маси бустерної системи з комбінованим агрегатом управління знижується до значень від 13 до 14 кг/м^3 .

						Арк.
						66
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

10.4 Розрахунок маси системи ручного керування

До системи ручного керування відносяться ручки та педалі, розташовані в пілотській кабіні, завантажувальні пристрої для органів керування, триммерні механізми, деталі проводки керування від кабіни до гідропідсилювачів, елементи конструкції систем керування двигунами, стабілізатором, рульовим гвинтом, а також допоміжні системи відкриття вантажних ступок, трапів, капотів, випуску шасі разом із призначеною для цього додатковою гідросистемою. Маса системи ручного управління залежить від загальної довжини елементів проводки, яку можна вважати пропорційною радіусу гвинта, що несе. З урахуванням цього маса системи ручного управління m_{py} , кг, розраховується за формулою

$$m_{py} = k_{py} \cdot R = 28,51 \text{ кг},$$

де k_{py} - Коефіцієнт маси системи ручного управління, кг / м;

R - радіус несучого гвинта, м.

Для легких вертольотів, які не мають допоміжної гідросистеми, значення коефіцієнта маси k_{py} приймається рівним від 7 до 10,5 кг/м.

10.5 Розрахунок маси головного редуктора.

Головний редуктор призначений для передачі потужності від двигунів до несучого і рульового гвинтів і вертольотних агрегатів з відповідним зниженням частоти обертання, а також для передачі аеродинамічних сил від гвинта, що несе, через вал і корпус редуктора на фюзеляж вертольота.

Частота обертання вала несучого гвинта визначається за окружною швидкістю кінців лопатей R і радіусу несучого гвинта R .

Коефіцієнт корисної дії механізмів редуктора менше одиниці, внаслідок чого частина потужності, що передається, втрачається і, перетворюючись на теплову енергію, викликає нагрівання деталей і мастила. При невеликій потужності, що передається, малих її втратах, хорошій теплопровідності

						Арк.
						67
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

масляного середовища, достатньо великої площі ребрування картера редуктора і достатньої циркуляції навколишнього повітря тепло розсіюється в атмосферу без додаткових охолоджуючих пристроїв. При збільшеній потужності, що передається, редуктор повинен мати систему охолодження, що включає в себе вентилятори, повітрязабірники, масляні радіатори, фільтри, насоси, системи управління і регулювання.

Таким чином, масу головного редуктора входять маса корпусу, маса деталей зубчастих передач, маса елементів системи охолодження і мастила.

Розміри і маса зубчастих коліс, валів, підшипників головного редуктора залежать від переданих крутних моментів. Ця залежність із достатньою точністю може бути представлена лінійною функцією. Маса корпусу редуктора пов'язана з переданим крутним моментом нелінійно, з урахуванням масштабного фактора, який проявляється в тому, що відносна товщина стінок корпусу зменшується зі збільшенням інших розмірів редуктора. Крім цього малорозмірні редуктори мають простішу кінематичну схему і тому менш досконалі у ваговому відношенні порівняно з редукторами важких вертольотів. Маса головного редуктора $m_{ред}$, кг розраховується за формулою

$$m_{ред} = k_{ред} \cdot M_{нв}^{0,8} = 58,3 \text{ кг},$$

де $k_{ред}$ - Коефіцієнт маси головних редукторів, кг / (Н · м)^{0,8};

$M_{нв}$ – максимальне значення крутного моменту на валу гвинта, що несе, Н · м.

Середньостатистичне значення коефіцієнта маси $k_{ред}$ головних редукторів сучасних вертольотів становить від 0,055 до 0,085 кг/(Н · м)^{0,8}.

10.6 Розрахунок маси вузлів приводу кермового гвинта

Маса вузлів приводу рульового гвинта залежить від потужності, що передається, величина якої визначається за силою тяги рульового гвинта.

Сила тяги рульового гвинта $T_{рв}$, Н розраховується за формулою

						Арк.
						68
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

$$T_{pв} = \frac{M_{нв}}{L}$$

де $M_{нв}$ – крутний момент на валу несучого гвинта, Н · м, що розраховується за формулою;

L – відстань між осями несучого та рульового гвинтів, м.

Відстань L між осями несучого і рульового гвинтів дорівнює сумі їх радіусів і зазору між кінцями їх лопатей:

$$L = R + R_{pв} + \delta = 6,12 \text{ м}$$

де R - радіус несучого гвинта, м; δ - зазор, що приймається не менше 0,15 - 0,2 м;

$R_{pв} = 0,47$ – радіус кермового гвинта, м

Потужність $N_{pв}$, Вт, що витрачається на обертання рульового гвинта, розраховується за формулою

$$N_{pв} = \frac{T_{pв}^{1,5}}{2,78 \cdot \eta_0 \cdot R_{pв}}$$

де η_0 – відносний коефіцієнт корисної дії кермового гвинта, значення для сучасних конструкцій становить від 0,6 до 0,65.

Площа поперечного перерізу трансмісійного валу та його маса залежать від переданого крутного моменту. Для зменшення моменту, що крутить, з метою зниження маси валу і необхідно підвищувати його частоту обертання. При обертанні валу внаслідок похибки балансування можуть виникати коливання у поперечному напрямку, а також крутильні коливання. При цьому для виключення резонансних явищ частота вимушених коливань валу не повинна збігатися із частотою власних коливань. Частота вимушених коливань дорівнює частоті обертання.

Крутний момент M_v , Н · м, що передається трансмісійним валом, розраховується за формулою

						Арк.
						69
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

$$M_{\epsilon} = \frac{N_{p\epsilon}}{\omega_{\epsilon}}$$

де $N_{p\epsilon}$, - Потужність, що передається трансмісійним валом до рульового гвинту, Вт;

ω_{ϵ} – кутова швидкість трансмісійного валу, рад/с.

Кутова швидкість ω_{ϵ} , рад /с, пов'язана з частотою обертання n , об/хв, співвідношенням

$$\omega_{\epsilon} = \frac{\pi \cdot n}{30} = 278 \text{ рад/с}$$

Маса трансмісійного валу m_{ϵ} кг, розраховується за формулою

$$m_{\epsilon} = k_{\epsilon} \cdot L \cdot M_{\epsilon}^{0,67} = 9,87 \text{ кг}$$

де k_{ϵ} - коефіцієнт маси трансмісійних валів, значення якого для докритичних валів становить $0,0318 \text{ кг}/(\text{Н}\cdot\text{м})^{0,67}$;

L – відстань між осями несучого та рульового гвинтів, м;

M_{ϵ} , - крутний момент, Н · м.

Кінцева ділянка хвостової балки вертольотів одногвинтової схеми спрямована похило вгору, завдяки чому вісь рульового гвинта наближається до площини обертання гвинта, що несе, що покращує поперечну балансуючу вертольота, зменшує ймовірність контакту рульового гвинта з перешкодами в польоті на малих висотах і по висотах.

Коефіцієнт редукції проміжного редуктора найчастіше близький одиниці. Маса проміжного редуктора m_{np} , кг залежить від переданого крутного моменту M_{ϵ} і розраховується за формулою

$$m_{np} = k_{np} \cdot M_{\epsilon}^{0,8},$$

						Арк.
						70
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

де k - коефіцієнт маси проміжних редукторів, значення якого для вертольотів одногвинтової схеми становить $0,137 \text{ кг}/(\text{Н}\cdot\text{м})^0$;

$M_{\text{в}}$, – крутний момент, що діє на вхідному валу редуктора, $\text{Н}\cdot\text{м}$.

Хвостовий редуктор призначений для обертання кермового гвинта із заданою частотою. У корпусі редуктора встановлена знижувальна зубчаста конічна передача з кутом 90° між вхідним і вихідним валами. На вихідному валу встановлюється втулка рульового гвинта з механізмом зміни кута установки лопатей для керування вертольотом за курсом. Системи мастила та охолодження хвостових редукторів аналогічні відповідним системам проміжних редукторів.

Кутова швидкість $\omega_{\text{рв}}$, рад/с, вихідного валу хвостового редуктора та рульового гвинта розраховується за формулою

$$\omega_{\text{рв}} = \frac{\omega R^{\text{рв}}}{R^{\text{рв}}} = 190 \text{ м/с}$$

де $R_{\text{рв}}$ - окружна швидкість кінців лопатей рульового гвинта, $\text{м} / \text{с}$;

$R_{\text{рв}}$ – радіус кермового гвинта, м.кв.

Для зменшення втрат сили тяги рекомендується робити кермовий гвинт штовхаючим, щоб струмінь, що створювався ним, не впливав на хвостову балку.

Маса хвостового редуктора $m_{\text{хр}}$, кг залежить від величини крутного моменту $M_{\text{рв}}$ на рульовому гвинті і розраховується за формулою

$$m_{\text{хр}} = k_{\text{хр}} \cdot M_{\text{рв}}^0 = 5,6 \text{ кг}.$$

де $k_{\text{хр}}$ - коефіцієнт маси хвостових редукторів, значення якого по статистичним даним дорівнює $0,105 \text{ кг}/(\text{Н}\cdot\text{м})$.

						Арк.
						71
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

10.7 Розрахунок маси лопатей та втулки рульового гвинта

Радіус кермового гвинта $R_{pв}$ вертольота одногвинтової схеми розраховується за формулою (7.12). Розрахунок коефіцієнта заповнення рульового гвинта $\sigma_{pв}$ виконується так само, як для несучого гвинта, за критичним значенням відношення коефіцієнта сили тяги до коефіцієнта заповнення $(C_T / \sigma)_{кр}$.

$$\sigma_{pв} = \frac{C_{pв}}{(C_T / \sigma)_{кр}},$$

де $C_{pв}$ - Коефіцієнт сили тяги рульового гвинта;

$(C_T / \sigma)_{кр}$ – критичне значення відношення коефіцієнта сили тяги до коефіцієнта заповнення, яке розраховується за формулою.

Коефіцієнт заповнення рульового гвинта $\sigma_{pв}$ в півтора-два рази більше коефіцієнта заповнення гвинта, що несе, при меншому числі лопатей, тому лопаті рульового гвинта мають значно більшу відносну ширину і більшу жорсткість в площині обертання в порівнянні з лопатями несучого гвинта [9].

Коефіцієнт сили тяги $C_{pв}$ рульового гвинта розраховується за формулою

$$C_{pв} = \frac{0,568 \cdot T_{pв}}{(\omega R_{pв})^2 \cdot R_{pв}^2}$$

За коефіцієнтом заповнення $\sigma_{pв}$ і радіусом $R_{pв}$ рульового гвинта розраховується ширина лопатей $b_{pв}$:

$$b_{pв} = \frac{\pi \cdot R_{pв} \cdot \sigma_{pв}}{k_{лр}} = 237 \text{ мм};$$

де $k_{лр}$ - прийнята кількість лопатей кермового гвинта.

Рульові гвинти в порівнянні з несучими зазвичай мають менше лопатей, приблизно на одну третину.

Для трапецієподібної лопаті розрахована за формулою (7.23) ширина $b_{pв}$ відповідає характерному перерізу на відносному радіусі $r_{07} = 0,7$.

					Арк.
					72
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата	

Відносне подовження $\lambda_{pв}$ лопатей кермового гвинта розраховується за формулою

$$\lambda_{pв} = \frac{R_{pв}}{b_{pв}} = \frac{k_{лр}}{\pi \cdot \sigma_{pв}} = 6,7$$

Оптимальне подовження лопатей рульових гвинтів становить від 5 до 9, що у 2 – 3 рази менше подовження лопатей несучих гвинтів.

Питома навантаження на ометаемую площу $p_{pв}$ рульового гвинта в 2 – 3 рази більше проти гвинтом. Зменшення подовження сприяє збільшенню жорсткості лопат, яка потрібна у зв'язку з дією високих навантажень, особливо при маневруванні вертольота. Висока жорсткість лопатей кермового гвинта у площині обертання дозволяє спростити конструкцію втулки. Як правило, втулки рульових гвинтів мають лише горизонтальні та осьові шарніри.

Для розрахунку маси рульового гвинта застосовна методика розрахунку маси несучого гвинта.

Маса лопатей рульового гвинта $m_{лр}$, кг, розраховується за формулою

$$m_{лр} = k_{мл} \cdot \frac{\sigma_{pв} \cdot R_{pв}^{2,7} \cdot \lambda_{ср}^{0,7}}{\lambda_{pв}^{0,7}} = 27,98 \text{ кг}$$

де $\lambda_{ср}$ - середньостатистичне відносне подовження лопатей несучих гвинтів, що у розрахунку приймається рівним 18;

$k_{мл}$ – коефіцієнт маси лопатей кермового гвинта, який можна прийняти таким же, як для гвинта, що несе:

$$k_{мл} = 12 \dots 14 \text{ кг/м}^{2,7}.$$

Маса втулки рульового гвинта залежить від відцентрових сил, що діють на неї, і від числа лопатей. Розрахунок маси втулки рульового гвинта $m_{втр}$, кг виконується за формулою

						Арк.
						73
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

$$m_{втр} = k_{вт} \cdot k_{лр} \cdot k_{вл} \cdot N_{цбр}^{1,35} = 23$$

де $k_{вт}$ - Коефіцієнт маси втулок повітряних гвинтів, за статистичними даними рівний 0,0527 кг/кН^{1,35};

$k_{лр}$ – число лопатей кермового гвинта;

$N_{цбр}$ – відцентрова сила, що діє на втулку від однієї лопаті кермового гвинта, кН;

$k_{вл}$ - коефіцієнт впливу числа лопатей на масу втулки.

Розрахунок величини відцентрової сили $N_{цбр}$, кН, що діє на втулку рульового гвинта від однієї лопаті, виконується за формулою

$$N_{цбр} = \frac{m_{лр} \cdot (\omega R_{ров})^2}{2000 \cdot k_{лр} \cdot R_{рв}}$$

де $m_{лр}$ - маса всіх лопат рульового гвинта, кг; $k_{лр}$ – число лопатей кермового гвинта;

$\omega R_{ров}$ – окружна швидкість кінців лопатей кермового гвинта, м/с;

$R_{рв}$ – радіус кермового гвинта, м.кв.

Деяке підвищення аеродинамічної ефективності та зменшення рівня шуму рульового гвинта досягається установкою чотирьох лопатей у вигляді буви Х. Розрахунок геометричних параметрів та маси Х-подібного рульового гвинта принципово не відрізняється від наведеної вище методики.

7.9 Розрахунок маси двигуна вертольота

Двигун служить для забезпечення несучих, кермових гвинтів та допоміжних агрегатів вертольота необхідною потужністю.

Основним типом вертольотних двигунів є газотурбінні двигуни із вільною турбіною (турбувальні). Формула для розрахунку маси

						Арк.
						73
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

газотурбінного двигуна $m_{гтд}$, кг, виведена на основі результатів аналізу статистичної інформації, має вигляд:

$$m_{гтд} = 0,0127 \cdot N^{0,7}.$$

де N - Злітна потужність двигуна, Вт.

Сумарна маса інших елементів рухової установки істотно менша за масу двигунів і з достатньою точністю може розраховуватися за лінійною залежністю від потужності з коефіцієнтом маси, рівним $5,4 \cdot 10^{-5}$ кг/Вт.

З урахуванням цього питому масу рухової установки $\gamma_{дв}$, кг/Вт, що є відношенням маси до потужності, можна обчислити за формулою

$$\gamma_{дв} = 5,4 \cdot 10^{-5} + \frac{0,0127}{N^{0,3}}$$

де N – злітна потужність рухової установки, Вт, що дорівнює сумі потужностей двигунів вертольота.

Потужність визначається за паспортними даними двигунів, обраних для вертольота, що проектується. За відсутності відповідних двигунів, що серійно випускаються, слід приймати значення потужності, обчислене за формулою.

Повна маса рухової установки вертольота $m_{дв}$, кг, розраховується за формулою $m_{дв} = \gamma_{дв} \cdot N = 53,8$ кг.

де N - Злітна потужність рухової установки, Вт.

10.10 Розрахунок маси фюзеляжу вертольота

Фюзеляж є основним агрегатом вертольота, призначений для розміщення екіпажу, пасажирів, вантажів, обладнання, а також для кріплення несучої системи, шасі, рухової установки. Конструкція фюзеляжу багато в чому залежить від призначення вертольота, тому вона має бути опрацьована вже на стадії попереднього проектування.

Відповідно до норм льотної придатності [1, 2] конструкція фюзеляжу повинна витримувати навантаження від +3,5 до -1,0. Редуктор, що

						Арк.
						75
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

встановлюються на фюзеляж, двигуни та інші агрегати несучої системи, повинні утримуватися при наступних розрахункових інерційних перевантаженнях: вгору - 1,5; вперед – 12; убік - 6; вниз – 12; тому – 2.

Конструкція фюзеляжу в місці розміщення паливних баків нижче рівня підлоги пасажирської кабіни повинна захищати баки від розриву та витримувати розрахункові інерційні навантаження: вгору - 1,5; вперед – 4; убік - 2; вниз – 4.

До складу фюзеляжу вертольота входять елементи силового каркаса і обшивка, що сприймає частину навантажень, що діють. Маса силового каркаса залежить від вантажопідйомності вертольота і тому пов'язана з його масою зліту. Маса обшивки при приблизно постійній товщині менш залежить від злітної маси вертольота і визначається головним чином площею поверхні фюзеляжу, що омивається. При цьому в площу, що омивається, включаються капоти рухової установки і головного редуктора, двері, вантажні ступки, ілюмінатори.

На основі аналізу конструкції фюзеляжів сучасних вертольотів для розрахунку маси фюзеляжу m_{ϕ} , кг, виведено формулу

$$m_{\phi} = k_{\phi} \cdot m_0^{0,25} \cdot S_{om}^{0,88} = 114,34 \text{ кг}$$

де k_{ϕ} - Коефіцієнт маси фюзеляжу; m_0 – злітна маса вертольота у першому наближенні, кг; S_{om} – площа поверхні фюзеляжу, що омивається, м².

Значення коефіцієнта маси фюзеляжу k_{ϕ} відповідно до середньостатистичних даних фюзеляжів сучасних транспортних та пасажирських вертольотів приймається рівним $1,7 \text{ кг}^{0,75} / \text{м}^{1,76}$.

За статистичними даними відповідно до конструктивно-технологічного членування загальна маса фюзеляжу вертольотів транспортної категорії ділиться на складові в наступних співвідношеннях:

- носова частина фюзеляжу – приблизно 15 % загальної маси;
- середня частина фюзеляжу – близько 50%;

					Арк.
					76
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата	

- хвостова частина фюзеляжу з хвостовою балкою – 20%;
- центральний відсік для установки несучої системи, що включає підредукторну плиту та кріплення головного редуктора – 4 %;
- капоти рухового відсіку – 11%.

10.11 Розрахунок маси паливної системи

Паливна система призначена для безперебійної подачі пального у двигуни. До паливної системи вертольота відносяться паливні баки, трубопроводи, насоси, що перекачують, заправні горловини, фільтри, зливні пристрої, пристрої дренажу баків, а також контрольні прилади.

Паливні баки вертольотів можуть бути як жорсткі металеві, так і м'які гумові. Основні баки розміщуються, як правило, під підлогою фюзеляжу. Для збільшення дальності польоту при зменшеній масі вантажу, крім основних паливних баків, можуть застосовуватися додаткові, що розміщуються всередині фюзеляжу, і підвісні – зовні літального апарату. Багато вертольотів мають витратні баки, розташовані поблизу двигунів. Вони перекачують паливо перед подачею в камери згоряння двигунів.

Маса паливної системи m_{mc} , кг, лінійно залежить від маси палива та розраховується за формулою

$$m_{mc} = k_{mc} \cdot m_m = 5,87 \text{ кг.}$$

де m_m - Маса палива при повній заправці, кг; k_{mc} - Коефіцієнт маси паливної системи.

Значення коефіцієнта маси паливної системи одногвинтових вертольотів залежить від конструкції паливних баків [7]:

- для системи з протектованими баками $k_{mc} = 0,07 \dots 0,09$;
- для системи з баками без протектування $k_{mc} = 0,06 \dots 0,07$;

						Арк.
						77
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

- для системи з жорсткими баками, виконаними як герметичних відсіків фюзеляжу $k_{mc} = 0,035 \dots 0,04$.

10. 12 Розрахунок маси шасі вертольота

Шасі – сукупність опор літального апарату, необхідні стоянки і пересування землі, для розбігу при зльоті, пробігу, гальмування і, поглинання кінетичної енергії від вертикальної швидкості при посадці [8].

Схеми та конструкції опор, амортизаторів та вузлів вертольотних шасі в основному аналогічні літаковим. Однак існує й деяка відмінність. Для запобігання хвостовій балці та рульовому гвинту від пошкоджень при посадці на вертольотах встановлюється хвостова опора у вигляді милиці або лижі. У конструкції амортизаторів основних опор передбачаються пристрої, що усувають явище "земного резонансу". На легких вертольотах, які здійснюють зльоти та посадки тільки «по вертольотному» без розбігу, можуть встановлюватися полозкові шасі як з амортизаторами, так і без них. За відсутності амортизаторів кінетична енергія під час посадки поглинається завдяки пружним деформаціям елементів шасі. З урахуванням того, що вертольоти експлуатуються на непідготовлених посадкових майданчиках з низькою міцністю ґрунту, шасі має забезпечувати низький тиск на поверхню.

Залежно від конструкції шасі його маса шасі може становити від

1% до 6% від злітної маси вертольота. Розрахунок маси шасі $m_{ш}$ кг, виконується за формулою

$$m_{ш} = k_{ш} \cdot m_0 = 15 \text{ кг}$$

де $k_{ш} = 0,03$ - Коефіцієнт маси шасі, що визначається за статистичним даним [9];

m_0 – злітна маса вертольота, кг.

Значення маси окремих стійок шасі, необхідне розрахунку центрування вертольота, визначається за статистичними даними з урахуванням розподілу вагового навантаження між опорами. Маса основних стійок складає до 82 %

						Арк.
						78
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

від загальної маси шасі, маса передніх стійок – близько 16 %, маса хвостової опори – 2 % від загальної маси $m_{ш}$.

10.13 Розрахунок маси електрообладнання вертольота

Електротехнічне обладнання вертольота є сукупністю пристроїв, агрегатів і систем, що забезпечують отримання, розподіл та використання електроенергії на борту [10].

У всіх випадках маса проводів залежить від розмірів вертольота, отже, її обчислення можна пов'язати з найбільш характерним розміром, наприклад з відстанню між осями несучого та рульового гвинтів.

Значна частина електричної потужності, що виробляється генераторами змінного струму, споживається антиобмерзаючою системою лопатей несучого гвинта. У зв'язку з цим при орієнтовній оцінці приймається, що потужність і маса генераторів змінного струму залежать від площі поверхні лопатей, що обігривається, а маса інших елементів електрообладнання вважається пропорційною масі генераторів.

З огляду на це розрахунок маси електрообладнання $m_{ел}$, кг, виконується за формулою

$$m_{ел} = k_{пр} \cdot L_{рв} + k_{эл} \cdot \frac{k_l \cdot R^2}{\lambda_l} = 3,8 \text{ кг}$$

де $L_{рв}$ - відстань між осями несучого та рульового гвинтів; k_l - Число лопатей несучого гвинта; R - радіус несучого гвинта; λ_l - відносне подовження лопатей несучого гвинта; $k_{пр}$ і $k_{эл}$ - Коефіцієнти маси проводів та електрообладнання.

Середньостатистичні значення коефіцієнтів у формулі для середніх вертольотів становлять: $k_{пр} = 22...24 \text{ кг/м}$; $k_{эл} = 5...6 \text{ кг/м}^2$.

Для легких вертольотів масою менше 4500 кг коефіцієнт маси проводів зменшується, а коефіцієнт маси електрообладнання збільшується до наступних значень: $k_{пр} \approx 10 \text{ кг/м}$; $k_{эл} = 12...16 \text{ кг/м}^2$.

						Арк.
						78
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

10.14 Розрахунок маси бортового устаткування

Склад бортового устаткування визначається призначенням вертольота, тому його сумарна маса оцінюється за статистичними даними різних класів вертольотів. Загальна маса бортового обладнання вертольотів транспортної та нормальної категорії пов'язана від злітної маси вертольота, причому зі збільшенням злітної маси від 1 до 10 тонн відносна частка маси обладнання зменшується приблизно від 12 до 5%.

Сумарна маса бортового обладнання m_{np} , кг розраховується за формулою

$$m_{np} = k_{np} \cdot m_0^{0,6} = 12,47 \text{ кг}$$

де k_{np} - Коефіцієнт маси бортового обладнання; m_0 – злітна маса вертольота, кг.

Середньостатистичне значення коефіцієнта маси бортового устаткування вертольота становить $k_{np} = 2$ кг.

Устаткування вертольота розташовується у різних частинах та відсіках фюзеляжу. Для розрахунку центрування вертольота необхідно визначити масу окремих видів обладнання. При ескізному проектуванні вертольота маса окремих видів обладнання розраховується за такими середньостатистичними співвідношеннями:

- маса приладового обладнання в пілотській кабіні становить близько 25% від сумарної маси m_{np} бортового обладнання;
- маса радіоблабнання - приблизно 27% від m_{np} ;
- маса гідравлічного обладнання - приблизно 20% від m_{np} ;
- маса додаткового обладнання - приблизно 22% від m_{in} .

Висновок: в розділі 10 були розраховані маси основних агрегатів гелікоптеру:

Маса лопатей – 64 кг;

Втулка несучого гвинта: 25 кг;

						Арк.
						79
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

Система бустерного керування – 15,7 кг;

Маса системи ручного керування – 28,51 кг;

Маса головного редуктора – 58,3 кг;

Маса лопатей та втулки рульового гвинта – 27, 98 кг;

Маса двигуна – 53,8 кг;

Маса фюзеляжу – 114,34 кг;

Маса паливної системи – 5,87 кг;

Маса шасі – 15 кг;

Маса електроустаткування – 3,8 кг;

Маса бортового устаткування – 12,47 кг;

						Арк.
						80
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

11. Проектування лопатей несучого гвинта

Основними геометричними параметрами гвинта, що несе, є його діаметр, або радіус, число лопатей, коефіцієнт заповнення, форма лопатей в плані, ширина лопатей, форма аеродинамічних профілів поперечних перерізів лопатей і кутка лопатей.

Радіус несучого гвинта, коефіцієнт заповнення, кількість лопатей та їх ширина розраховуються за методикою, наведеною в розділі 4.

Розрахунок кутки лопат є одним із завдань аеродинамічного проектування несучого гвинта.

Вихідними даними для розрахунку кутки лопатей є:

- злітна маса вертольота m_0 кг ;
- радіус несучого гвинта R , м;
- коефіцієнт заповнення несучого гвинта σ ;
- число лопатей несучого гвинта k_l ;
- окружна швидкість кінців лопатей ωR ;
- відносний радіус комлевої ділянки лопаті r_0 ;
- звуження лопаті η ;
- аеродинамічні характеристики профілю перерізу лопаті, зокрема, похідна коефіцієнта підйомної сили z_y по куту атаки α .

Перед розрахунком кутки лопаті необхідно обчислити параметри, що характеризують аеродинамічні сили, що діють на гвинт.

Питоме навантаження p , Па, на площу несучого гвинта, що омітається, розраховується за формулою

$$p = \frac{m_0 \cdot g}{\pi \cdot R^2}$$

де $g = 9,807$ м/с² – прискорення вільного падіння.

						Арк.
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		81

Коефіцієнт сили тяги несучого гвинта C_T розраховується за формулою

$$C_T = \frac{2 \cdot p}{\rho \cdot (\omega R)^2}$$

Коефіцієнт кінцевих втрат $C_{до}$ сили тяги несучого гвинта обчислюється за формулою

$$C_{до} = \frac{1,5}{0,75 + 0,25 \cdot \eta}$$

де η - звуження лопаті, рівне відношенню ширини лопаті в комлевому перетині до ширини в кінцевому перерізі.

Коефіцієнт втулкових втрат $У$ сили тяги гвинта, що несе, розраховується за формулою

$$B = 1 - \frac{\ln(2) \cdot \sqrt{C_k \cdot C_T}}{k_l}$$

де k_l - Число лопатей несучого гвинта.

Сумарний коефіцієнт кінцевих і втулкових втрат κ сили тяги дорівнює

$$\kappa = B^2 \cdot (1 - r_0^3) = 0,056$$

де r_0 - відносний радіус комлевого перерізу, з якого починається оперенна частина лопаті. За статистичними даними середнє значення r_0 дорівнює 0,2.

Коефіцієнт впливу форми лопаті в плані k_T на силу тяги несучого гвинта дорівнює

						Арк.
						82
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

$$k_T = \frac{0,75 + 0,25 \cdot \eta}{0,7 + 0,3 \cdot \eta}.$$

Значення коефіцієнта підйомної сили c_y профілю лопаті в розрахунковому перерізі на відносному радіусі $r_{07} = 0,7$, необхідне для отримання заданої сили тяги гвинта, що несе, розраховується за формулою

$$c_y = \frac{3 \cdot C_T}{\kappa \cdot \sigma \cdot k_T},$$

де σ – коефіцієнт заповнення несучого гвинта.

Форма лопатей у плані і величина крутки значно впливають на розподіл індуктивних швидкостей по перерізу струменя [8]. Для отримання ідеального струменя з рівномірним розподілом індуктивної швидкості в поперечному перерізі несучий гвинт повинен мати лопаті, що сильно розширюються до комлю, з великою круткою. Такий гвинт на честь Н. Є. Жуковського прийнято називати гвинтом типу НІЖ. Незважаючи на високі аеродинамічні характеристики, гвинти типу НІЖ не знайшли практичного застосування для вертольотів внаслідок геометричної та конструктивної складності.

Найбільш технологічними є прямокутні лопаті із постійною шириною. Для таких лопат за рахунок крутки можна забезпечити постійне значення коефіцієнта підйомної сили c_y по довжині лопаті. У цьому випадку індуктивна швидкість має нерівномірний розподіл по довжині лопаті з максимальним значенням на кінцях лопат і мінімальним значенням в центральній частині кола, що омітається. Такий розподіл сприяє зниженню втрат сили тяги та потужності, пов'язаних із обдуванням фюзеляжу. Недоліком прямокутних лопатей є підвищені кінцеві втрати, зниження яких на лопатях застосовуються закінчування різної форми.

Для гвинтів типу НІЖ, для гвинтів з постійним значенням коефіцієнта підйомної сили c_y по довжині лопаті, а також для гвинтів з різними проміжними формами лопат при проектуванні застосовні єдині розрахункові

						Арк.
						83
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

формули. У всіх випадках похибка розрахунків вбирається у 2,5 %. З урахуванням цього для розрахунку крутки лопатей $\Delta\varphi$ прийнято два граничні випадки:

а) крутка, що забезпечує отримання постійного значення коефіцієнта підйомної сили профілю z_y за довжиною лопаті;

б) крутка, що забезпечує сталість величини індуктивної швидкості v_l по довжині лопаті, характерне для ідеального гвинта типу НІЖ.

Крутка лопаті представляється у вигляді ряду кутів i установки профілів перерізів, розташованих на різних відносних радіусах r_i лопаті. Для зручності розрахунків приймається рівномірний ряд відносних радіусів:

$$r_0 = 0,2; r_{03} = 0,3; r_{04} = 0,4; r_{05} = 0,5; r_{06} = 0,6; r_{07} = 0,7; r_{08} = 0,8; r_{09} = 0,9; r_1 = 1,0.$$

Розрахунок крутки, що забезпечує постійне значення коефіцієнта підйомної сили профілю z_y по довжині лопаті, виконується в такий спосіб.

Розраховуються значення коефіцієнтів заповнення σ_i , відповідні перерізам лопаті на відносних радіусах r_i :

$$\sigma_i = \sigma \cdot \frac{\eta - (\eta - 1) \cdot r^i}{0,7 + 0,3 \cdot \eta},$$

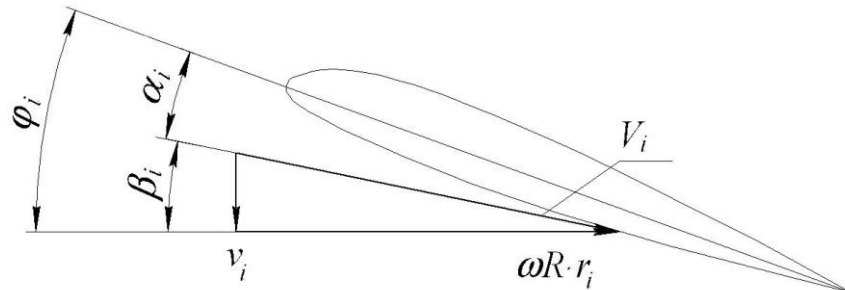
де σ – коефіцієнт заповнення гвинта, що несе, за формулою (4.10) на відносному радіусі $r_{07} = 0,7$; η – звуження лопаті.

Розраховується відносна індуктивна швидкість v_{li} на різних відносних радіусах лопаті r_i за формулою

$$v_{li} = \frac{1}{2} \sqrt{\frac{\sigma_i \cdot c_y \cdot r_i}{2}}.$$

						Арк.
						84
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

Відносна індуктивна швидкість v_1 - це безрозмірна величина, що дорівнює відношенню індуктивної швидкості потоку v_1 в площині гвинта до окружної швидкості кінців лопатей R . Схема обтікання профілю перерізу лопаті представлена малюнку 12.1.



V_i - Швидкість потоку; $\omega R \cdot r_i$ - окружна швидкість; v_i - Індуктивна швидкість; α_i - кут атаки; β_i - кут притікання; φ_i - кут установки профілю

Рисунок 12.1 – Схема обтікання профілю лопаті на відносному радіусі r_i

Вектор швидкості потоку V_i , що обтікає профіль на відносному радіусі r_i , дорівнює векторній сумі векторів окружної швидкості $\omega R r_i$ в площині обертання гвинта та індуктивної швидкості v_1 . Кут β_i між вектором швидкості потоку V_i , що обтікає профіль, і площиною обертання гвинта називається кутом притікання. Кут атаки α_i - кут між вектором швидкості потоку V_i хордою профілю. Кут установки φ_i профілю дорівнює сумі кутів притікання β_i та атаки α_i .

Кути притікання повітряного потоку β_i у градусах, у перерізах на відносних радіусах лопаті r_i розраховуються за формулою

$$\beta_i = \arctg \left(\frac{v_1}{\omega R r_i} \right) \approx \frac{v_1}{\omega R r_i} \cdot 57,3.$$

Кути атаки α_i у градусах на відносних радіусах r_i розраховуються за формулою

$$\alpha_i = \frac{c_y}{c_x} \cdot 57,3$$

					Арк.
					85
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата	

При постійному значенні коефіцієнта підйомної сили c_y за довжиною лопаті кута атаки α_i на різних радіусах r_i будуть однаковими.

Кути установки профілів ϕ_i у градусах на розрахункових радіусах r_i рівні сумі

$$\phi_i = \alpha_i + \beta_i \quad (9.14)$$

Кут крутки $\Delta\phi_i$ на розрахункових відносних радіусах лопаті r_i визначається як різниця між поточним значенням кута установки перерізу ϕ_i на розрахунковому радіусі та кутом установки ϕ_{07} на відносному радіусі $r_{07} = 0,7$:

$$\Delta\phi_i = \phi_i - \phi_{07}$$

Результати розрахунку кута крутки лопаті $\Delta\phi$ при постійному значенні коефіцієнта підйомної сили профілю c_y по довжині лопаті представлений у таблиці.

Сумарна крутка лопаті невелика і становить близько $3,5^\circ$.

Таблиця 11.1 – Кути крутіння лопаті $\Delta\phi$ за постійного значення коефіцієнта підйомної сили профілю c_y

Розрахунковий параметр	Відносний радіус r_i					
	0,2	0,4	0,6	0,7	0,8	1,0
Коефіцієнт заповнення $i_{\text{зап}}$	0,065	0,065	0,065	0,065	0,065	0,065
Відносна індуктивна швидкість v_{1i}	0,025	0,027	0,033	0,038	0,042	0,046
Кут притікання β_i , градуси	7,5	5,1	4,3	4,1	3,6	3,25
Кут атаки α_i , градуси	4,1	4,1	4,1	4,1	4,1	4,1

Кут установки перерізу φ_i , градуси	12,22	9,93	8,91	8,57	8,30	7,89
Кут крутки $\Delta\varphi_i$, градуси	3,37	1,36	0,34	0	-0,27	-0,69

Крутка лопаті гвинта типу НІЖ, що забезпечує рівномірний розподіл індуктивної швидкості v_1 поперечного перерізу струменя, розраховується в наступному порядку.

Середнє значення відносної індуктивної швидкості v_1 диску гвинта обчислюється за формулою

$$v_1 = \frac{1}{2} \cdot \sqrt{\frac{C_T}{\kappa}}$$

Кути притікання $\beta_i^{ніж}$, у градусах, у перерізах на відносних радіусах r_i розраховуються за формулою

$$\beta_i^{ніж} = \arctg \left(\frac{v_1}{r_i} \right) \approx \frac{v_1}{r_i} \cdot 57,3,$$

Коефіцієнти підйомної сили профілю $c_{y_i}^{ніж}$ у перерізах на відносних радіусах r_i обчислюються за формулою

$$c_{y_i}^{ніж} = c_y \cdot \sigma_i \cdot 0,7,$$

$$\sigma_i = \frac{c_{y_i}^{ніж}}{c_y}$$

де c_y - коефіцієнт підйомної сили профілю в розрахунковому перерізі лопаті на відносному радіусі $r_{07} = 0,7$,

σ_i - коефіцієнт заповнення на відносному радіусі r_i .

Кути атаки профілів α_i , у градусах, гвинта типу НІЖ у перерізах на відносних радіусах r_i розраховуються за формулою

$$\alpha_i = 57,3 \cdot \frac{c_{y_i}^{неж}}{a},$$

де a - похідна коефіцієнта підйомної сили з y профілю по куту атаки.

Кути установки профілів $\phi_i^{ніж}$, у градусах, у перерізах лопаті на відносних радіусах r_i рівні сумі кутів атаки α_i і кутів притікання $\beta_i^{ніж}$:

$$\phi_i^{ніж} = \alpha_i + \beta_i^{ніж}$$

Кути крутки лопаті гвинта типу НІЖ $\Delta \phi_i^{ніж}$, у градусах, у перерізах на відносних радіусах r_i визначаються різницею між кутами установки профілів $\phi_i^{ніж}$ перерізу на розрахункових радіусах та кутом установки профілю $\phi_{07}^{ніж}$ на відносному радіусі $r_0 = 0,7$:

$$\Delta \phi_i^{ніж} = \phi_i^{ніж} - \phi_{07}^{ніж}.$$

У таблиці 12.2 наведено приклад результатів розрахунку кутів крутки $\Delta \phi_i^{ніж}$ лопаті несучого гвинта типу НІЖ. Сумарна крутка лопаті в цьому прикладі становить більше 23°. Прикомльові перерізи працюють при великих кутах атаки близько 15°.

Таблиця 11.2 – Кути крутки $\Delta \phi_i^{ніж}$ лопаті гвинта

Розрахунковий параметр	Відносний радіус r_i					
	0,2	0,4	0,6	0,7	0,8	1,0
Кут притікання β_i , градуси	14,1	7,2	4,8	4,1	3,6	2,9
Коефіцієнт підйомної сили профілю з $ніж$ y_i	1,534	0,767	0,512	0,446	0,383	0,313
Кут атаки перерізів профілю α_i , градуси	15,2	7,6	5,1	4,6	3,8	3,1

Кут установки перерізу $\phi_i^{ніж}$, градуси	29,37	14,80	9,89	8,47	7,41	5,93
Кут крутки $\Delta \phi_i^{ніж}$, градуси	21,3	7,3	1,56	0	-1,7	-2,5

За наведеними методиками розраховуються граничні значення кутів крутіння лопатей: мінімальна крутка при постійному значенні коефіцієнта підйомної сили по довжині лопаті та максимальна крутка лопатей гвинта НІЖ. При проектуванні несучого гвинта рекомендується приймати середні значення кутів крутки $\Delta \phi_{cpi}$, що обчислюються за формулою

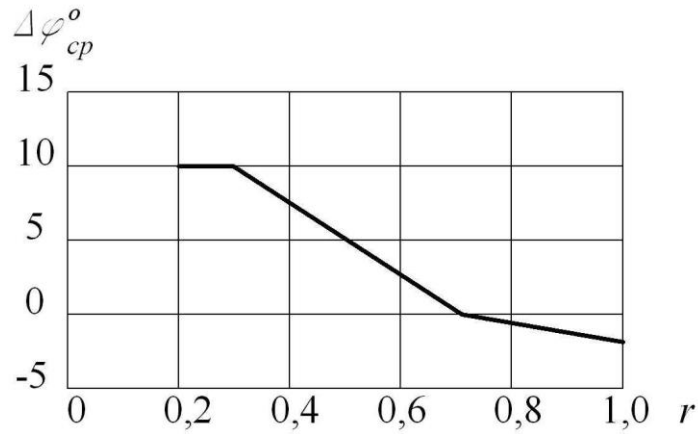
$$\Delta \phi_{cpi} = \Delta \phi_i + \Delta \phi_i^{ніж} .$$

Теоретична залежність кутів крутки від відносного радіуса гвинта має вигляд нелінійної функції, що не може бути практично реалізовано у виробництві лопатей. Крім цього, розрахункові кути установки прикомлевих перерізів зазвичай виходять завищеними, що знижує технологічність конструкції.

Для покращення технологічності рекомендується задавати крутку у вигляді шматково-лінійної функції. Наприклад, залежність $\Delta \phi_{cp}(r)$, наведена на малюнку 9.2, може бути приблизно представлена у вигляді

Графік крутки показаний на малюнку 12.3.

$$\Delta \phi_{cp}(r) = \begin{cases} 10 & \text{при } r = 0,2 \dots 0,3 \\ 7 - 25 \cdot r & \text{при } r = 0,3 \dots 0,7 . \\ 3,5 - 5 \cdot r & \text{при } r = 0,7 \dots 1,0 \end{cases}$$



Малюнок 11.3 – Графік крутіння лопатей

Технологічні обмеження у виробництві складних виробів типу лопатей можуть бути зняті завдяки використанню комп'ютерного моделювання геометричних форм виробів та застосування технологічного обладнання із системами числового програмного управління. У цьому випадку для завдання крутки можна використовувати нелінійні функції.

Висновок: в розділі 11 були розраховані геометричні розміри гвинта, а також аеродинамічні коефіцієнти та кути крутки лопаті.

12 Розрахунок поляри несучого гвинта

Поляра несучого гвинта – крива, що виражає залежність аеродинамічного коефіцієнта сили T від коефіцієнта крутного моменту m на режимі висіння вертольота при різних кутах установки лопатей. Кут установки лопаті φ_{07} відраховується у перерізі на відносному радіусі гвинта $r_{07} = 0,7$.

Розрахунок поляри несучого гвинта необхідний визначення льотних характеристик проектуваного вертольота. За допомогою поляри несучого гвинта виконується розрахунок максимального значення сили тяги та відповідних витрат потужності, знаходиться оптимальний кут установки лопатей, розраховується ККД гвинта на різних режимах роботи.

Вихідними даними для розрахунку поляри несучого гвинта є:

- окружна швидкість кінців лопатей R , м/с;
- коефіцієнт заповнення несучого гвинта σ ;
- форма лопаті в плані, що визначається звуженням η ;
- коефіцієнт кінцевих та втулкових втрат сили тяги κ ;
- відносний радіус комлевої частини лопаті r_0 ;
- профіль перерізу лопаті та його аеродинамічні характеристики, коефіцієнти c_x і c_y при різних швидкостях і кутах атаки;
- крутка лопаті – залежність кута установки профілю від відносного радіуса r перерізу, представлена функцією або у вигляді відповідного графіка.

Коефіцієнти сили T і крутного моменту $m_{до}$ розраховуються для вибраного ряду значень кута установки лопатей $\varphi_{07} = 2; 4; 6; 8; 10; 12; 14; 16; 18$ градусів.

Розрахунок аеродинамічних коефіцієнтів несучого гвинта виконується методом інтегрування по радіусу лопаті в межах від r_0 до r_1 або від комлевого перерізу лопаті до кінцевого. У зв'язку з цим величини, змінні по довжині

						Арк.
						91
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

лопаті, представляються як функції від відносного радіуса r . Це дозволяє реалізувати алгоритм розрахунку поляри у вигляді комп'ютерної програми у системі Mathcad.

Розрахунок поляри несучого гвинта виконується у такому порядку. Вибирається розрахункове значення кута установки лопат φ_{07} . Потім розраховуються числа маху для перерізів лопаті з різними відносними радіусами. Число Маха M_1 для кінцевого перерізу лопаті при нульовій висоті польоту в стандартній атмосфері [4] дорівнює відношенню

$$M_1 = \frac{\omega R}{340},$$

де R - окружна швидкість кінців лопатей, м / с .

Число Маха $M(r)$ на будь-якому відносному радіусі r розраховується за формулою

$$M(r) = M_1 \cdot r.$$

Число Маха M_{07} для розрахункового перерізу на відносному радіусі r_{07} дорівнює

$$M_{07} = \frac{\omega R}{340} \cdot 0,7 = M_1 \cdot 0,7$$

Кути установки профілів $\phi(r)$ у перерізах лопаті на відносних радіусах r розраховуються з урахуванням крутіння лопаті за формулою

$$\phi(r) = \Delta \phi_{cp}(r) + \phi_{07},$$

де $\Delta \phi_{cp}(r)$ – крутка лопаті, задана як функції; ϕ_{07} – кут установки лопаті, що вимірюється у перерізі на відносному радіусі $r_{07} = 0,7$.

Наприклад, для крутки лопаті, представленої у вигляді (9.23), кути установки профілів за перерізами лопаті обчислюються за формулою

									Арк.
									92
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата					

$$\varphi(r) = \begin{cases} 10 + \varphi_{07} & \text{при } r = 0,2 \dots 0,3 \\ 17,5 - 25 \cdot r + \varphi_{07} & \text{при } r = 0,3 \dots 0,7 \\ 3,5 - 5 \cdot r + \varphi_{07} & \text{при } r = 0,7 \dots 1,0 \end{cases}$$

Коефіцієнт заповнення σ несучого гвинта визначається виразом

$$\sigma = \frac{b_{07} \cdot k_{\lambda}}{\pi \cdot R},$$

з якого випливає, що для гвинта з лопатями, що мають прямокутну форму в плані, коефіцієнт заповнення σ має постійну величину по довжині лопаті.

Величина часткової похідної коефіцієнта підйомної сили профілю по куту атаки залежить від стисливості повітря, що полягає у підвищенні щільності великих швидкостей обтікання. Розрахунок часткових похідних з урахуванням стисливості $a_{сж}(r)$ для перерізів лопаті з різними відносними радіусами r виконується за формулою

$$a_{сж}(r) = \frac{a_{несж}}{\sqrt{1 - [M(r)]^2}},$$

де $a_{несж}$ - похідна коефіцієнта підйомної сили профілю по куту атаки без впливу стисливості повітря, що визначається по полярі профілю [25].

Безрозмірна відносна індуктивна швидкість $\bar{v}_1(r)$ створюється елементарною ділянкою лопаті, що знаходиться на відносному радіусі r розраховується за формулою

$$\bar{v}_1(r) = \frac{a_{сж}(r) \cdot \sigma(r)}{16} \cdot \left(\sqrt{1 + \frac{32 \cdot r \cdot \varphi(r)}{57,3 \cdot a_{сж}(r) \cdot \sigma(r)}} - 1 \right),$$

де $\varphi(r)$ - Кут установки перерізу лопаті в градусах.

Кут притікання повітряного потоку $\beta(r)$ у градусах до перерізу лопаті на відносному радіусі r відповідно до схеми, представленої на малюнку 9.1, розраховується за формулою

						Арк.
						93
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

$$\beta(r) = \operatorname{arctg}\left(\frac{v_1(r)}{\omega R \cdot r}\right) = \operatorname{arctg}\left(\frac{\bar{v}_1(r)}{r}\right)$$

Кут атаки $\alpha(r)$ у різних перерізах лопаті дорівнює різниці кута установки профілю в перерізі та кута притікання потоку:

$$\alpha(r) = \phi(r) - \beta(r).$$

Коефіцієнт підйомної сили профілю $c_y(r)$, що має змінну величину за довжиною лопаті, розраховується за формулою

$$c_y(r) = a_{сж}(r) \cdot \alpha(r).$$

Приклад графіка залежності коефіцієнта підйомної сили $c_y(r)$ профілю від відносного радіуса гвинта r при вугіллі атаки $\alpha = 10^\circ$ представлений на рисунку 13.1.

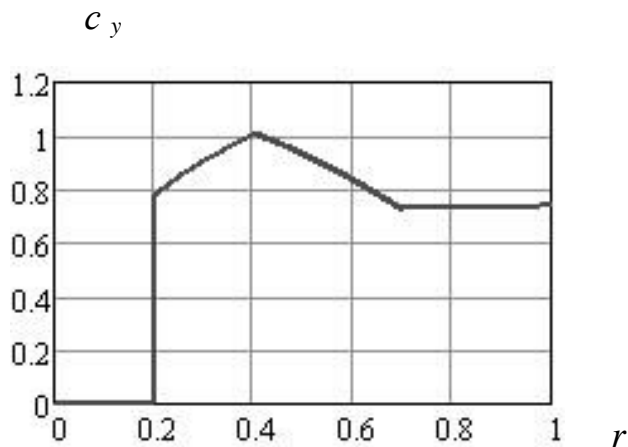


Рисунок 12.1 – Графік зміни коефіцієнта підйомної сили $c_y(r)$ по довжині лопаті

Для розрахунку коефіцієнта сили тяги несучого гвинта T виконується інтегрування функції $c_y(r)$ по радіусу лопаті в межах її опереної частини за формулою

$$C_T = \kappa \cdot \int_0^1 \sigma \cdot c_y(r) \cdot r^2 dr,$$

де κ – коефіцієнт кінцевих та втулкових втрат сили тяги.

Коефіцієнт крутного моменту $m_{до}$ характеризує опір обертанню несучого гвинта. Коефіцієнт $m_{до}$ входить до формул для розрахунку крутного моменту несучого гвинта $M_{до}$ споживаної потужності N .

Складовими крутного моменту несучого гвинта є:

- крутний момент, необхідний подолання аеродинамічного профільного опору лопатей при обертанні в повітряному середовищі;
- крутний момент, обумовлений індуктивним опором обертання гвинта під час створення підйомної сили на лопатях;
- крутний момент від аеродинамічного опору втулки і комлевих неоперених частин лопатей при обертанні гвинта, що несе.

Відповідно до цього коефіцієнт крутного моменту $m_{до}$ являє собою суму

$$m_{до} = m_p + m_i + m_{вт}$$

де m_p - Коефіцієнт профільних втрат крутного моменту; m_i - Коефіцієнт індуктивних втрат крутного моменту; $m_{вт}$ - коефіцієнт втрат крутного моменту на втулці та комлевих частинах лопатей.

Коефіцієнт профільних втрат моменту, що крутить, m_p розраховується за формулою

$$m_p = \int_0^1 \sigma(r) \cdot c_{xp} \cdot r^3 dr.$$

де c_{xp} - аеродинамічний коефіцієнт профільного опору, значення якого визначається по полярі профілю перерізу лопаті відповідно до величини коефіцієнта підйомної сили.

Значення коефіцієнта c_{xp} зростає зі збільшенням кута атаки і швидкості потоку, що обтікає ділянку лопаті. При негативній крутці лопаті зі збільшенням відносного радіусу кут установки перерізу та кут атаки зменшуються, а швидкість потоку підвищується. У зв'язку з цим для спрощення розрахунків середнє значення c_{xp} можна приймати за таблицею 10.1 для числа M та кута атаки α відповідних розрахунковому перерізу лопаті

						Арк.
						95
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

на відносному радіусі $r_{07} = 0,7$. Кут атаки α у розрахунковому перерізі на r_{07} обчислюється за формулою (10.8) для кожного обраного значення кута установки лопатей φ_{07} при зміні кроку гвинта.

Коефіцієнт індуктивних втрат моменту, що крутить, m_i розраховується за формулою

$$m_i = \int \sigma(r) \cdot c_y(r) \cdot \bar{v}_1(r) \cdot dr .$$

Коефіцієнт втрат крутного моменту $m_{вт}$ на аеродинамічний опір втулки та комлевих частин лопатей при відносному радіусі комлевого перерізу лопаті $r_0 = 0,2$ розраховується за емпіричною формулою

$$m_{вт} = 0,015 \cdot \sigma \cdot r_0^4 .$$

Для розрахунку сумарного коефіцієнта крутного моменту m_{Σ} при вибраному значенні кута установки лопат φ_{07} у дану формулу підставляються результати обчислень.

За значеннями коефіцієнта сили тяги T та коефіцієнта крутного моменту m_{Σ} виконується розрахунок відносного ККД гвинта, що несе, величина якого залежить від кута установки лопатей φ_{07} . Відносний ККД несучого гвинта η_0 обчислюється за формулою

$$\eta_0 = \frac{c_T^{1,5}}{2 \cdot m_{\Sigma}} .$$

Результати розрахунку значень коефіцієнта тяги T , коефіцієнта крутного моменту m_{Σ} і відносного ККД η_0 несучого гвинта представлений в таблиці 13.2.

Таблиця 13.2 – Результати розрахунку коефіцієнтів сили тяги C_T , крутного моменту m_{Σ} та відносного ККД η_0 гвинта, що несе

Кут установки лопатей φ_{07} градуси	Коефіцієнт тяги C_T	Коефіцієнт крутного моменту m_{Σ}	Відносний к.п.д. η_0
2	0,002073	0,000214	0,227

4	0,004467	0,000324	0,461
6	0,007398	0,0005237	0,607
8	0,011	0,0008066	0,678
10	0,014	0,001167	0,712
12	0,018	0,0016	0,729
14	0,021	0,002134	0,726
16	0,025	0,002815	0,703
18	0,029	0,003648	0,601

Деформації та напруження у лопаті несучого гвинта, розраховані у програмному пакеті «Ansis»:

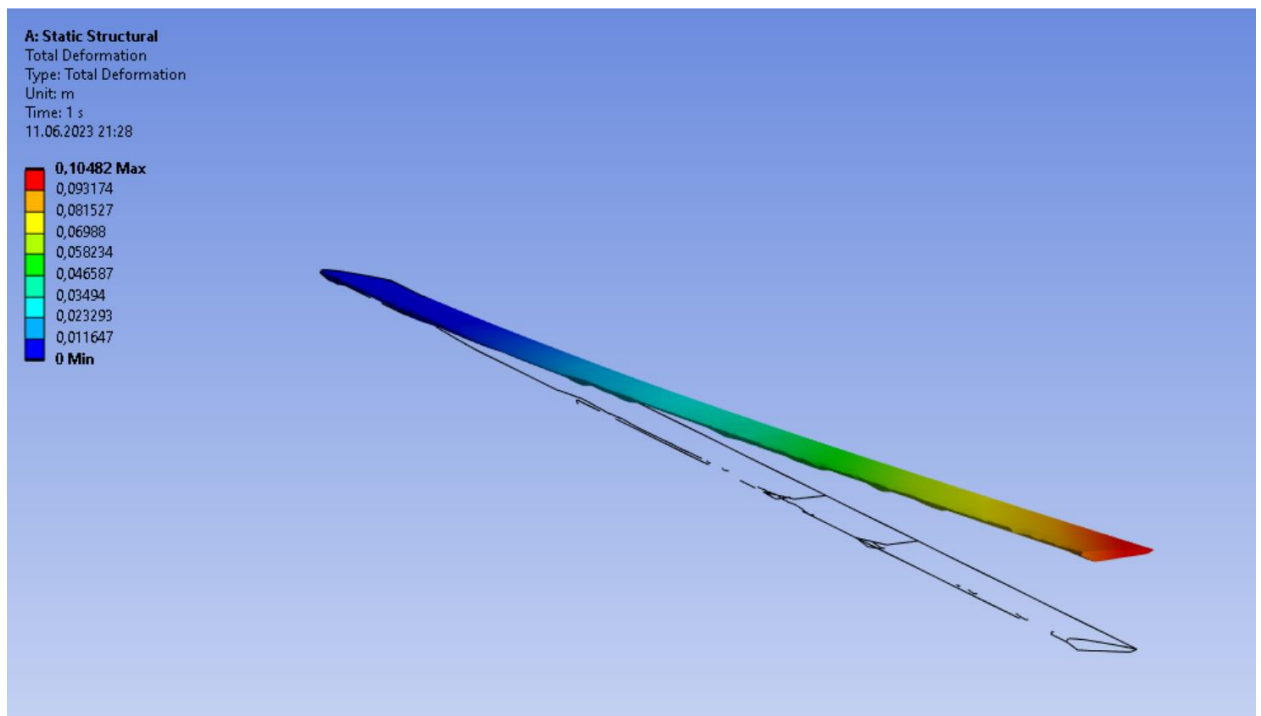


Рис. 12.2 Деформації лопаті гвинта

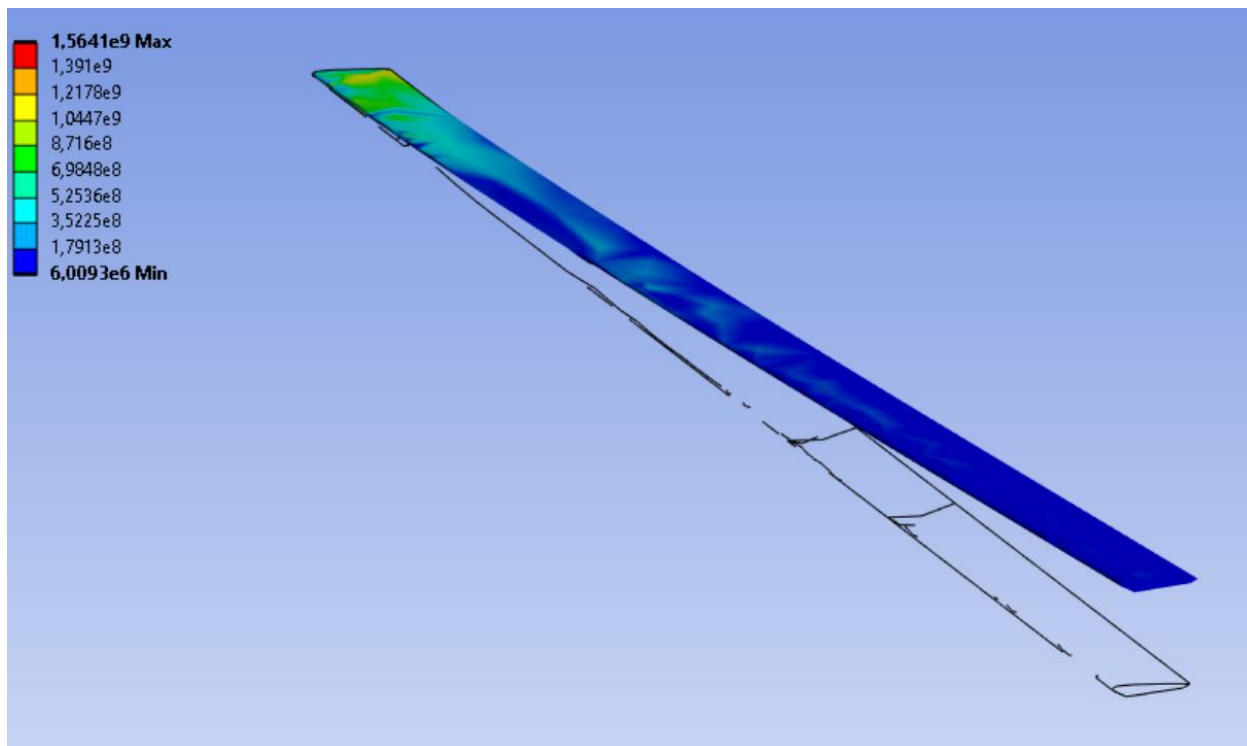


Рис.12.3 Напруження у лопаті гвинта

Висновок: в розділі 12 була розрахована поляра несучого гвинта вертольота, а також розраховані деформації та напруження у лопаті.

13 Оцінка льотно-технічних характеристик вертольоту

Таблиця 13.1 - Літно-технічні характеристики вертольоту, що подаються на кресленні загального виду

Характеристика	Од. змін.	норм.	Макс.
Екіпаж	чол.		1
Максимальна кількість пасажирів	чол.		1
Маса вантажу, що перевозиться	кг		150
- усередині вантажної кабіни			
- на зовнішній підвісці			

Маса порожнього вертольоту	кг	498	
Злітна маса вертольоту	кг	650	650
Максимальна швидкість приладу на висоті 500 м	км/год	195	195
Крейсерська швидкість приладу на висоті 500 м	км/год	180	180
Статична стеія поза впливом землі	м	204	204
Динамічна стеія	м	198	198
Маса палива	кг	65,7	
Дальність польоту	км	340	355

Висновок: в розділі 13 переаховані льотно-технічні параметри вертольоту.

						Арк.
						99
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

Висновок

В розділі 1 буди оглянуті основні переваги та недоліки надлегких вертольотів, описані сфери їх застосування.

В розділі 2 були оглянуті деякі вже існуючі надлегкі вертольоти (аналоги).

В розділі 3 була оглянута аеродинаміка несучого гвинта вертольота, описані його різновиди, режими роботи, а також вказані формули та методи розрахунку аеродинамічних та геометричних параметрів несучого гвинта.

в 4 розділі була описана загальна методологія проектування, її етапи та розділи які виконуються при проектуванні.

В 5 розділі розраховані такі характеристики фюзеляжу:

- довжина фюзеляжу: 4,7 м.
- форма поперечного перерізу фюзеляжу - заокруглена, найбільші значення його ширини та висоти: 2,5 м та 2,3 м відповідно.
- площа поперечного міделевого перерізу фюзеляжу: 5,43 м²
- кількість пасажирів: 1.

в розділі 6 були розраховані коефіцієнти лобового опору основних частин вертольота, та зведені у табл. 6.2 .

в розділі 7 були розраховані геометричні параметри несучого гвинта вертольота, а також задана злітна маса вертольота для подальшого розрахунку конструкції.

в розділі 8 була розрахована необхідна потужність рухових установок вертольота: $N_{дв} = 4,12 \times 105 \text{ Вт}$.

в розділі 9 була розрахована маса палива $m_{тн} = 55,33 \text{ кг}$.

в розділі 10 були розраховані маси основних агрегатів гелікоптеру:

Маса лопатей – 64 кг;

Втулка несучого гвинта: 25 кг;

Система бустерного керування – 15,7 кг;

Маса системи ручного керування – 28,51 кг;

						Арк.
						100
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

Маса головного редуктора – 58,3 кг;

Маса лопатей та втулки рульового гвинта – 27, 98 кг;

Маса двигуна – 53,8 кг;

Маса фюзеляжу – 114,34 кг;

Маса паливної системи – 5,87 кг;

Маса шасі – 15 кг;

Маса електроустаткування – 3,8 кг;

Маса бортового устаткування – 12,47 кг;

в розділі 11 були розраховані геометричні розміри гвинта, а також аеродинамічні коефіцієнти та кути крутки лопаті.

в розділі 12 була розрахована поляра несучого гвинта вертольота, а також розраховані деформації та напруження у лопаті.

в розділі 13 переаховані льотно-технічні параметри вертольоту.

						Арк.
						101
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

Література

1. ОСНОВИ АЕРОДИНАМІКИ ТА ДИНАМІКИ ПОЛЬОТУ Тягній В. Г., Ємець В. В. Міністерство внутрішніх справ України, Харківський національний університет внутрішніх справ, Кременчуцький льотний коледж, Харків, 2023
2. Розрахунок параметрів вертольота на етапі попереднього проектування: навчальний посібник/В. Д. Проскурін; Оренбурзька держ. ун-т. - Оренбург: ОГУ, 2014. - 199 с.
3. Аеродинаміка літальних апаратів : навч. посіб. / О. О. Бурсала. А. Г. Зінченко, Є. Ю. Іленко та ін. – Харків : ХУПС, 2015. – 333 с.
4. Котельніков Г. Н. Аеродинаміка літальних апаратів : підручник / Г. Н. Котельніков, О. В. Мамлюк. – Київ : Вища шк., 2002. – 255 с.
5. Авіаційні правила. Частина 27 (АП-27). Норми льотної придатності гвинтокрилих апаратів нормальної категорії [Текст]. - М.: Міждержавний авіаційний комітет, 2000. - 102 с
6. ГОСТ 19340-91 Дошки приладові кабін вертольотів. Вимоги до компонування та встановлення приладових дощок льотчиків. - Введ. 1992-07-01. - М.: Вид-во стандартів, 1991. - 16 с.
7. Юр'єв, Б. Н. Аеродинамічний розрахунок вертольотів [Текст]: навч. для вузів/Б. Н. Юр'єв. - М.: Держ. вид-во оборон. пром., 1956. - 560 с.
8. Вільдгрубе, Л. С. Вертольоти. Розрахунок інтегральних аеродинамічних характеристик та льотно-технічних даних [Текст]/Л. С. Вільдгрубе. - М.: Машинобудування, 1977. - 152 с.
9. Тищенко, М. Н. Вертольоти. Вибір параметрів при проектуванні [Текст]/М. М. Тищенко, А. В. Некрасов, А. С. Радін. - М.: Машинобудування, 1976. - 368 с.

						Арк.
						102
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		