

Лекція № 1

ПОПЕРЕДНІЙ ВИГЛЯД ВЕРТОЛЬОТА І ВИБІР ЙОГО ПАРАМЕТРІВ

1. ВИБІР І ОБГРУНТУВАННЯ СХЕМИ ВЕРТОЛЬОТА

Розглянемо основні аеродинамічні схеми гвинтокрилих ЛА, що здійснюють вертикальний зліт і посадку за допомогою несучих повітряних гвинтів – вертольотів, гвинтокрилів, конвертопланів. Більшість вертольотів має механічний привід несучого гвинта (НГ), коли при створенні тяги на нього діє реактивний момент, рівний моменту, що крутить, і прагне розгорнути корпус у напрямку, зворотному напрямку обертання. Компенсація реактивного моменту у одногвинтових вертольотів здійснюється за допомогою різних кермових пристроїв, у двогвинтових і багатогвинтових - шляхом врівноважування гвинтів, що обертаються в протилежному напрямку або завдяки нахилу їх осей обертання. На вертольотах з реактивним приводом несучого гвинта реактивний момент дорівнює нулю, оскільки сили опору лопатей врівноважуються тягою реактивних двигунів або інших пристроїв, встановлених на кінцях лопатей.

Вибір схеми залежить від призначення вертольота, його льотно-технічних та експлуатаційних характеристик, від розвитку техніки в період створення вертольота, а також від технічного рівня проектування в даному КБ. При розробці вертольота конкретної схеми часто виявляється, що створені різними фірмами під одне завдання вертольоти різних схем мають близькі льотно-технічні характеристики, і при цьому кожна схема має переваги на певних режимах польоту. Слід також враховувати, що вертоліт у більшості випадків є багаторежимним та багатофункціональним ЛА, тому вибір його схеми є комплексним багатокритеріальним завданням.

1.1. ОДНОГВИНТОВА СХЕМА З РУЛЬОВИМ ПРИСТРОЮ

За цією схемою через її компактність, простоту трансмісії та інші переваги побудовано найбільшу кількість вертольотів у світі.

У цій схемі (табл. 1) реактивний момент, що обертає, врівноважується моментом, створюваним тягою рульового гвинта (РГ), встановленого на хвостовій балці. На привід кермового гвинта витрачається 8...15% потужності, що витрачається на обертання НГ.

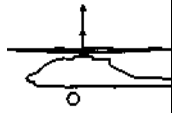

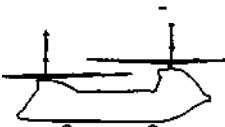

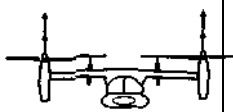


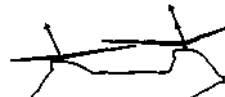



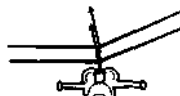





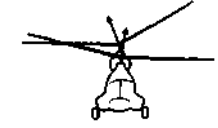

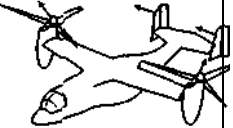


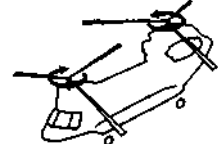

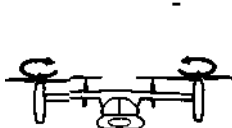
Основні типи кермових пристроїв можна розділити на:

- що використовують тяги кермових гвинтів, встановлені в поздовжній площині, або повітряного гвинта, встановленого на крилах;
- створюють аеродинамічну силу в індуктивному потоці, що відкидається несучим гвинтом;
- з дефлекторами, що відхиляють потік повітряного гвинта, встановленого в хвостовій частині фюзеляжу;
- що створюють реактивну силу струменя, що висується вбік із сопла на кінці хвостової балки.

Рульовий гвинт виконаний зазвичай штовхає по відношенню до кіля з метою зменшення втрат тяги на обдування на "моторних" режимах роботи НГ, коли потужність підводиться до його валу. На режимі авторотації, коли з НГ знімається невелика потужність, потяг РГ змінює знак. Для зменшення довжини хвостової балки і габаритних розмірів вертольота навантаження на площу РГ, що ометається, зазвичай вище, ніж у НГ майже вдвічі.

Таблиця 1

Принципи управління та балансування вертольотів та конвертоплану

Тип управління та балансування	СХЕМА ВЕРТОЛЬОТА				Конвертоплан з поворотними гвинтами
	Одногвинтова з кермовим гвинтом	Двогвинтова співвісна	Двогвинтова поздовжня	Двогвинтова поперечна	
Керування по висоті					
Поздовжнє керування					
Поперечне керування					
Шляхове керування					
Принцип врівноважування реактивного крутного моменту					

Рульовий гвинт також забезпечує колійне керування та колійну стійкість вертольота. У горизонтальному польоті реактивний момент може врівноважуватись несиметричним кілем, що має кут заклинення, а також шайбами, що встановлюються на кінцях стабілізатора під кутом заклинення по відношенню до поздовжньої осі вертольота. Кіль та шайби забезпечують колійну стійкість вертольота у горизонтальному польоті. Установка кіля та шайб дозволяє розвантажити кермовий гвинт, підвищити його ресурс, а завдяки зниженню опору зменшити витрату палива в польоті.

Лопаті РГ, що обертаються, близько розташовані від поверхні землі, становлять підвищену небезпеку для обслуговуючого персоналу і можуть стати причиною аварій і поломок лопатей при польоті поблизу перешкод і експлуатації на майданчиках обмежених розмірів.

Цей недолік відсутня у кермового пристрою *фенестрону*, що складається з багатолопатевого гвинта, розташованого в профільованому кільцевому каналі кіля (рис.1). Кіль захищає від пошкоджень лопаті гвинта. Бічна сила, що врівноважує реактивний момент, створюється тягами гвинта і кільця внаслідок розрідження, що виникає на поверхні, а також бічною силою несиметричного кіля в горизонтальному польоті.

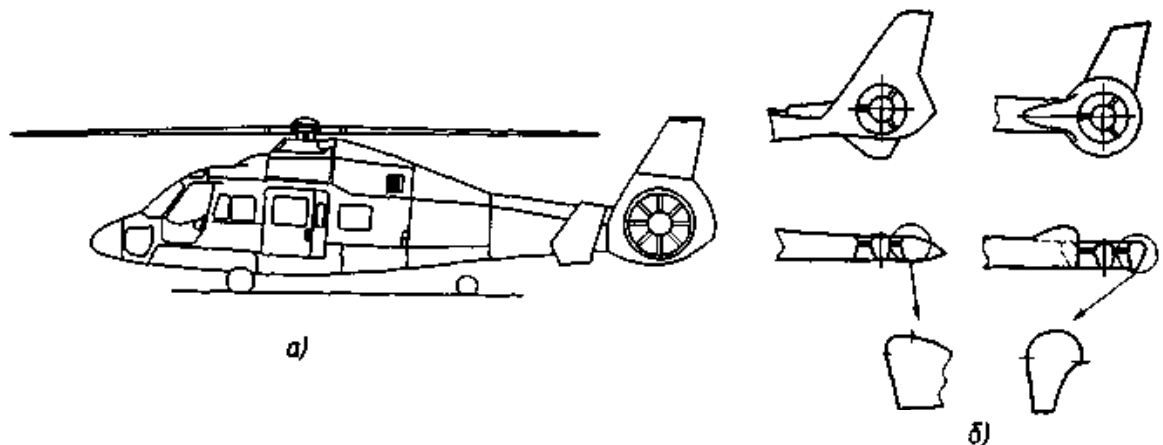


Рис. 1. Вертоліт Ка-60 та різні форми колектора вхідного пристрою фенестрону

Діаметр фенестрона менший за діаметр традиційного рульового гвинта, що дозволяє зменшити передатне число хвостового редуктора, а отже, масу трансмісії. При цьому відпадає необхідність у проміжному кутовому редукторі, що також знижує масу.

На режимі висіння при зменшенні діаметра гвинта на привід фенестрона потрібна більша потужність, ніж на кермовий гвинт. У горизонтальному польоті витрати можуть бути меншими на кілька відсотків або такими, як у рульового гвинта. Розвинений за площею кіль фенестрона дозволяє у разі виходу з ладу хвостової трансмісії або гвинта фенестрону здійснювати горизонтальний політ та посадку вертольота з невеликим кутом ковзання.

Вперше фенестрон був застосований на вертольоті SA-341 «Газель» фірми Аеропасьяль (Франція), а потім на вертольотах SA-360 та SA-365. В даний час фенестрони встановлені на вертольотах фірми Єврокоптер, на гелікоптері RAH-66 «Команч» спільного виробництва фірм «Сікорський» та «Боїнг», а також на російському гелікоптері Ка-60 фірми «Камов» (див. рис. 1, а).

Гвинти фенестрону мають більшу кількість лопатей $K_L = 9...13$, ніж кермові гвинти, що знижує рівень вібрацій, що передаються на хвостову балку та підвищує «живучість» гвинта при пошкодженні лопатей.

Аеродинамічне компонування фенестрону вибирають таким, щоб верхня поверхня кіля, що виконується несиметричною з кутом заклинення, створювала (в горизонтальному польоті) бічну силу, необхідну для повної компенсації реактивного моменту на крейсерському режимі польоту. У цьому гвинт фенестрона мало створює тяги. Нижня частина кіля виконує функції захисного пристрою під час удару об землю.

Форма колектора вхідного пристрою може виконуватися врівень з поверхнею кіля (див. рис. 1 б) з метою зменшення його опору в горизонтальному польоті або виступати за поверхню кіля для реалізації більшої сили тяги, що розвивається кільцем на режимі висіння. В останньому випадку на режимі горизонтального польоту опір фенестрону буде більшим через зрив потоку в хвостовій частині. На деяких вертольотах (Белл-400) фенестрон являє собою тороподібний захисний пристрій хвостового гвинта з кілем: пристрій частково зберігає функції фенестрону, а також простоту та переваги кермового гвинта, що має менші витрати потужності на режимі висіння через більший діаметр.

Фенестрон встановлюють на вертольотах злітною масою до 6 т. Для гелікоптерів більшою злітною масою застосування фенестрону з енергетичної точки зору стає недоцільним.

Кермовий пристрій типу NOTAR (No Tail Rotor – без хвостового гвинта) забезпечує врівноваження реактивного моменту завдяки бічній аеродинамічній силі, що виникає на хвостовій балці, а також реактивній силі повітря, що видується з бокових сопел, розташованих у кінцевій частині хвостової балки (рис. 2).

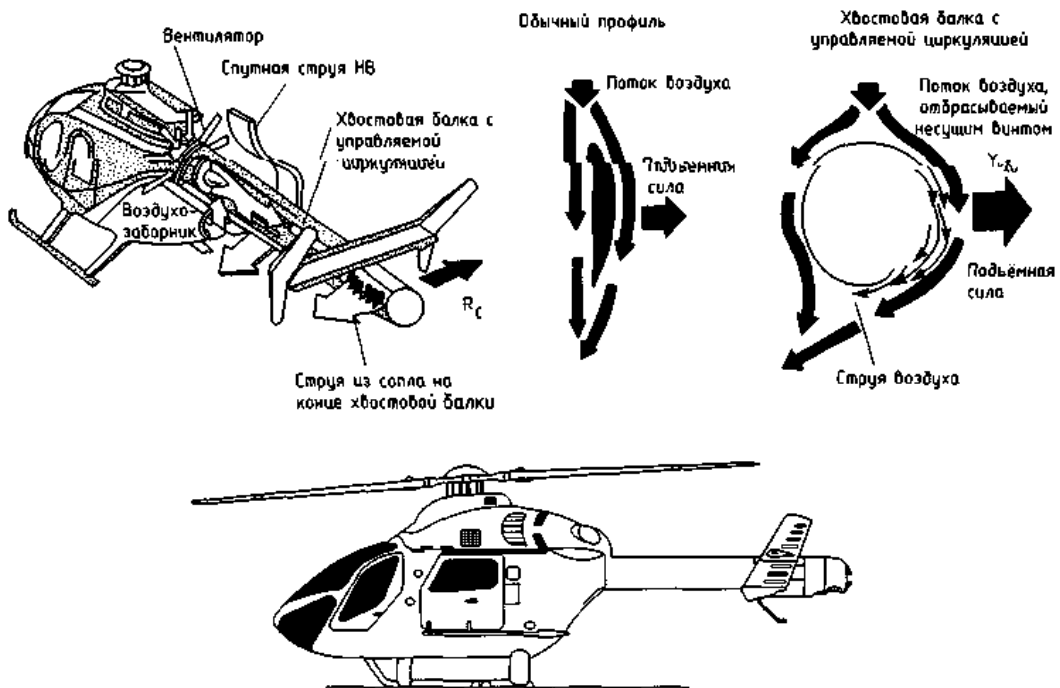


Рис. 2. Принципова схема роботи рульового пристрою типу NOTAR та вертоліт фірми Макдоннел-Дуглас MD 900 із системою NOTAR

У такій системі повітря, що нагнітається в хвостову балку за допомогою вентилятора, видувається через одне або два щілинних сопла, розташованих уздовж хвостової балки, а також через бічні сопла в кінці хвостової балки. На хвостовій балці, що обдувається потоком від НГ, виникає аеродинамічна сила $Y_{хб}$, яка разом з реактивною силою бокового сопла R_c врівноважує реактивний момент на валу НГ. Зміною витрати повітря через бічні сопла здійснюється колійне керування. Шляхова стійкість забезпечується за допомогою кільових поверхонь.

Перевага системи NOTAR полягає у відсутності рознесених мас на кінці хвостової балки, зменшенні моменту інерції щодо осі обертання НГ та поперечної осі, спрощенні конструкції, збільшенні вагової віддачі, зменшенні опору в польоті, а також підвищенні безпеки.

Разом з тим, така система вимагає великих витрат потужності на врівноваження реактивного моменту, особливо на режимі висіння (до 17 %). Система NOTAR вперше була випробувана фірмою Хьюз на гелікоптері Хьюз-500 і надалі застосовується на гелікоптері MD-520N фірми Макдоннел-Дуглас, що серійно випускається з 1991 р., а також на гелікоптерах MD-600N і MD-900.

Врівноваження реактивного моменту тільки за допомогою реактивної сили повітря, що видується, вимагає великих витрат потужності (до 20...35 % необхідної для роботи НГ).

Трансмiсія вертольота одногвинтової схеми відносно проста і включає проміжний редуктор двигуна, вал, що передає потужність до головного редуктора, головний редуктор, а також хвостовий вал, що передає потужність до кермового пристрою різного типу. На сучасних гелікоптерах зазвичай застосовують турбувальні двигуни, а на легких гелікоптерах - і поршневі. Передатне відношення головного редуктора зростає із збільшенням маси вертольота та радіусу його НГ.

Головні редуктори середніх та важких гелікоптерів у більшості випадків мають планетарні щаблі. Частоту обертання хвостових валів вибирають по можливості більшою для зменшення їхньої маси.

Управління одногвинтовим вертольотом, за винятком колійного, здійснюється несучим гвинтом за допомогою автомата перекоосу, що дозволяє змінювати кут установки у всіх лопатей одночасно – загальний крок (ЗК), або циклічно по першій гармоніці – циклічний крок (ЦК). За допомогою циклічного кроку конус, що описується лопатями НГ, і тяга НГ нахилиються в потрібному напрямку, і при цьому створюється момент, що управляє, щодо центру мас вертольота. Крім того, на втулці створюється момент того ж знака, пропорційний рознесенню осей горизонтальних шарнірів.

Управління по висоті (вертикалі) здійснюється за допомогою ЗК (див. табл.1) за допомогою ручки ЗК, що одночасно дозволяє змінювати потужність двигуна. Поздовжнє керування (по куту тангажу) здійснюється нахилом тяги в поздовжній площині, а поперечне (по куту крену) – у поперечній площині за допомогою ручки, пов'язаної з ЦК. Шляхове керування здійснюється зміною тяги РГ або іншого кермового пристрою за допомогою педалей.

Особливість управління гелікоптером полягає в наявності перехресних зв'язків, коли вплив на один орган управління вимагає одночасно на інші. Так, за зміни тяги НГ з допомогою ручки ЗК одночасно змінюється реактивний момент. Для його врівноважування необхідно відхилити педаль для зміни ЗК хвостового гвинта та його тяги, яку, у свою чергу, слід врівноважувати відхиленням ручки ЦК убік та нахилом тяги НГ.

Балансування вертольота здійснюється за допомогою ЦК за допомогою автомата перекосу, кут нахилу якого має конструктивні обмеження. Тому діапазон зміни центрувань вертольота одногвинтової схеми обмежений. Для розширення діапазону центровок на деяких вертольотах площина обертання РГ нахилена щодо поздовжньої осі вертольота, завдяки чому з'являється спрямована вгору складова хвостового гвинта. Пілотування вертольота у цьому випадку проводиться із застосуванням автопілота. Система керування одногвинтового вертольота найбільш проста порівняно із системами керування вертольотів інших схем.

Для розвантаження НГ у горизонтальному польоті на гелікоптерах одногвинтової схеми можуть встановлюватися крила, які на бойових гелікоптерах служать також для підвіски озброєння. На режимах висіння та польоту з малими швидкостями крило, що обдувається потоком від НГ, зумовлює втрати тяги.

Вертольоти одногвинтової схеми мають менший аеродинамічний опір порівняно з гелікоптерами інших схем завдяки можливості реалізувати обтічну форму фюзеляжу, малому опору втулки, можливості капотування автомата перекосу і валу НГ. НГ працює у вільному потоці, як це відбувається у двогвинтових схемах. Втрати тяги на обдування фюзеляжу на режимі висіння в порівнянні з двогвинтовими вертольотами поздовжньої і поперечної схем менше, оскільки фюзеляж знаходиться в області обдування на невеликих радіусах від осі НГ, де індуктивні швидкості, що відкидаються НГ і зростають зі зростанням радіуса, ще невеликі.

Навантаження, створювані масою корисного навантаження, що розташовується у фюзеляжі, передаються до НГ найбільш коротким шляхом, чим забезпечується висока жорсткість конструкції і менша схильність автоколивань різного виду. Рівень вібрацій, що передаються від НГ до фюзеляжу, залежить від кількості лопатей та зменшується зі зростанням їхньої кількості.

За одногвинтовою схемою будують вертольоти різних вагових категорій – від надлегких до важких. В даний час найбільш вантажопідйомним у світі серійним вертольотом є вертоліт Ми-26 (рис. 3), здатний перевозити вантажі масою 20 т. Вертольоту Ми-26 належить світовий рекорд підняття вантажу масою 25111 кг на висоту 2000 м, встановлений у 1982 році. Світовий рекорд швидкості належить одногвинтовому гелікоптеру «Лінкс» фірми Вестленд (Великобританія) і становить 400,87 км/год. Гелікоптери одногвинтової схеми мають різне призначення, їх застосовують як у цивільних, так і у військових областях.

1.2. ДВОГВИНТОВІ СХЕМИ

Двогвинтова співвісна схема. У такій схемі тяга створюється двома НГ, що обертаються в протилежних напрямках, завдяки чому відбувається врівноваження реактивних моментів, що обертають (див. рис. 4). Тому на гелікоптері співвісної схеми на відміну від гелікоптерів одногвинтової схеми відсутні втрати *потужності на привод рульового пристрою*.

Трансмісія співвісного вертольота має найменшу кількість елементів у порівнянні з іншими схемами та найбільш компактна. Потужність від одного або двох двигунів через проміжні вали і один головний редуктор передається двом гвинтам, що синхронно обертаються. Вал верхнього гвинта проходить усередині нижнього валу. Для запобігання схльостування лопатей верхній гвинт зазвичай має перевищення над нижнім

$$\Delta y = 0,2R,$$

де R - радіус НГ.

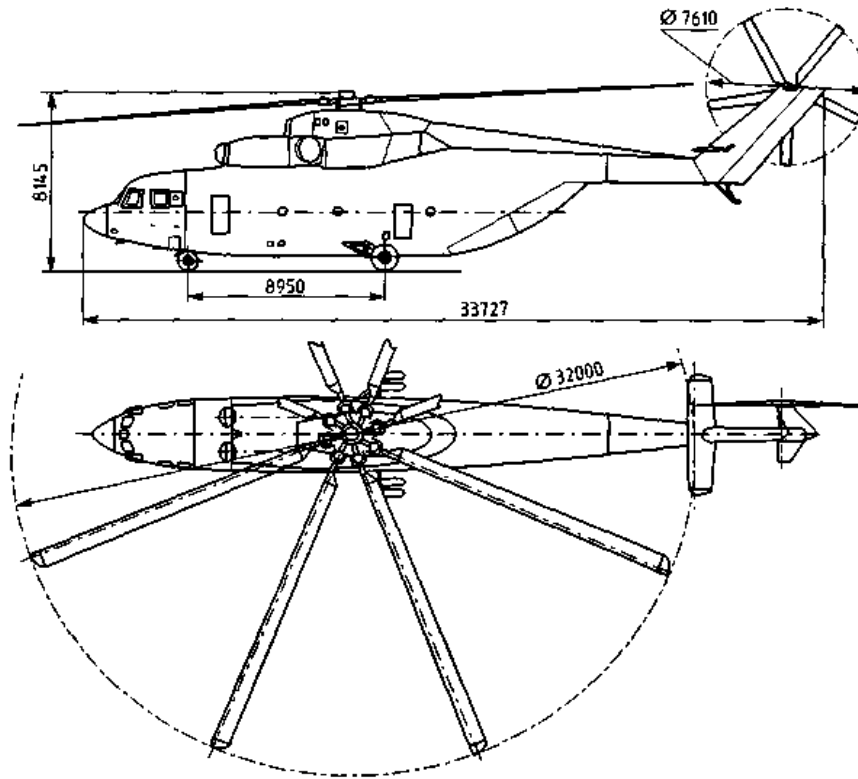


Рис. 3. Вертоліт Ми-26

Особливості управління співвісного вертольота обумовлені меншими, ніж у одногвинтового вертольота, моментами інерції щодо осі обертання та поперечної осі, що проходить через центр тяжкості вертольота, через відсутність розташованих на кінці хвостової балки рульового гвинта та редукторів, а також інших елементів. Співвісна схема аеродинамічно симетрична. Тому в управлінні менше перехресних зв'язків, ніж у одногвинтовій схемі. Управління забезпечується автоматами перекосу на кожному з гвинтів, пристроями, що узгоджують їхню роботу, а також кермами напрямку, розташованими на кілі або на шайбах.

Управління по висоті здійснюється одночасною зміною тяги двох гвинтів за допомогою загального кроку (див. табл. 1). Поздовжнє та поперечне управління здійснюється також одночасним нахилом тяг верхнього та нижніх гвинтів за допомогою циклічного кроку відповідно в поздовжній та поперечній площині. Ефективність поздовжнього та поперечного управління порівняно з одногвинтовою схемою вище завдяки виносу верхнього гвинта.

Шляхове управління забезпечується за допомогою диференціального кроку, коли на одному гвинті загальний крок лопатей зменшується, а на іншому – збільшується. При цьому сумарна тяга гвинтів зберігається незмінною, а з'являється різницевий реактивний момент, що обертає, під дією якого вертоліт розгортається в потрібному напрямку. Одночасно відбувається відхилення кермів напрямку, розташованих на кілі або шайбах і створюють момент того ж напрямку, що і на гвинтах у разі передачі потужності на гвинти від двигунів. На режимі

авторотації, коли двигуни не працюють, гвинти обертаються за рахунок енергії потоку, що набігає, і з них знімається невелика потужність. У цьому випадку момент, що управляє, на гвинтах змінює знак, і колійне управління забезпечується тільки шляхом відхилення кермів напрямку.

Рознесення по висоті гвинтів на режимі висіння покращує характеристики співвісного гвинта в порівнянні з характеристиками одиночного гвинта подвійного заповнення (тобто мають таку ж кількість лопатей, що і співвісний), оскільки у створенні сили тяги співвісного гвинта бере участь велика маса повітря. Це обумовлено тим, що повітряний струмінь від верхнього гвинта, досягаючи площини нижнього гвинта, має підтиснення, і повітря підсмоктується додатково нижнім гвинтом через бічну поверхню.

Зазначений ефект призводить до зменшення індуктивної складової потужності, що витрачається на обертання співвісного гвинта. Ця властивість у поєднанні з відсутністю витрат потужності на врівноваження реактивного крутного моменту дозволяє співвісному вертольоту в порівнянні з одногвинтовим мати більший надлишок потужності на режимі висіння і вертикального польоту і, як наслідок, більшу статичну стелю, а отже, вертикальну швидкість.

На бойових гелікоптерах співвісної схеми так само, як і на одногвинтових гелікоптерах, встановлюються невеликі крила, які розвантажують НГ в польоті і служать для підвіски озброєння.

Вертоліт співвісної схеми має знижений рівень вібрацій, що передається від гвинтів до фюзеляжу, оскільки амплітуда прохідних гармонік обернено пропорційна числу лопатей, а на більшості співвісних вертольотів число лопатей дорівнює шести.

Вертоліт співвісної схеми, як і одногвинтовий, відрізняється компактністю, жорсткістю конструкції, меншою можливістю виникнення резонансних коливань, оскільки навантаження від мас, розташованих у фюзеляжі, передаються до НГ коротким шляхом.

У горизонтальному польоті рознесення гвинтів створює ефект біпланної коробки крил, коли негативний індуктивний вплив верхнього гвинта на нижній і, навпаки, нижнього на верхній зменшується, що призводить до зниження втрат потужності, у фюзеляжі співвісних гелікоптерів можна забезпечити малий опір, чому сприяє відсутність рульового гвинта. Разом з тим елементи системи управління, що знаходяться в потоці (часто являють собою циліндричні тіла), а також вал верхнього гвинта мають великий аеродинамічний опір. Капотування цих елементів з метою зменшення опору утруднено.

Співвісна схема в порівнянні з іншими має малі розміри фюзеляжу через відносно коротку хвостову балку, на якій розташовується вертикальне оперення (ВО) з кермами напрямку і горизонтальне оперення (ГО) у вигляді стабілізатора, що не відхиляється в польоті.

Малі габаритні розміри співвісного вертольота зумовили його застосування як корабельного, для посадки та розміщення якого потрібні невеликі площі на палубі та в трюмі. При забезпеченні складання лопатей їх мають уздовж хвостової балки, необхідність складання якої, як на одногвинтовому гелікоптері, відсутня.

Помітні переваги вертоліт співвісної схеми має під час виконання кранових робіт. У Росії використаний на озброєння одномісний бойовий вертоліт співвісної схеми Ка-50 (рис. 4).

Розроблено модифікації цього вертольота.

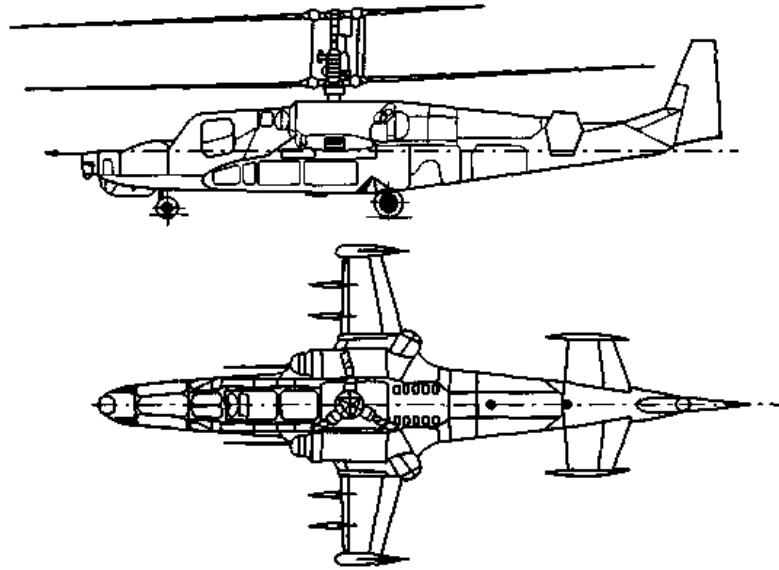


Рис. 4. Вертоліт Ка-50

Завдяки компактності та іншим перевагам за співвісною схемою будуються вертольоти, що дистанційно пілотуються.

На фірмі «Сікорський» (США) побудовано та випробувано експериментальний вертоліт S-69 співвісної схеми за концепцією ABC (випереджальної лопаті). У створенні тяги кожному з гвинтів беруть участь лише «лопати, що наступають», тобто лопаті, що працюють у сумі швидкостей. Лопаті мають жорстке кріплення до втулки. Виникаючі в польоті на кожному гвинті моменти крену врівноважуються. На гвинтах відсутні горизонтальні та вертикальні шарніри. Практична відсутність махового руху знімає обмеження швидкості польоту, обумовлені зривом потоку на лопаті, що відступає, при шарнірному кріпленні лопатей. На вертольоті S-69 з додатковими двигунами його швидкість $V_{\max} = 450$ км/год.

Двогвинтова поздовжня схема. У такій схемі реактивні моменти, що обертають, врівноважуються на обертових в протилежних напрямках двох НГ, розташованих на поздовжній осі фюзеляжу один за одним (див. табл. 1).

У поздовжній схемі гвинти можуть обертатися в одному напрямку, а реактивні моменти врівноважуватися завдяки нахилу осей обертання гвинтів і проекції тяги гвинтів, що з'являється при цьому, на площину обертання.

Гвинти з'єднані синхронізуючим валом, який, залежно від схеми розташування двигунів, має різне навантаження. У разі «модульної» гвинтомоторної установки, коли кожен модуль складається з НГ, редуктора та двигуна, через синхронізуючий вал передається різницева потужність, що передається гвинтами. При розташуванні двигунів у хвостовій частині фюзеляжу через вал, що синхронізує, постійно передається потужність до переднього гвинта.

Управління вертольотом по висоті забезпечується за допомогою ЗК одночасною зміною тяг двох гвинтів.

Поздовжнє управління може здійснюватися, як на одногвинтовій схемі, за допомогою ЦК нахилом тяг гвинтів або диференційною зміною ЗК переднього і заднього гвинтів, що більш ефективно, оскільки рознесення гвинтів по горизонталі забезпечує створення великого моменту, що управляє. При забезпеченні

поздовжнього керування за допомогою диференційного ЗК розширюється діапазон зміни поздовжнього центрування (положення центру мас вертольота).

Поперечне управління проводиться за допомогою ЦК двох гвинтів одночасним нахилом тяг, а колійне також за допомогою ЦК, але диференційно, коли тяги гвинтів нахилиються в різні боки, а горизонтальні проекції тяг на плечі, що дорівнює відстані між гвинтами, створюють момент, що управляє.

Поздовжня схема є аеродинамічно несиметричною. У горизонтальному польоті вихровий слід від переднього гвинта проходить близько від площини заднього гвинта, і лопаті останнього працюють у додатковому полі індуктивних швидкостей, спрямованих вниз, що призводить до збільшення їх опору, а, отже, потужності, що споживається заднім гвинтом.

Для зменшення несприятливого впливу переднього НГ на задній останній піднімають по відношенню до переднього на величину $y \approx 0,2R$. Крім того, для вирівнювання в горизонтальному польоті обертових моментів осі гвинтів «розвалюють»: вісь обертання переднього гвинта нахилиється вперед, а заднього – назад.

При появі ковзання вертольота вихровий слід переднього НГ відходить від площини заднього НГ убік, і негативний індуктивний вплив переднього НГ на задній зменшується, а, отже, знижується крутний момент заднього гвинта і з'являється різницевий реактивний момент, що повертає вертоліт у вихідне положення або розгортає його на ще більший кут ковзання, тобто виникає колійна нестійкість.

Велика інтерференція гвинтів поздовжнього вертольота, наявність перехресних зв'язків в управлінні вимагають застосування автоматичної системи керування, що реалізується на сучасних вертольотах.

Для зменшення довжини фюзеляжу та збільшення вагової віддачі вертольота гвинти мають перекриття, тобто площини дисків гвинтів перекриваються (рис. 5). Відносний ступінь перекриття вибирають так, щоб у зоні перекриття не відбулося зіткнення лопатей гвинтів, що обертаються у протилежних напрямках. Зі збільшенням числа лопатей ступінь перекриття зменшується. На режимі висіння перекриття гвинтів призводить до втрати тяги, яка для трилопатевого гвинта становить близько 4%. Втрати тяги на обдування фюзеляжу вертольота поздовжньої схеми дещо більше, ніж у одногвинтового та співвісного вертольотів, оскільки фюзеляж знаходиться в області великих індуктивних швидкостей.

У вертольота поздовжньої схеми вантаж, що перевозиться, розташовується в середині пружного фюзеляжу, і навантаження від нього передаються до гвинтів по більш довгому шляху, ніж у одногвинтового і співвісного вертольотів. Тому вертоліт поздовжньої схеми більшою мірою схильний до резонансних коливань, тим більше що рівень вібрацій, що передаються на фюзеляж від несучих гвинтів з меншою кількістю лопатей, вищий, ніж у одногвинтових і співвісних вертольотів. Для попередження вібрацій на гелікоптері поздовжньої схеми передбачаються спеціальні гасники коливань, демпферна підвіска крісел пілотів та інші заходи.

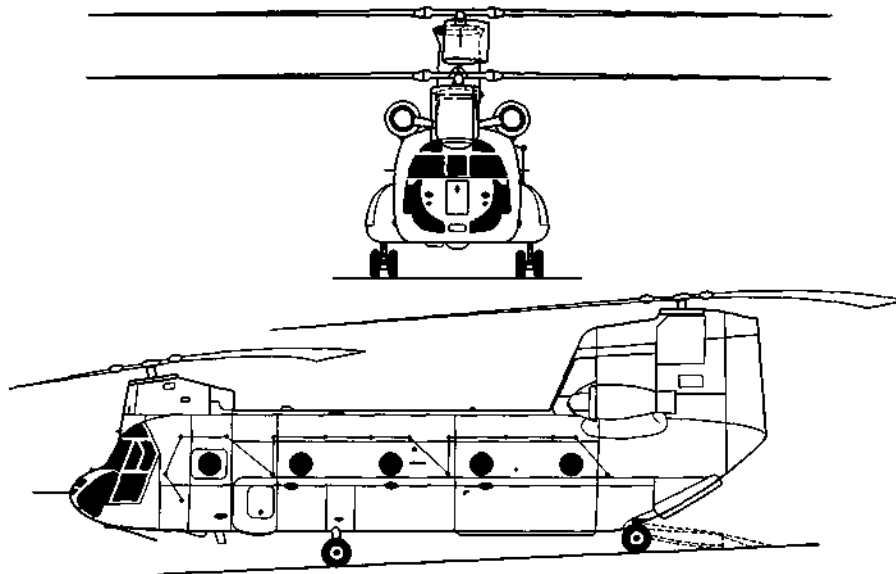


Рис. 5. Вертоліт СН-47 «Чинук»

Вертоліт поздовжньої схеми переважно використовують як транспортний, оскільки його об'ємний фюзеляж дозволяє розміщувати різні великогабаритні вантажі. Фірма «Боїнг» випускала гелікоптери СН-47 «Чинук» (рис. 5) різних модифікацій з 1962 р. злітною масою 15...22,5 т, які здатні перевозити вантажі як у кабіні, так і на зовнішній підвісі.

Двогвинтова поперечна схема. Поперечна схема вертольота, в якій НГ розташовані на поперечній осі щодо фюзеляжу, близька до схеми літака. У ній відсутні втрати потужності на компенсацію реактивного моменту, що обертає, оскільки моменти гвинтів, що обертаються в протилежних напрямках, автоматично врівноважуються (див. табл. 1). Схема відрізняється аеродинамічною симетрією та позитивною інтерференцією НГ. За такою схемою будували і випускали гелікоптери в Німеччині та СРСР.

Трансмісія вертольота складається з двох головних редукторів та валу, що синхронізує обертання НГ.

Управління висотою здійснюється за допомогою зміни ЗК двох НГ одночасно (див. табл. 1). Поздовжнє управління здійснюється так само, як і на одногвинтовому гелікоптері, за допомогою ЦК нахилом тяг НГ. Поперечне управління забезпечується диференційною зміною ЗК гвинтів, коли на одному НГ тяга зменшується, а на іншому НГ на ту ж величину збільшується і пара сил на плечі, що дорівнює відстані між гвинтами, створює керуючий момент крену. Такий спосіб поперечного управління ефективніший, ніж за допомогою ЦК двох гвинтів, коли відбувається нахил їх тяг.

Шляхове керування проводиться нахилом тяги одного з гвинтів НГ вперед, а іншого – назад за допомогою диференціального ЦК, а також відхиленням, як на літаку, кермів напрямку (див. табл. 1), ефективність яких визначається швидкістю горизонтального польоту.

У горизонтальному польоті кожен із гвинтів створює в площині сусіднього додатковий висхідний потік, що призводить до зниження потужності, що споживається гвинтами. Напрямок обертання гвинтів практично не впливає на цей

ефект, але істотно впливає на ефективність управління, яка вище при напрямку обертання типу «брас».

Перекриття гвинтів, яке, як і на гелікоптері поздовжньої схеми, робиться для зменшення відстані між гвинтами і маси конструкції вертольота, також призводить до невеликого збільшення витрат потужності на обертання гвинтів, оскільки в зоні перекриття відбувається збільшення індуктивної швидкості. Вертольоти поперечної схеми, що мають крило, на якому розташовуються гвинти, мають найбільші втрати на обдування на режимі висіння в порівнянні з іншими схемами, оскільки крило, що обдувається потоком від гвинта, обтікається зі зривом і має великий опір.

Для зменшення втрат на обдування на деяких вертольотах (Ми-12) крило мало зворотне звуження, тобто у місці, де індуктивна швидкість, що збільшується по радіусу, досягає максимуму, хорда крила, а отже, площа обдування зменшується (рис. 6).

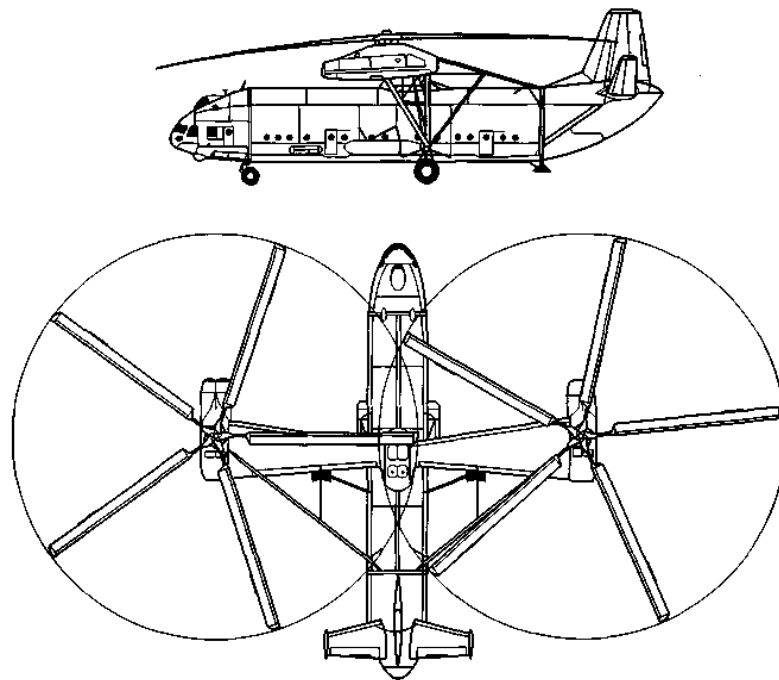


Рис. 6. Вертоліт Ми-12

Використання для кріплення гвинтів замість крил фермових конструкцій також зменшує втрати на обдування, але у горизонтальному польоті ферми створюють великий опір. Крило, як правило, також підкріплюється підкосами, що збільшують опір, тому гелікоптери поперечної схеми в порівнянні з іншими мають підвищений опір. У крейсерському польоті крило, створюючи підйомну силу, розвантажує несучі гвинти.

Конструкція вертольота поперечної схеми порівняно з одnogвинтовими та співвісними вертольотами має меншу жорсткість, оскільки навантаження від розміщених у фюзеляжі вантажів передаються до НГ довгим шляхом, включаючи фюзеляж, ферму (або крило з підкосами). Несучі гвинти розташовані на кінці досить довгих пружних ферм або балкових конструкцій, що зазнають деформації на вигин у двох площинах (вертикальній та горизонтальній), а також на кручення. Тому вертоліт поперечної схеми схильний до резонансних коливань, для

відбудови від яких потрібно забезпечення необхідної жорсткості кріплення НГ, застосування спеціальних демпферів, гасників коливань.

У 1967 р. в ОКБ М.Л. Міля був побудований найбільш вантажопідйомний у світі вертоліт Ми-12 (рис. 6) вантажопідйомністю до 40 т та злітною масою 97 т.

Двогвинтова схема з гвинтами, що перехрещуються. Така схема, також звана синхроптером, є граничним варіантом поперечної схеми, коли відстань між гвинтами зближена на мінімально можливу відстань. Осі двох протилежно обертових НГ мають кут розвалу близько 24° . Реактивний момент НГ врівноважується, але завдяки нахилу осей НГ з'являється незбалансований момент тангажу, який парується поздовжнім нахилом тяг НГ за допомогою циклічного кроку, а також стабілізатором. Щоб уникнути схльостування число лопатей зазвичай не перевищує двох. Така схема, як і співвісна, відрізняється компактністю, малими розмірами фюзеляжу, простотою і невеликою кількістю елементів трансмісії, в якій відсутні довгі вали, а момент, що обертає, від двигуна передається на вали двох НГ. Для запобігання схльостування лопатей в деяких схемах додатково встановлюють синхронізуючий вал, розташований безпосередньо між валами гвинтів.

Управління висотою здійснюється зміною ЗК двох гвинтів. Поздовжнє та поперечне управління забезпечується одночасним нахилом тяг двох НГ за допомогою циклічного кроку; колійне управління, як і в співвісній схемі, – диференційованою зміною ЗК гвинтів та відхиленням керма напряму.

Незважаючи на наявність перехресних зв'язків, гелікоптери мають гарну керованість. При великих кутах ковзання і нишпорення внаслідок інтерференції гвинтів відбувається їхнє розбалансування, коли реактивні моменти не врівноважуються, що призводить до недостатньої дорожньої стійкості. Для усунення цього явища вибирають досить велику площу вертикального оперення, а також вводять автоматичну систему стабілізації.

Компактність, відсутність довгої хвостової балки та малі розміри фюзеляжу забезпечують високу вагову віддачу вертольота з гвинтами, що перехрещуються. Нахил гвинтів призводить до меншої відстані між лопатями та поверхнею землі, що становить підвищену небезпеку для екіпажу та обслуговуючого персоналу. Для забезпечення безпеки гвинти піднімають на пілонах, що призводить до збільшення лобового опору та зниження вагової віддачі, а також можливості перекидання вертольота під час посадки на похилу поверхню.

Найбільших успіхів у виробництві синхроптерів досягла фірма «Каман», створена у 1953 р. на базі фірми «Келлет», яка розробила кілька досвідчених гелікоптерів. Фірма «Каман» серійно випускала гелікоптери К-600 (НН-43) та їх модифікації. Відмінні риси вертольота – компактність, малі розміри, відсутність витрат на врівноваження крутного моменту, висока вагова віддача, зумовили застосування їх як корабельних вертольотів, а також вертольотів, що виконують кранові роботи при польоті з відносно невеликою швидкістю.

Конструктивні особливості, що полягають в обмеженій (не більше двох) кількості лопатей, щоб уникнути їх схльостування, а також у нахилі осей гвинтів, завдяки чому лопаті наближаються до поверхні землі, обмежують збільшення маси вертольота такої схеми до 5 т. З 1991 р. фірма «Каман» будує вертоліт К-МАКС злітною масою 5215 кг (рис. 7). Вертоліт призначений для перевезення вантажів на зовнішній підвісі та виконання монтажних робіт.

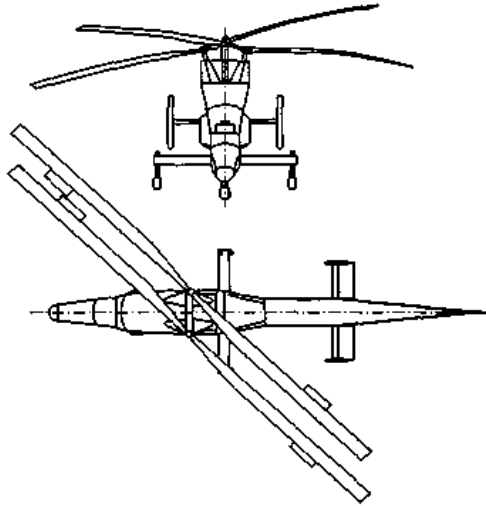


Рис. 7. Двогвинтовий вертоліт з гвинтами, що перехрещуються (синхроптер)
К-МАКС фірми «Каман» (США)

1.3. БАГАТОГВИНТОВІ СХЕМИ

Оскільки зі зростанням діаметра несучого гвинта інтенсивно зростає його маса, а також маса головного редуктора та інших агрегатів вертольота, то для збільшення вантажопідйомності вертольота при заданому рівні технічної досконалості його агрегатів доцільно застосовувати кілька несучих гвинтів.

Багатогвинтові вертольоти з числом гвинтів 3, 4, 6, 8, 20 розробляли та випробовували на ранньому етапі розвитку вертольотобудування. Конструкторів приваблювала можливість використання одностипних конструктивних елементів для створення вертольота великої вантажопідйомності. Реактивні моменти в багатогвинтових схемах можуть урівноважуватися завдяки різному напрямку обертання несучих гвинтів або невеликому нахилу осей їх обертання, при якому з'являється горизонтальна складова тяги, що створює необхідний момент у площині обертання. В останньому випадку всі НГ можуть обертатися в одному напрямку.

Несучі гвинти багатогвинтових вертольотів з'єднуються валами, що синхронізують їх обертання; ступінь їх навантаження, як і в двогвинтових схемах з рознесеними гвинтами, залежить від розташування двигунів. Якщо гвинтомоторна установка являє собою окремий модуль, що складається з НГ, редуктора і двигуна, то через гвинти, що синхронізують, передаються тільки різнісні крутні моменти.

Управління багатогвинтовими вертольотами досить ефективно, оскільки при розносі НГ є великі плечі для створення моментів, що управляють. Завдяки цьому може бути розширений діапазон допустимих центрувань. Конструкція автоматів перекошу гвинтів може бути спрощена, оскільки поздовжнє та поперечне керування забезпечується диференціальним загальним кроком НГ, і лише колійне керування – циклічним кроком двох або кількох гвинтів.

У багатогвинтових вертольотах НГ відчувають великий шкідливий індуктивний взаємовплив, що веде до збільшення необхідної для польоту потужності та викликає перехресні зв'язки в управлінні та потребує значних запасів управління. Опір у горизонтальному польоті багатогвинтових гелікоптерів у

порівнянні з одногвинтовими та двогвинтовими вище внаслідок додаткового опору силових елементів ферменної або балкової конструкції, що з'єднують рознесені НГ з фюзеляжем або між собою.

Конструкція багатогвинтового вертольота так само, як і двогвинтових вертольотів поздовжньої та поперечної схем, схильна до резонансних коливань, оскільки несучі гвинти, що є джерелом вібрацій, з'єднані між собою досить протяжними пружними елементами ферм або інших пристроїв, що підтримують. Наявність синхронізуючих валів великої довжини, що з'єднують НГ, елементів конструкції, що забезпечують кріплення рознесених гвинтів, протяжної проводки управління, збільшують масу порожнього вертольота і знижують його вагову віддачу.

У середині 70-х років за завданням уряду МВЗ ім. М.Л. Міля спільно з ЦАГІ провів аналітичні дослідження можливості транспортування вантажів більш як на двох вертольотах, з'єднаних між собою твердою фермою. Новий надважкий вертоліт, який проектувався на МВЗ, отримав позначення Ми-32 (рис. 8). Попередній аналіз показав, що найпоширенішу у світі та найбільш освоєну мільцями одногвинтову схему складно реалізувати на новому транспортному гелікоптері через труднощі створення головного редуктора та несучої системи (це вело б до збільшення часу та вартості розробки та виготовлення машини.) У той же час фірма мала унікальний досвід створення в короткі терміни вертольота збільшеної вантажопідйомності шляхом подвоєння відпрацьованих і доведених несучих систем одногвинтового вертольота (мається на увазі вертоліт В-12). Це підштовхнуло Генерального конструктора М.М.Тищенка до рішення розробити Ми-32 з використанням несучих систем та силових установок від Ми-26. Потрібна цивільним та військовим замовникам вантажопідйомність вертольота в 55 т визначила вибір тригвинтової схеми.

Аналіз застосування важких вертольотів показав, що основна маса великих вантажів через складність завантаження перевозиться на зовнішній підвісці, тому можна обійтися без посадкового майданчика і здійснювати будівельний монтаж без попереднього приземлення. В результаті аналітики МВЗ прийшли до висновку, що доцільно прийняти для Ми-32 схему гелікоптера-крана з малооб'ємним фюзеляжем. Розглядалися дві схеми з'єднання гондол між собою: «зірка», при якій балки кожної гондoli сходяться в одній точці в центрі трикутника, і «трикутник», коли балки утворюють сторони рівностороннього трикутника. Незважаючи на більш значні втрати на обдування, перевага була віддана схемі «трикутник», так як вона забезпечує частоти власних коливань конструкції, що виключають виникнення «повітряного резонансу», і при ній відпадає потреба в редукторі, що синхронізує. Щоб знизити втрати від шкідливого взаємовпливу гвинтів, одну гондолу розташували спереду і дві гондoli - ззаду. При виборі параметрів конструкції багатогвинтових вертольотів визначальним фактором є коливання типу «повітряний резонанс», що самозбуджуються, так як у разі великих рознесених мас частоти власних коливань конструкції співрівнянні з частотою обертання несучого гвинта.

Мінімальна частота власних коливань конструкції типу «повітряний резонанс» залежить від винесення площини обертання несучих гвинтів. Щоб знизити втрати на обдування і спростити технологію виготовлення ферменної конструкції, було прийнято рішення виконати фюзеляж у вигляді труб діаметром 3 м. Так народилася оригінальна конструктивно-силова схема надважкого вертольота, що не мала аналогів.

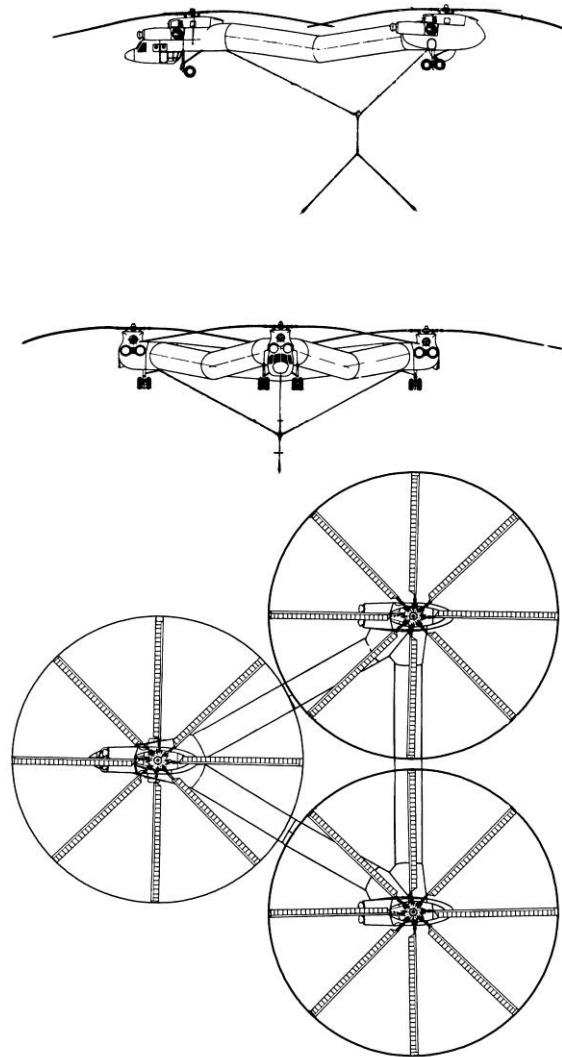


Рис. 8. Надважкий вертоліт Ми-32

У передній гондолі за проектом розташовувався екіпаж вертольота: два льотчики, борттехнік та оператор. Кабіну оператора розташували аналогічно підвісній кабіні на Ми-10К і таким чином, щоб під час виконання краново-монтажних робіт була можливість прямого візуального спостереження за вантажем на зовнішній підвісці та за місцем монтажу. За кабіною пілотів, як і на гелікоптері-донорі Ми-26, знаходилося відділення для вантажів. Величезний фюзеляж вертольота Ми-32 (40,5×36×4,3 м), крім кабіни екіпажу, включав центральну частину, зроблену у вигляді трикутника, сторонами якого є три силові елементи трубчастого перерізу, а у вершинах встановлені гондолої з силовими установками, до яких кріпляться опори шасі та троси зовнішньої підвіски. Шасі - чотирьох опорне з двома передніми опорами перед передньою гондолою і двома основними опорами. Перевезення вантажів повинно було здійснюватися на зовнішній підвісці, яка кріпилася в трьох точках під кожною з гондол. При такому способі кріплення зовнішньої підвіски на балки фюзеляжу діяли не згинальні моменти, а в основному стискаючі навантаження. Унікальна система зовнішньої підвіски повинна була забезпечувати: можливість варіювання довжини вантажного

троса від 5 м до 60 м; прибирання тросів у похідне положення; підчіплення вантажу на висінні та при стоянці вертольота на землі; аварійне скидання вантажу; дистанційний контроль маси вантажу, а у разі потреби транспортування вантажів масою понад 55 т зв'язуванням з двох вертольотів. Силова установка Ми-32 складалася з шести двигунів Д-136, попарно розташованих у трьох гондолах, трьох модифікованих головних редукторів ВР-26, трьох розміщених під головним редуктором та з'єднаних з ним за допомогою вала-ресори синхронізуючих редукторів та валів синхронізації. У передній гондолі знаходилася допоміжна силова установка запуску. Паливна система складалася з трьох закільцьованих підсистем. Вертоліт передбачалося оснастити системою керування з електричною проводкою від механічного змішувача до гідропідсилювачів. Живлення гідропідсилювачів управління кроком лопатей кожного несучого гвинта здійснювалося однією з трьох незалежних один від одного гідросистем. Кожна гідросистема мала свою основну та дублюючу системи, які уніфіковані з гідросистемами Ми-26.

Розрахункова злітна маса Ми-32, залежно від передбачуваного застосування вертольота, становила 136-146 т, статична стеія – 1000-1500 м, динамічна стеія – 4000 м, швидкість – 200-230 км/год, дальність – від 300 до 1200 км.

1.4. ГВИНТОКРИЛИ З РЕАКТИВНИМ ПРИВОДОМ НЕСУЧОГО ГВИНТА

У такій схемі момент від сил опору лопатей НГ, що обертаються, врівноважується моментом, створюваним тягою реактивних сопел або двигунів, встановлених на кінцях лопатей. Тому на відміну від схем з механічним приводом НГ у такій конструкції відсутній реактивний крутний момент, що передається на фюзеляж. При використанні реактивного приводу на одногвинтовому гелікоптері відпадає необхідність у пристроях, що споживають значну частину потужності для врівноважування цього моменту, таких, як кермовий гвинт, фенестрон та ін. Ці пристрої необхідні лише для забезпечення дорожнього управління та врівноваження невеликого моменту тертя в опорах, щодо яких обертається несучий гвинт.

Позитивною якістю гелікоптерів з реактивним приводом є відсутність головного редуктора і трансмісії, що навантажується, а, отже, менша маса конструкції порожнього вертольота і велика вагова віддача. Реактивний привід поділяють на два основні типи:

- реактивний компресорний привід, в якому стиснене повітря від компресора, встановленого у фюзеляжі, або гаряче повітря від ГТД подається через втулку та лопаті до сопла, розташованого на кінцях лопатей;
- з реактивними двигунами, встановленими на кінцях лопатей, – прямоточними (ПВРД), пульсуючими (ПуВРД), рідинними (РРД), турбореактивними (ТРД).

Компресорний привід в залежності від температури повітря (газу) поділяють на три системи:

- 1) «холодного циклу», коли повітря подається від компресора;
- 2) «гарячого циклу», коли газ з температурою до 1200°C надходить від вихлопів ГТД, встановлених у фюзеляжі;
- 3) «теплого циклу», у якому відбувається змішання повітря від компресора з газом від ГТД.

Зі зростанням температури повітря, що подається до сопла, ефективність компресорного приводу зростає, але одночасно з'являються проблеми із забезпеченням теплоізоляції та міцності силових елементів втулки та лопатей. Для підвищення потужності компресорного приводу з «холодним циклом» використовують систему допалювання додаткового палива, що подається до сопла.

До основних недоліків компресорного приводу слід віднести великі «гідралічні» втрати у протяжних газоведах, складність конструкції втулки та лопатей, погіршення характеристик гвинтів через необхідність розміщення в лопатях об'ємних газоводів.

Система з допалюванням палива в пальниках, що працюють у полі відцентрових сил, має низьку термодинамічну ефективність, низький ступінь згоряння палива та створює великий рівень шуму.

У порівнянні з механічним приводом за інших рівних умов система з реактивним приводом має в кілька разів більшу витрату палива.

Порівняно з компресорним реактивний привід з двигунами на кінцях лопатей простіший за конструкцією, оскільки не має двигунів, розташованих у фюзеляжі, а також системи газоводів.

Результати експериментальних досліджень на дослідних гелікоптерах з двигунами на кінцях лопатей показали, що в порівнянні з механічним приводом питома витрата палива вище у разі встановлення на кінцях лопатей ПВРД приблизно в 10 разів, а ПуВРД - в 3-5 разів. У разі встановлення РРД питома витрата палива ще вища. Найменшою витратою палива мають гвинти з ТРД. Гвинти з прямоточними двигунами, що створюють тягу за наявності потоку, що набігає, вимагають попередньої розкрутки від спеціального пристрою.

Розташовані на кінцях лопатей реактивні двигуни мають великі окружні швидкості та створюють значний опір, що погіршує аеродинамічні характеристики гвинтів. Великі відцентрові сили, створювані двигунами, навантажують лопать та втулку, що ускладнює їх конструкцію.

На елементи турбореактивних двигунів, що обертаються, впливають великі гіроскопічні моменти, прямо пропорційні їх моменту інерції, кутовим швидкостям обертання гвинта і елементів двигуна. Гіроскопічні моменти передаються на лопать та призводять до її закручування.

Врівноваження гіроскопічних моментів здійснюється протилежним обертанням елементів двигуна – компресора та турбіни або за допомогою установки на кінці лопаті двох ТРД із протилежним обертанням.

Вертольоти з реактивним приводом з двигунами ПВРД, ПуВРД і РРД на кінцях лопатей через великі питомі витрати палива і, як наслідок, малу дальність і тривалість польоту будували як надлегкі (одно- і двомісні).

Досвідчений чотиримісний вертоліт В-7 (рис. 9) з ТРД на кінцях лопатей створений у 1959 р. для відпрацювання проблем даної схеми при розробці проекту надважкого вертольота-крана в ОКБ ім. М.Л. Міля (СРСР).

При збільшенні діаметра НГ зменшуються його кутова швидкість і гіроскопічні моменти, що діють на елементи ТРД, що обертаються, а також перевантаження від відцентрових сил на кінцях лопатей в місцях розташування двигунів. Тому схема реактивного приводу з ТРД на кінцях лопатей залишається перспективною при розробці надважких вертольотів.

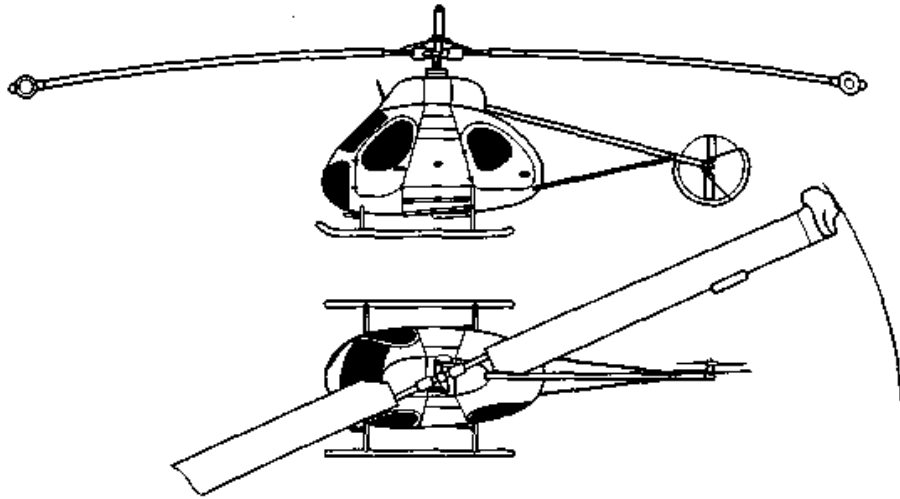


Рис. 9. Одногвинтовий вертоліт В-7 (СРСР) з реактивним приводом з ТРД на кінцях лопатей

Шляхове управління вертольотів з реактивним приводом здійснювалося встановленням керованих поверхонь в індуктивному потоці несучого гвинта, застосуванням реактивних газових кермів, а також рульових гвинтів, що приводяться в обертання за допомогою стисненого повітря (пнеумоприводу) або механічної трансмісії.

1.5. ГВИНТОКРИЛИ

Гвинтокрилами називають комбіновані ЛА, підйомна сила яких на режимах вертикального зльоту, посадки і польоту з невеликими швидкостями створюється гвинтами (як у вертольота), а в крейсерському польоті – переважно крилом (як у літака). При цьому несучі гвинти розвантажуються частково чи повністю. Для створення пропульсивної сили, що врівноважує силу опору гвинтокрила в крейсерському польоті, на них встановлюють повітряні гвинти, турбореактивні двигуни та інші рушії.

Створення гвинтокрилів обумовлено прагненням збільшити в порівнянні з класичним вертольотом швидкість польоту і транспортну продуктивність шляхом поліпшення якості апарату, підвищення критичної швидкості, обумовленої зривом потоку на лопаті, що відступає, шарнірного НГ і хвильовою кризою на лопаті, що наступає.

Підвищення якості гвинтокрила в горизонтальному польоті досягається тим, що при створенні пропульсивної сили додатковим рушієм кути нахилу вперед НГ і всього фюзеляжу зменшуються, що призводить до зниження опору. Слід також враховувати, що крило має більшу аеродинамічну якість, ніж НГ.

Гвинтокрили будували за одно- та двогвинтовою поперечною схемами. В одногвинтовій схемі використання реактивного приводу НГ має певні переваги, пов'язані з відсутністю необхідності врівноваження реактивного моменту, меншої маси та простоти конструкції, а також можливості зміни частоти обертання НГ.

Побудовані експериментальні гвинтокрили мали кращі в порівнянні з вертольотами швидкісні характеристики, але не були запущені в серійне виробництво через складність конструкції, меншої, ніж у вертольота, вагової віддачі та великих втрат тяги на вертикальне обдування крила, а також меншої надійності. По суті, гвинтокрили мають усі функціональні елементи як гелікоптера,

так і літака. Маса їх конструкції зростає (порівняно з вертольотом) за рахунок додаткової маси крила, двигунів та їх трансмісій, а також двох систем керування (літакової та вертолітної).

Двогвинтовий гвинтокрил поперечної схеми Ка-22 побудований в ОКБ ім. Н.І. Камова (СРСР) у 1959 р. (рис. 10). Злітна маса гвинтокрила становила 42500 кг, маса вантажу, що перевозиться в кабіні, – 16500 кг. Гвинтокрил розвивав максимальну швидкість 345 км/год, практична дальність польоту становила 450км. Для зменшення втрат на обдування крило мало закрилки, що відхиляються на 90°. На високих швидкостях польоту підйомна сила на 80...90 % створювалася крилом.

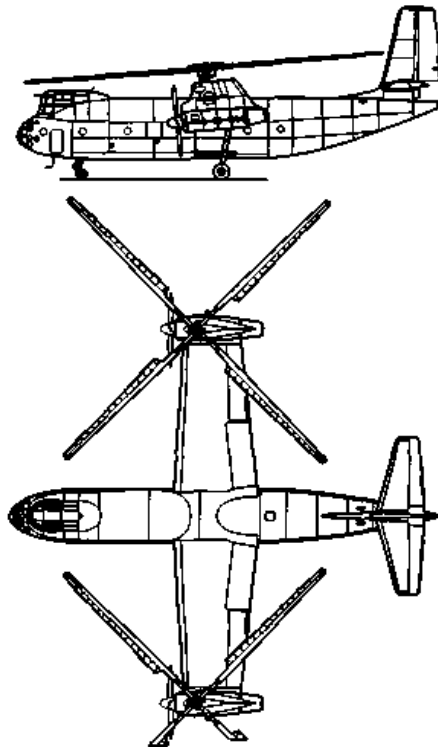


Рис. 10. Експериментальний гвинтокрил Ка-22

1.6. ПЕРЕТВОРЮВАНІ ВЕРТОЛЬОТИ

Перетворювані гелікоптери (конвертоплани) – це гвинтокрилі ЛА, здатні здійснювати вертикальний зліт і посадку, як гелікоптер, і тривалий високошвидкісний політ, як літак, і здійснюють ці два режими польоту за допомогою несучерушійної системи, що перетворюється. Завдяки підвищенню аеродинамічної якості та зняття обмежень швидкості, властивих у горизонтальному польоті вертолітному несучому гвинту (зрив потоку, хвильова криза), конвертоплани мають швидкості польоту, близькі до швидкостей дозвукових літаків, і істотно великі в порівнянні з вертольотами дальність польоту і транспортну продуктивність. Тому застосування конвертопланів за більшої, ніж у вертольотів, вартості стає рентабельним під час виконання низки завдань.

Основними схемами гвинтокрилих конвертопланів є:

- з поворотом корпусу апарата, коли на зльоті та посадці він займає вертикальне положення, а в горизонтальному польоті – горизонтальне;
- з поворотними гвинтами та нерухомим крилом;

- з поворотними крилами та гвинтами;
- з відхиленням потоку від гвинтів;
- з несучими гвинтами, що зупиняються в польоті, що перетворюються в крило.

На конвертопланах з поворотними гвинтами на зльоті і посадці гвинти займають вертикальне положення і працюють як несучі гвинти вертольотів, а в крейсерському польоті гвинти розташовуються горизонтально і працюють як повітряні гвинти на літаку.

Умови роботи гвинтів на цих режимах і тяги, що розвиваються, істотно різняться, тому їх характеристики вибирають компромісними між характеристиками несучих повітряних гвинтів. Тяга гвинтів на зльоті більше, ніж тяга у горизонтальному польоті, приблизно на порядок (на величину аеродинамічної якості конвертоплана). Тому в горизонтальному польоті частота обертання гвинтів менша на 20...25 %, ніж у режимі висіння.

Апарати з поворотними гвинтами та нерухомими крилами будували за двома чотиригвинтовими схемами. На них встановлювали несучетягущі гвинти різного типу:

- з малим питомим навантаженням на ометаєму площу, близьку до навантаження несучих гвинтів вертольота, і мають ту ж конструкцію, що і НГ;
- з великим навантаженням, що наближається до навантаження літакових повітряних гвинтів;
- з великим навантаженням, які розміщені у кільцевих профільованих каналах.

Від питомого навантаження суттєво залежить потужність, що передається гвинту для створення сили тяги, а також індуктивна швидкість потоку, що відкидається гвинтом на режимах зльоту та посадки. Чим більше питоме навантаження, тим вище швидкість потоку в струмені від гвинта і споживана ним потужність, а, отже, витрата палива на забезпечення режиму висіння апарату.

У двогвинтових конвертопланах з поворотними гвинтами, які розташовані на кінцях крила, гвинти мають мале навантаження на площу, що ометається, конструктивно близькі до несучих гвинтів вертольота і забезпечені автоматами перекошу. На режимах вертикального зльоту та посадки апарат аналогічний двогвинтовому гелікоптеру поперечної схеми (має ту саму систему управління), а в горизонтальному польоті його управління аналогічне літаковому (див. табл. 1).

Для переходу від режиму висіння до крейсерського польоту гвинти поступово нахилиються вперед на 90° протягом 11...20 с. У разі відмови двигуна посадка може здійснюватися на авторотації (як на гелікоптері), а також по літаковому типу з плануванням та частковим нахилом гвинтів. Для зменшення втрат тяги від вертикального обдування крила воно має відхилені закрилки, в результаті чого відносні втрати тяги можуть бути доведені до 6%.

Фірмою «Белл» виконано докладні дослідження експериментальних конвертопланів XV-3 (злітною масою 2180 кг, максимальною швидкістю 280 км/год) та XV-15 (злітною масою 5900 кг, максимальною швидкістю 615 км/год). Фірми «Белл» і «Боїнг» у 1982 р. розробили багатоцільовий конвертоплан V-22 «Оспрі» (рис. 11), перший політ якого відбувся в 1989 р., а перший серійний апарат надійшов в експлуатацію в 1999 р. Злітна маса апарату при вертикальному зльоті – 21 545 кг, максимальна маса платного навантаження, що перевозиться в кабіні – 9070 кг, максимальна крейсерська швидкість – 638 км/год, дальність польоту при вертикальному зльоті з платним навантаженням – 5445 кг склапає 953 км.

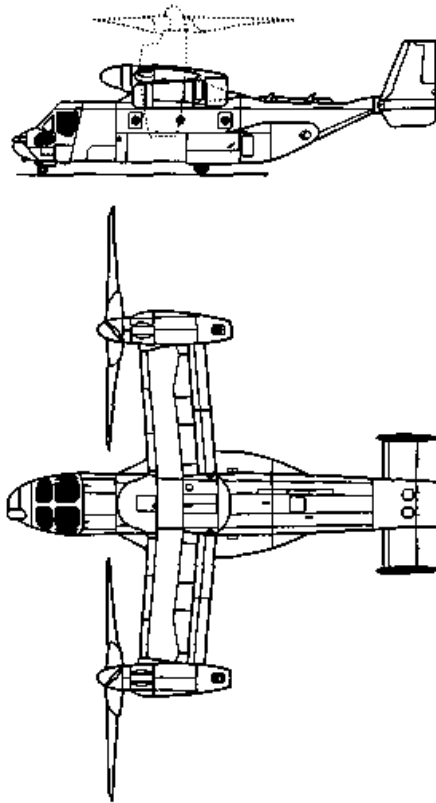


Рис. 11. Конвертоплан з поворотними гвинтами та нерухомим крилом V-22 «Оспрі» фірм «Белл» і «Боїнг» (США)

За схемою з поворотними гвинтами в кільцевих каналах будували експериментальні дво- і чотиригвинтові апарати. Установка гвинта у профільованому каналі дозволяє збільшити відносний ККД гвинта на режимі висіння, а також підвищує безпеку експлуатації апарата.

Недоліки апаратів з поворотними гвинтами, що мають велике навантаження на площу, що ометається, полягають у великій потужності, що споживається ними на режимі висіння, великій швидкості потоку, що відкидається гвинтами і, як наслідок, у неможливості проведення рятувальних робіт, і здійснення аварійної посадки на режимі авторотації у випадку відмови двигунів. Зазначені недоліки разом із складною конструкцією апаратів, малою ваговою віддачею, меншою надійністю, ніж у гелікоптерів, і великою вартістю стали причинами того, що ці конвертоплани не вийшли зі стадії експериментальних досліджень.

Зазначені недоліки притаманні також конвертопланам із поворотними крилами. Несучетягнуці гвинти цих апаратів близькі за характеристиками і конструкції до літакових повітряних гвинтів. За цією схемою розроблялися та будувалися експериментальні апарати з двома та чотирма гвинтами в Канаді, США та інших країнах. На рис. 12 показаний досвідчений чотиригвинтовий апарат XC-142A фірм «Хіллер», «Лінг-Темко-Воут» та «Райан» (США).

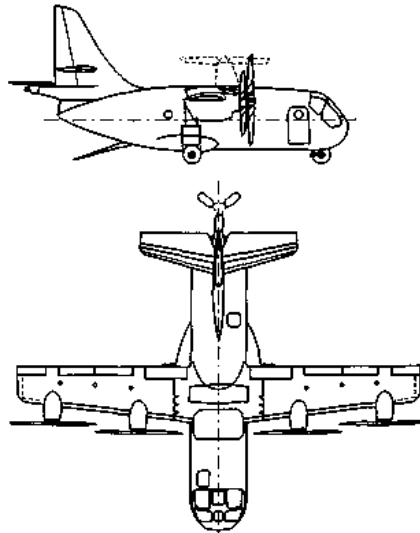


Рис. 12. Конвертоплан з поворотними крилами та гвинтами XC-142A

На зльоті та посадці реактивні крутні моменти врівноважуються шляхом різного напрямку обертання лівої та правої пари гвинтів. Поперечне керування забезпечується диференціальним керуванням ЗК гвинтів, а поздовжнє – додатковим кермовим гвинтом, встановленим у хвостовій частині апарату. При переході до горизонтального польоту, коли крило разом із гвинтами повертається вперед на 90° , на певній швидкості польоту відбувається перемикання управління на звичайні літакові керма.

У цій схемі відсутні втрати тяги від обдування крила, які притаманні схемам з поворотними гвинтами і нерухомим крилом. На перехідних режимах можливий частковий зрив потоку на крилі.

Конвертоплан XC-142A при злітній масі 17000 кг, максимальному платному навантаженню 5445 кг розвивав максимальну швидкість на висоті 6100 м, рівну 693 км/год.

На апаратах з відхиленням потоку від гвинтів вертикальний зліт і посадку здійснювали завдяки повороту потоку, що відкидається гвинтами, на 60° . Сам апарат при цьому повинен мати кут тангажу близько 30° . Дослідження, які проведені на експериментальних конвертопланах, показали принципову можливість їх створення, але нижчу ефективність при створенні вертикальної тяги через додаткові втрати, які необхідні на поворот струменя.

Принцип роботи конвертопланів із НГ, який зупиняється, полягає в тому, що на висінні НГ створює тягу, що врівноважує силу тяжкості апарату, а в горизонтальному польоті НГ поступово уповільнює обертання і зупиняється, перетворюючись на крило, що створює необхідну підйомну силу. Одним із найбільш опрацьованих є проект фірми «Локхід» апарату з перетворюваним Х-подібним чотирилопатеvim гвинтом-крилом X-wing (рис. 13). У цьому апараті під час зупинки гвинта передня кромка лопаті стає задньою, тобто змінюється напрямок потоку на профілі лопаті (крила). Тому в перерізі лопаті застосовують симетричний профіль з системою керування прикордонним шаром (КПШ), коли, видування повітря може вироблятися з будь-якого щілинного сопла, з боку як передньої, так і задньої кромки, в залежності від напрямку потоку.

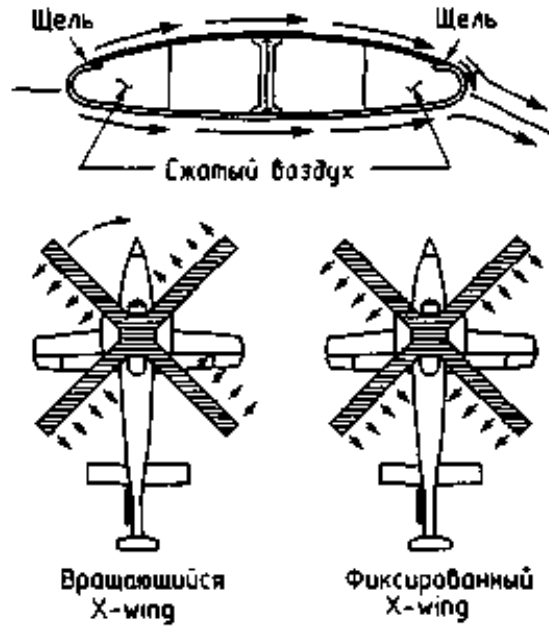


Рис. 13. Принципова схема конвертоплана з гвинтом-крилом, що зупиняється в польоті, X-wing

За допомогою системи, що забезпечує зміну витрати повітря по азимутальному положенню лопаті, можна забезпечити моменти, що управляють, які необхідні для балансування апарату на перехідних режимах. Апарат забезпечений кермовим пристроєм для забезпечення колійного керування на режимі висіння, а також рушіями, що забезпечують політ із горизонтальною швидкістю. Передбачається, що в апарата з такою системою витрата палива на висенні в кілька разів буде меншою, ніж у конвертопланів з поворотними гвинтами і великим навантаженням на площу, що омітається. Апарат злітною масою 14000 кг має розвивати швидкість до 1000 км/год.

1.7. ШВИДКІСНІ ВЕРТОЛЬОТИ

Робота з удосконалення вертольота, яка спрямована на збільшення швидкості його польоту, ведеться у світі вже досить давно. Перепробовано багато ідей та рішень. Наприклад, фірма «Белл» займається своєю концепцією апарату вертикального зльоту та посадки з поворотними гвинтами ще з 50-х років минулого сторіччя – і вже досягла певних результатів. Крім ряду експериментальних моделей їй створено, запущено в серійне виробництво і поставляється Збройним силам США конвертоплан «Оспрі», який здатний літати зі швидкістю понад 500 км/год. На основі його концепції спільно з італійською компанією «Агуста» створено комерційний конвертоплан VA609. Інша знаменита американська вертольотобудівна фірма – «Сікорський» – ще за життя свого засновника, в 1972 р., спроектувала експериментальний вертоліт S-69 (XH-59A), що реалізує принципово інший підхід до вирішення задачі підвищення швидкості польоту, – машину з так званими жорсткими співвісними несучими гвинтами і окремим (в даному випадку – реактивним) рушієм для забезпечення горизонтальної складової швидкості. Сформована тоді «концепція наступаючої лопаті» (ABC) нещодавно отримала розвиток вже на новому, другому етапі програми, що ідеологічно не

відрізняється від колишнього, але реалізованим на сучасній технологічній базі: минулого року здійснив перший політ експериментальний вертоліт «Сікорського» Х2 з жорсткими співвісними несучими гвинтами, які працюють в процесі всього польоту, не змінюючи свого положення, і додатковим пропелером, що штовхає, для створення пропульсивної сили.

Працюють за тематикою швидкісних гелікоптерів також інші «гранди» світового вертольотобудування. Так, відомо про програму Х3, яка ведеться західноєвропейським концерном «Єврокоптер». На авіасалоні МАКС-2007 фірма «Камов» вперше продемонструвала модель свого бачення концепції швидкісного вертольота – машини Ка-92. Дещо пізніше до подібних робіт приступили і фахівці МВЗ ім. М.Л. Міля, що пропонують проект Ми-Х1.

Для створення швидкісних гелікоптерів необхідне комплексне вирішення задачі підвищення аеродинамічної якості (за рахунок застосування нових схем несучого гвинта, нових підходів до забезпечення поступального польоту, покращення всієї аеродинаміки вертольота, використання ефективніших силових установок тощо). Це дасть той вигравш у швидкості, дальності та вантажопідйомності, який дозволить говорити про створення нового покоління вертолітної техніки – з принципово новими характеристиками та конкурентними перевагами на ринку.

Основних перешкод на шляху створення швидкісних вертольотів є кілька. Головне пов'язане з кінематикою роботи шарнірного несучого гвинта і відоме, як «обмеження зі зриву».

Другою перешкодою на шляху підвищення швидкості польоту вертольота є так звані зони зворотного обтікання, тобто зони, де перерізи лопаті обтікаються вже не з носка профілю, а з «хвостика». Наприклад, при швидкості польоту 520 км/год до 80% лопаті буде перебувати в цій зоні і обтікатися з хвостика профілю, що знижує аеродинамічну якість гвинта та ставлячи проблему балансування вертольота до ряду головних.

Ще одна проблема збільшення швидкості польоту вертольота пов'язана зі зниженням ефективності несучого гвинта як засобу пропульсивної сили. На швидкостях понад 350 км/год відзначається істотне падіння «пропульсивного» коефіцієнта корисної дії несучого гвинта.

Крім перелічених «фізичних» обмежень, існує ряд перешкод конструкторського характеру. Наприклад, створення несучої системи, яка здатна відхиляти результуючу силу гвинта для створення пропульсивної сили на кути понад 20° у прийнятних габаритах, є дуже складним конструкторським завданням. На фірмі «Камов» розроблено проект вертольота Ка-92 (рис. 14) з співвісними жорсткими несучими гвинтами. Самі лопаті стали коротшими і помітно жорсткішими – це стало можливим завдяки застосуванню найсучасніших композиційних матеріалів. Законцівки лопатей мають особливу форму. Розглядається також питання управління швидкістю обертання несучого гвинта, що передбачає зменшення його оборотів в крейсерському польоті з високою швидкістю.

Крім того, несучий гвинт не використовується для забезпечення горизонтальної складової швидкості – для цього на Ка-92 в хвостовій частині встановлений співвісний штовхаючий повітряний гвинт. Він приводиться в дію за допомогою трансмісії від тих же двигунів, які обертають через редуктор і жорсткий співвісний несучий гвинт. «Облагороджена» вся аеродинаміка вертольота: фюзеляж його виконаний більш обтічним, шасі, що забираються, завдяки

застосуванню більш коротких і жорстких лопатей зменшена висота колонки несучих гвинтів, а сама втулка і конструктивні елементи кріплення та управління лопатями закриті обтічниками. Всі ці рішення за розрахунками дозволять отримати на Ка-92 максимальну швидкість польоту не менше 460 км/год та крейсерську – близько 420 км/год! При цьому Ка-92, що має злітну масу 16 т, зможе брати на борт 30 пасажирів та перевозити їх на відстань до 1400 км.

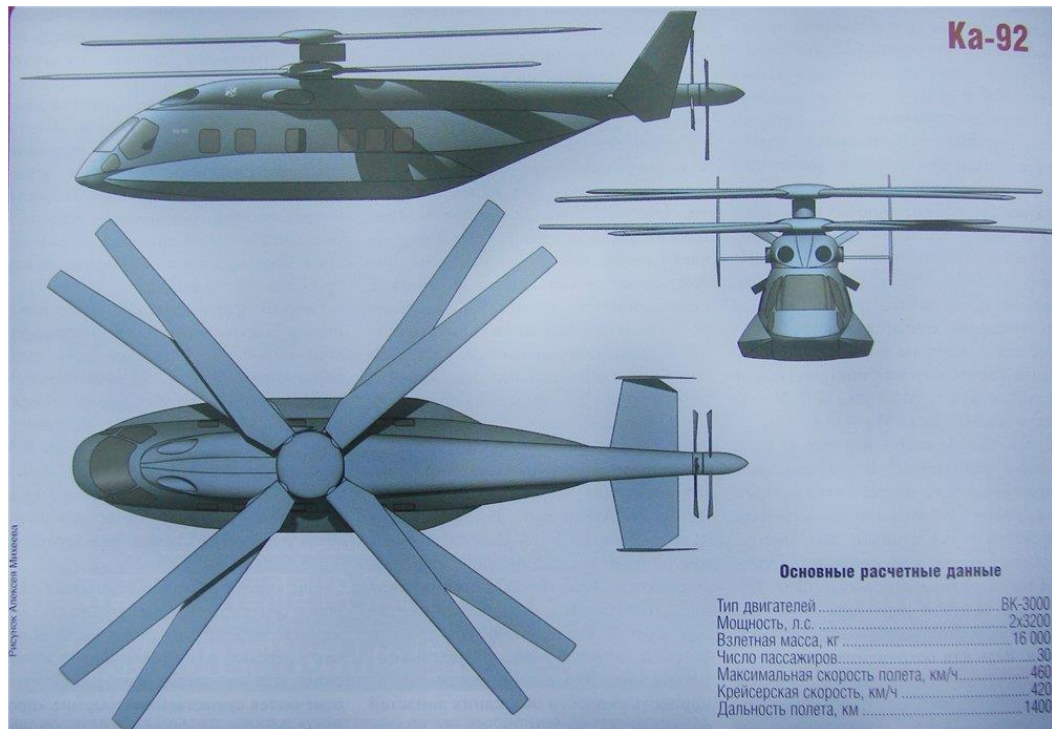


Рис. 14. Проект швидкісного вертольота Ка-92

Запропоновано проект швидкісного вертольота поздовжньої схеми Ка-102 (рис. 15). Як і Ка-92, пропонований проект Ка-102 передбачає застосування безшарнірних жорстких несучих гвинтів та окремих рушіїв для забезпечення горизонтальної швидкості. Ка-102 зможе мати швидкість до 500 км/год. При цьому він буде перевозити до 80-90 пасажирів, маючи злітну масу близько 30 т. Силова установка Ка-102 так само буде єдиною – це будуть два газотурбінних двигуни, які за допомогою трансмісії приводять у обертання обидва несучі гвинти, а також два тягнуті повітряні гвинти.

Крім того, в перспективі належить перейти до більш складних законів управління лопатями несучого гвинта – звична циклічна зміна кроку, яка винайдена ще на початку минулого століття нашим великим співвітчизником професором Б.М. Юр'євим і знайшло практичне застосування у вигляді автомата перекошу на всіх вертольотах, що нині літають, може бути доповнено складнішими алгоритмами, що обчислюються в кожний момент часу бортовими комп'ютерами. Подібне керування несучим гвинтом дозволить лопатям у кожній точці диска займати найбільш вигідне положення по кутку атаки, що забезпечує найкращі аеродинамічні характеристики.

Вертоліт у майбутньому зможе літати і швидше за 500 км/год. Однак, якщо при 350-500 км/год оптимальним засобом забезпечення горизонтальної складової швидкості вертольота є повітряний гвинт, то, скажімо, при польоті з 600-700 км/год доцільніше буде мати для цього вже двоконтурні турбореактивні двигуни. Щоб літати ще швидше, потрібно буде вже приборати несучий гвинт.

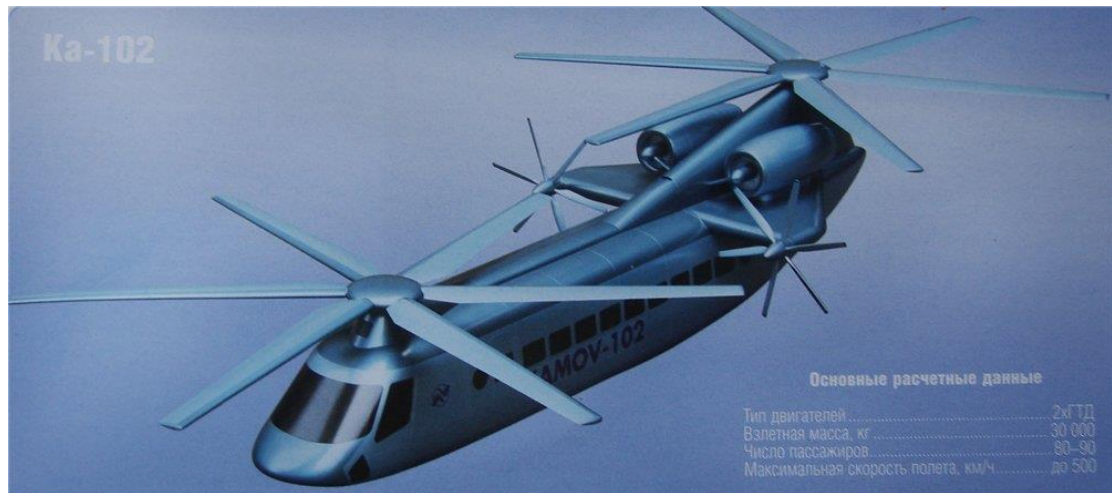


Рис. 15. Проект швидкісного вертольота Ка-102

Опрацювання таких гелікоптерів уже ведуться. Модель Ка-90 – це один із варіантів реалізації такої концепції. Подібний літальний апарат піднімається в повітря за допомогою несучого гвинта, але потім, при досягненні певної швидкості, підйомну силу починає забезпечувати крило, що висувається з фюзеляжу, а поступальний політ – реактивний двигун. Несучий гвинт стає вже «зайвим» – його лопаті, для зменшення опору, укладаються на верхній поверхні фюзеляжу. Однак – це поки що дуже далека перспектива.

ВИСНОВКИ

Схему вертольота остаточно вибирають, виходячи з конкуруючих варіантів схем на основі оптимізації та подальшого всебічного аналізу кожного з них. Критерієм вибору можуть бути лише комплексні оцінки типу «ефективність – вартість». В якості оціночних критеріїв вибору схеми можуть бути прийняті мінімальна злітна маса (доцільна вагова віддача), максимальна продуктивність тощо, а як обмеження – ЛТХ, що задаються ТТВ, та інші фактори.

Таким чином, завдання вибору доцільної схеми вертольота слід вирішувати виходячи з основного призначення, виконання заданих ТТВ при мінімальній злітній масі вертольота і з урахуванням прийнятого критерію оцінки ефективності шляхом порівняння проектів літальних апаратів різних схем. У виборі схеми гелікоптера мають значення також традиції та можливості конструкторських організацій (фірм), що створюють гелікоптер.

У випадку порівняльний аналіз різних проектів літальних апаратів повинен проводитися з урахуванням таких характеристик, як:

- 1) відповідність отриманих льотних даних заданим;
- 2) маса конструкції та величина вантажу, що перевозиться;
- 3) можливість забезпечення необхідної міцності та надійності конструкції;
- 4) стійкість та керованість літального апарату;
- 5) безпека при польотах на аналізованих літальних апаратах;
- 6) трудомісткість конструювання у порівнянні її з можливостями виконання;
- 7) складність проблем, які мають бути вирішені;
- 8) ступінь ризику невиконання завдання через непередбачені обставини;
- 9) ступінь складності та вартість виробництва;
- 10) експлуатаційні дані;
- 11) економічність літального апарату.