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

Циклова комісія технічного обслуговування авіаційної техніки

ТЕКСТ ЛЕКЦІЇ

з навчальної дисципліни
«Аеродинаміка, конструкції і системи вертольотів»
обов'язкових компонент
освітньо-професійної програми першого (бакалаврського) рівня вищої освіти

Технічне обслуговування та ремонт повітряних суден і авіадвигунів

за темою 12 - Аеродинамічні характеристики несучих гвинтів

Харків 2021

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

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

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

Розглянуто на засіданні циклової комісії технічного обслуговування авіаційної техніки, протокол від 30.08.2021 р. № 1

Розробник:

1. Викладач циклової комісії технічного обслуговування авіаційної техніки Дерев'янко Іван Григорович
2. Викладач циклової комісії аеронавігації Ножнова Марина Олександрівна
3. Викладач циклової комісії технічного обслуговування авіаційної техніки Копичко Руслана Русланівна

Рецензенти:

1. Кандидат технічних наук, доцент Кременчуцького національного університету імені Михайла Остроградського Павленко Олександр Володимирович.
2. Викладач циклової комісії аеронавігації Кременчуцького льотного коледжу Харківського університету внутрішніх справ, викладач-методист, к.т.н., с.н.с Тягній В.Г.

План лекції

1. Ефекти прецесії гіроскопа.
2. Реактивний момент і управління по курсу.
3. Асиметрія підйомної сили, зрив потоку на закінцівці лопаті.
4. Коріолісовий ефект і компенсація.
5. Стан вихрового кільця, вирівнювання потужності, надмірне кабрирування.
6. Авторотація. Ефект впливу землі.

Рекомендована література:

Основна:

1. Глаголєв А.Н. "Основи конструкції вертольотів", М, 1972 р. - 373 с.
2. Далін В.А. "Конструкція вертольотів". М .: Машинобудування, 1971 - 269 с.

Допоміжна:

3. Бойко А.П., Мамлюк О.В., Терещенко Ю.М. «Конструкція літальних апаратів», К .: Вища освіта, 2001. - 383 с.
4. Володко А.М., Литвинов А.Л. "Основи конструкції та технічної експлуатації одногвинтових вертольотів", М., Воениздат, 1986.
5. Голего О.М., Ігнатович С.Р., Кисляков В.В. "Системи керування повітряних суден: Конспект лекцій. - К .: НАУ, 2003. - 116 с.

Інформаційні ресурси в Інтернеті:

6. http://www.twirpx.com/files/transport/aircrafting/construction/helicopters/

Текст лекції

1. Ефекти прецесії гіроскопа

Несучи́й (основни́й) гвинт (фран. Rotor principal - головний ротор) — тримальний повітряний гвинт з вертикальною віссю обертання, який забезпечує підіймальну силу літальному апарату (як правило, гелікоптеру), дозволяючи виконувати зліт, зависання, керований горизонтальний політ і здійснювати посадку. Завдання такого гвинта — «нести» літальний апарат, що і відображено в назві, але головним призначенням повітряного гвинта (що насамперед, вигідно відрізняє вертоліт від літака), є тримати машину в завислому стані на певній висоті.

Крім гелікоптерів, тримальні гвинти є у автожирів, гвинтокрилів, конвертопланів, мультикоптерів та в летючих платформ.

2. Реактивний момент і управління по курсу

Повітряний гвинт гелікоптера в загальних рисах складається з лопатей, втулки та шарнірів.

Система керування головним гвинтом, складається з автомату перекосу, з'єднаного з осьовими шарнірами лопатей гвинта за допомогою тяг (елементів, які передають поступальний рух). Поворот лопаті в осьовому шарнірі викликає зміну кута установки лопаті.

Кутом установки лопаті, називається кут між хордою лопаті і конструктивною площиною обертання. Чим більшим є цей кут, тим більшу підіймальну силу забезпечує лопать повітряного гвинта.

Переміщення шайби автомату перекосу вгору/вниз вздовж валу тримального гвинта призводить до одночасної зміни кутів установки всіх лопатей, тим самим регулюється потужність гвинта і, відповідно, висота висіння (польоту) літального апарату. Дана зміна називається загальним кроком гвинта.

Нахил шайби автомату перекосу відносно корпусу літального апарату, називається циклічним кроком і дозволяє керувати апаратом в поздовжньо-поперечній товщині (тангаж–крен).

Частота обертання головного гвинта, як правило, постійна, а зміна навантаження на гвинті автоматично компенсується відповідною зміною потужності двигунів.

Існують системи керування, в яких відсутні осьові шарніри лопатей. Наприклад, в моделях радіокерованих гелікоптерів змінюється нахил обертання всього гвинта, а не окремих лопатей. У варіантах тримальних гвинтів із сервозакрилками (синхроптери фірми Kaman Aircraft) змінюється кут установки закрилків, розташованих на задніх крайках лопатей.

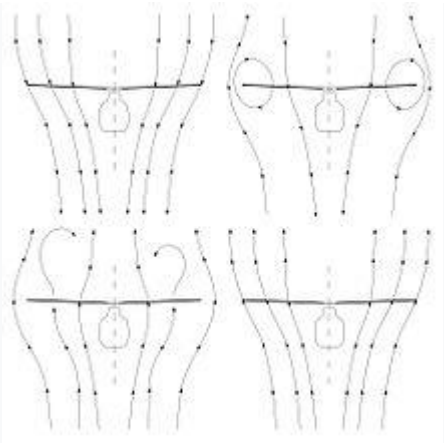
3. Асиметрія підйомної сили, зрив потоку на закінцівці лопаті

Ділянки лопаті, розташовані ближче до осі обертання і які, відповідно, окреслюють кола меншого радіуса, мають меншу лінійну швидкість відносно повітря і створюють пропорційно меншу підіймальну силу. Для зменшення цього ефекту, профіль лопаті закручують таким чином, що її кут установки плавно збільшується при наближенні до осі обертання, що дозволяє ділянкам з меншим радіусом обертання забезпечувати більшу підіймальну силу. *Скрученість лопатей* (різниця між кутом установки ділянок в корені та на кінці лопаті) може складати 6–12°.

З'єднання лопатей з валом може бути шарнірним, жорстким, напівжорстким і пружним. За шарнірномого і пружного з'єднання, площина обертання головного гвинта не може бути відхилена відносно фюзеляжу гелікоптера, на відміну від напівжорсткого з'єднання.

Тримальний гвинт може мати від двох до восьми лопатей. Лопаті можуть бути дерев'яними, суцільнометалевими і композитними (склопластиковими). Композитні лопаті порівняно з суцільнометалевими, менш трудомісткі у виготовленні та мають значно більший ресурс, надійність і корозійну стійкість.

Часто лопаті виготовляються порожнистими, з закачаним всередину лопаті газом або повітрям під тиском. Падіння тиску всередині лопаті, яке вимірюється спеціальним датчиком, вказує про її пошкодження.



Робочі стани головного гвинта

Для зменшення габаритів гелікоптера на стоянці або у разі базування в ангарах, на авіаносних кораблях і вертольотоносцях застосовуються складані повітряні гвинти. Складання може здійснюватися вручну або автоматично

Для зниження рівня двигтіння, яке передається від тримального гвинта на фюзеляж, на його втулці або лопатях, встановлюються маятникові віброгасники. Для захисту від обмерзання лопаті гвинта обладнуються системами проти обмерзання.

Існують різні схеми гелікоптерів. Більшість вертольотів у світі виконано за «класичною» схемою з одним тримальним гвинтом і кермовим гвинтом на хвостовій балці. Існують гелікоптери з двома тримальними співвісними гвинтами протилежного обертання, без кермового гвинта (Ка-25, Ка-27, Ка-50). Для таких машин застосовується термін «співвісний тримальний гвинт», при цьому розрізняють «верхній» та «нижній» гвинт.

Залежно від положення головного гвинта в потоці повітря, розрізняють два основних режими роботи: режим осьового обтікання, коли вісь втулки гвинта розташована паралельно зустрічному незбуреному потоку, і режим косого обтікання, за якого потік повітря набігає на тримальний гвинт під кутом до осі втулки.

Існує проєкт тримального гвинта, який фіксується в польоті, так званого X-Wing, що встановлюється на гелікоптер Sikorsky S-72.

Головний гвинт, вміщений в кільцевий канал, називають імпелером, така будова збільшує потужність гвинта і зменшує шум, однак у цьому разі, збільшується вага тримальної конструкції.

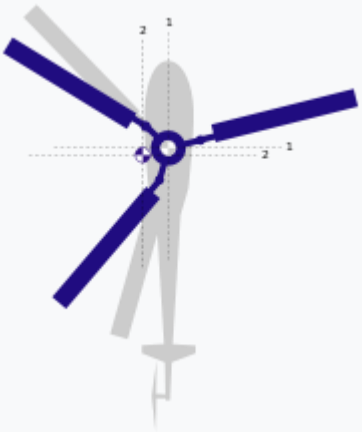
Існують також проєкти головного гвинта з дисковим крилом, наприклад «Discrotor» фірми Boeing або гелікоптер Еллехамера В проєкті «Discrotor» лопаті тримального гвинта телескопічні, але під час польоту лопаті можуть прибиратися всередину дискового крила.

4. Коріолісовий ефект і компенсація Вібрації

Під час обертання повітряного гвинта виникають двигтіння, які можуть викликати передчасний вихід з ладу приладів, обладнання, і навіть призводити

до руйнування літального апарату. До появи вібрації відносяться такі явища, як земний резонанс, флатер і вихрове кільце.

Земний резонанс



Зміщення центра мас гвинта, викликане поворотом лопатей у вертикальних шарнірах (1 - положення центра мас до повороту лопатей, 2 - після повороту лопатей)

Цьому явищу піддаються літальні апарати, у яких лопаті головного гвинта кріпляться до втулки за допомогою шарнірного з'єднання. Центр мас лопатей нерозкрученого гвинта знаходиться на його осі обертання. Під час обертання гвинта, лопаті можуть повертатися у власних вертикальних шарнірах, і їх спільний центр мас зміщується вбік від осі обертання, що призводить до коливань втулки гвинта в горизонтальній площині. У разі збіжності гармонік цих коливань і власних коливань гелікоптера, який стоїть на землі на пружному шасі, виникають неконтрольовані коливання гелікоптера — *земний резонанс*.

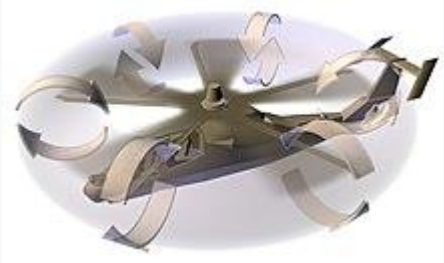
Земний резонанс можна придушити, ввівши демпфування як у вертикальному шарнірі, так і в амортизаційній стійці шасі гелікоптера. Сприятливіші умови для створення земного резонансу, утворюються при пробігу гелікоптера по землі.[9]

Флаттер

Флатером називають самозбуджувані коливання лопатей головного гвинта, які відбуваються за рахунок енергії повітряного потоку і призводять до швидкого наростання амплітуди махового руху.[10] Флатер особливо небезпечний для співвісної схеми, оскільки через цей ефект, відбувається перехлест лопатей. Для уникнення флатера в лопаті тримального гвинта, встановлюється протифлатерний вантаж, а на втулці — маятникові віброгасники. На гелікоптерах з шарнірним і пружним типом з'єднання лопатей, ознакою появи флатера під час польоту, є «розмивання» конуса головного гвинта.

5.Стан вихрового кільця, вирівнювання потужності, надмірне кабрирування

Вихрове кільце



Вихрове кільце

Вихрове кільце — критичний режим польоту вертольота, який розвивається при швидкому зниженні з малою поступальною швидкістю. Характеризується різкою втратою висоти і послабленням реакції гелікоптера на переміщення органів керування. Вертоліт різко збільшує швидкість зниження; внаслідок турбулентного стану потоку у вихровому кільці виникає тряска гелікоптера, погіршується стійкість та керованість.

Схеми кріплення лопатей

Лопаті головного гвинта кріпляться до втулки, яка вільно обертається навколо валу гелікоптера. Існують наступні основні види таких з'єднань.

Шарнірне з'єднання



Шарнірне з'єднання на Мі-8

При шарнірному з'єднанні, винайденому Хуаном де Ла С'єрва, лопаті кріпляться до корпусу втулки послідовно через осьовий, вертикальний та горизонтальний шарніри. Завдяки шарнірному зчленуванню лопатей з корпусом втулки значно знижуються змінні напруження в елементах несного гвинта і зменшуються моменти аеродинамічних сил, які передаються від гвинта на фюзеляж гелікоптера.

Горизонтальні шарніри забезпечують можливість махового руху лопатей вгору-вниз; вертикальні дозволяють лопатям здійснювати коливання в площині обертання, які виникають під дією змінних сил лобового опору і сил Коріоліса, які з'являються при коливаннях лопаті відносно горизонтального шарніра; осьові шарніри призначені для зміни кутів установки лопатей.

Під час польоту на гелікоптерах із шарнірним з'єднанням можна побачити, що лопаті у повітрі окреслюють не коло, а фігуру у вигляді воронки або конусу.

Пружне (безшарнірне) з'єднання



Пружне з'єднання на МВВ Bo 105

Роль вертикального s горизонтального шарніру при такому з'єднанні відіграє пружний елемент, що виготовляється з композитних матеріалів, або торсіон. Це дозволяє порівняно з шарнірним з'єднанням, зменшити кількість деталей та трудомісткість обслуговування, усунути потребу змащування і збільшити ресурс головного гвинта у 3–10 разів. На тримальному гвинті з таким з'єднанням, може бути значно підвищена ефективність керування порівняно з шарнірним, що сприяє збільшенню маневровості гелікоптера, до того ж послаблюється явище «земного резонансу».[13]

Напівжорстке з'єднання



Напівжорстке з'єднання лопатей гелікоптера фірми Bell

За такої схеми, дві лопаті гвинта жорстко кріпляться до центральної втулки за подобою гойдалок (коромисла): коли одна лопать здійснює маховий рух вгору, інша здійснює симетричний рух донизу. Льотчик, змінюючи положення ручки керування гелікоптером, тим самим змінює положення всієї площини обертання головного гвинта. Гелікоптер з напівжорсткою втулкою тримального гвинта, має хороші характеристики керованості. Важливою перевагою такої схеми є її простота (відсутність високонавантажених вальниць у шарнірах, демпферів та відцентрових обмежувачів схилу лопатей), полегшуючи і роблячи дешевшим виготовлення гвинта і обслуговування його в експлуатації. Гелікоптери з напівжорсткою схемою серійно виробляють фірми Bell і Robinson.

Жорстке з'єднання

Лопаті гвинта жорстко кріпляться до втулки, встановленої на приводному валу, з використанням лише осьового шарніру. Така схема є найпростішою, але в той же час, найбільше піддається руйнівним двигтінням. До того ж така схема має підвищену масу порівняно з шарнірним з'єднанням. Варто відзначити, що

змінні навантаження на лопаті несного гвинта в цьому випадку, можуть бути зменшені за рахунок гнучкості самих лопатей. Жорстке з'єднання застосовується в повітряних гвинтах літаків і до винайдення Хуаном де Ла С'єрва шарнірного з'єднання використовувалось на всіх дослідних гелікоптерах початку 20-го століття. В наш час (XXI століття) таке з'єднання можна знайти в головних гвинтах гелікоптера Sikorsky X2.

Динаміка тримального гвинта в польоті

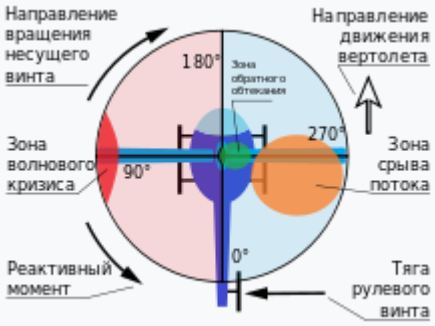


Схема зон несного гвинта під час польоту

Під час поступального руху гелікоптера в горизонтальній площині, головний гвинт обтікає набіжний повітряний потік. У разі його обертання за годинниковою стрілкою лопать, яка знаходиться зліва за напрямком польоту, рухається назустріч повітряному потоку (наступаюча лопать), а та, яка знаходиться справа — попутно йому (відступаюча лопать). Відповідно, швидкість наступаючої лопаті відносно зустрічного повітря вища, ніж швидкість відступаючої, і максимальна на азимуті 90°. Оскільки опір повітря і підіймальна сила пропорційна до швидкості, наступаюча лопать створює більшу підіймальну силу і зазнає більшого опору.

Лінійна швидкість пропорційна до відстані від осі обертання і, відповідно, максимальна на кінцях лопатей. За певних значень кутової швидкості обертання гвинта, лінійна швидкість кінцевих ділянок наступаючої лопаті наближується до швидкості звуку, внаслідок чого на цих ділянках розвивається хвильова криза. Навпаки, швидкість ряду ділянок відступаючої лопаті відносно повітря настільки мала, що на них відбувається зрив потоку, а ділянки, розташовані ще ближче до втулки, потрапляють в зону оберненого обтікання (профіль лопаті оточується повітрям з гострої частини, що створює обернену підіймальну силу).

Лопаті головного тримального гвинта, які потрапляють в зони зриву потоку і хвильової кризи, характеризуються збільшенням вібрацій і різким зниженням підіймальної сили. Протидіяти зриву потоку можна збільшенням кутової швидкості обертання гвинта, однак при цьому збільшується зона хвильової кризи. Негативний вплив зони хвильової кризи можна зменшити, застосувавши спеціальні закінцівки лопатей гвинта — наприклад, стрілоподібні.

Оскільки наступаючі лопаті створюють більшу підіймальну силу, ніж відступаючі, для збереження балансу підіймальних сил різних ділянок тримального гвинта, існує механізм компенсації. Механізм ґрунтується на

застосуванні горизонтального шарніру і осьового шарніру, жорстко з'єднаного з автоматом перекосу. Під час польоту лопать знаходиться під кутом до обтічного повітряного потоку, опір повітря, що виникає при цьому, призводить до помаху лопаті вгору. Оскільки осьовий шарнір з'єднано з автоматом перекосу, то при помаху лопаті вгору, відбувається її поворот в бік зменшення кута між лопаттю і повітряним потоком. Зменшення цього кута призводить до зменшення підіймальної сили лопаті.

І навпаки, при зменшенні швидкості обтічного повітряного потоку, лопать опускається вниз, збільшується кут установки лопаті, збільшується підіймальна сила.

5. Авторотація. Ефект впливу землі.

Авторотація — це стан польоту, де несний гвинт вертольота або подібного апарату обертається під дією повітря, що рухається вгору крізь гвинт (як у випадку з автожиром) а не завдяки роботі двигуна. Термін *авторотація* походить з періоду ранніх розробок вертольотів (між 1915 і 1920 рр.), та стосується гвинтів, що обертаються без участі двигуна.

У нормальному польоті з працюючим двигуном повітря втягується в систему несного гвинта згори і спрямовується донизу. Але під час авторотації повітря переміщується у системі гвинта знизу вгору, оскільки вертоліт опускається . Авторотація є можливою механічно внаслідок наявності обгінної муфти, яка дозволяє гвинту обертатися, навіть якщо двигун не працює, а також лопатей несного гвинта, вигнутих таким чином, що, коли кут установки лопатей максимально зменшено, внутрішня частина лопаті має від'ємний кут нахилу стосовно горизонтальної площини. У цьому випадку набігаючий потік повітря може обертати лопаті гвинта. Завдяки цьому способу вертоліт може безпечно приземлитися у разі повної відмови двигуна. Отже, всі вертольоти з одним двигуном повинні продемонструвати цю можливість, щоб отримати сертифікат типу.

Найдовша авторотація в історії була здійснена Жаном Буле 1972 року, коли він досяг рекордної висоти 12440 м (40814 футів) на Aérospatiale Lama. Внаслідок температури −63 C° на цій висоті, як тільки він зменшив швидкість, у двигуні стався зрив полум'я і перезапустити його не вдалося. Використовуючи авторотацію, він зумів безпечно посадити вертоліт.

Зниження і посадка

Для вертольота, термін «авторотація» стосується низхідного маневру, коли двигун відмикається від системи несного гвинта і лопаті ґвинта рухаються виключно завдяки висхідному потоку повітря. *Обгінна муфта* — це спеціальний механізм зчеплення, котрий припиняє роботу щоразу, коли кількість обертів за хвилину у двигуна є меншою, ніж кількість обертів за хвилину у гвинта. Якщо двигун відмовляє, обгінна муфта автоматично відмикає двигун від несного гвинта, що дозволяє ґвинту обертатися вільно.

Найбільш поширеною причиною авторотації є несправність або відмова двигуна, але авторотація також може бути здійснена в разі повної відмови

хвостового гвинта, або, як наслідок, втрати ефективності хвостового гвинта, оскільки в авторотації практично відсутній крутний момент. Якщо дозволяє висота, авторотації також можуть бути використані для виходу зі стану вихрового кільця.[2] У всіх випадках, успішна посадка залежить від висоти і швидкості вертольота на початку авторотації (див. діаграму висота-швидкість).

У момент відмови двигуна, лопаті несного гвинта забезпечують підйом і тягу завдяки своєму куту атаки і швидкості. Шляхом негайного зниження кута установки лопатей, що зазвичай робиться у разі відмови двигуна, пілот зменшує підйом та лобовий опір і вертоліт негайно починає знижуватись, створюючи висхідний потік повітря крізь систему ґвинта. Цей висхідний потік повітря забезпечує достатню тягу для підтримки обертів ґвинта протягом усього спуску. Оскільки під час авторотації хвостовий гвинт приводиться в рух передачею несного ґвинта, курс контролюється так само, як і в нормальному польоті.

Декілька факторів впливають на швидкість зниження в режимі авторотації: висота за густиною, політна вага, кількість обертів гвинта за хвилину та швидкість польоту. Основним чинником контролю швидкості зниження є повітряна швидкість. Вища або нижча повітряна швидкість досягаються циклічною зміною кута установки лопатей, як за нормального польоту. Швидкість зниження є високою за нульової швидкості польоту і зменшується до мінімуму на швидкості приблизно від 50 до 90 вузлів, в залежності від конкретного вертольота і згаданих раніше чинників. Коли повітряна швидкість перевищує ту, за якої швидкість зниження є мінімальною, швидкість зниження знову зростає. Навіть за нульової швидкості польоту гвинт є досить ефективним, оскільки його коефіцієнт опору є майже таким самим, як у парашута, незважаючи на набагато меншу щільність.

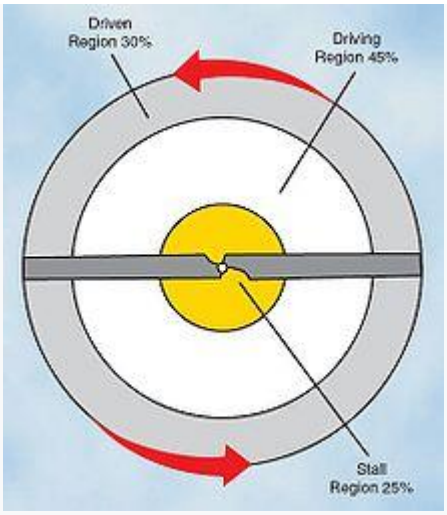
У випадку приземлення на авторотації, кінетична енергія, накопичена в лопатях, що обертаються, використовується для зменшення швидкості зниження, а отже, м'якої посадки. Щоб зупинити вертоліт з високою швидкістю зниження, потрібна більша кількість енергії гвинта, аніж для зупинки вертольота, який знижується повільніше. Тому авторотаційні зниження за дуже низьких або дуже високих швидкостей є більш критичними, ніж ті, які здійснюються за мінімальної швидкості зниження.

Кожен тип вертольота має певну швидкість польоту, за якої планування з вимкненим двигуном є найбільш ефективним. Найкращою швидкістю є та, що поєднує найбільшу дальність планування з найменшою швидкістю зниження. Ця повітряна швидкість відрізняється для кожного типу вертольота, а також деякі фактори (висота за густиною, вітер) впливають на всі конфігурації тим самим чином. Повітряна швидкість для авторотації встановлюється окремо для кожного типу вертольота на основі середніх погодних та вітрових умов і нормального завантаження.

Вертоліт з важким вантажем на великій висоті щільності або за поривчастого вітру може досягти максимальних політних якостей завдяки дещо підвищеній повітряній швидкості під час зниження. На малій висоті за густиною та легкому вантажі, кращі політні якості досягаються незначним

зниженням нормальної повітряної швидкості. Дотримуючись цієї загальної процедури коригування повітряної швидкості згідно з існуючими умовами, пілот може досягти приблизно однакового кута глісади планування за будь-яких обставин та визначити точку приземлення. Цей оптимальний кут глісади планування зазвичай становить 17-20 градусів.

Зони авторотації



Зони лопатей у вертикальному авторотаційному зниженні.

Під час вертикальної авторотації диск ґвинта складається з трьох зон — веденої зони, провідної зони та зони відривного обтікання. Розміри цих зон варіюються залежно від кроку лопатей, швидкості зниження та кількості обертів несучого гвинта за хвилину. Якщо кількість обертів за хвилину, крок лопатей, або швидкість зниження змінюються, розмір зон змінюється стосовно один одного.

Ведена зона (інша назва — пропелерна зона) знаходиться на кінцях лопатей. Зазвичай вона займає приблизно 30 відсотків від радіуса. Саме ведена зона виробляє найбільший опір. Результатом є уповільнення обертання лопаті.

Провідна зона (авторотаційна зона) зазвичай займає від 25 до 70 відсотків від радіуса лопатей, виробляє сили, необхідні для повороту лопатей під час авторотації. Повна аеродинамічна сила у провідній зоні спрямована дещо вперед стосовно осі обертання, виробляючи безперервну прискорюючу силу. Цей нахил забезпечує тягу, яка прискорює обертання лопаті. Розмір провідної зони залежить від налаштування кроку лопатей, швидкості зниження, і кількості обертів несучого гвинта за хвилину.

Внутрішні 25 відсотків розміру лопаті називаються зоною відривного обтікання. Ця зона діє, коли кут атаки (кут звалювання) є вищим за максимальний, спричиняючи опір, який сповільнює обертання лопаті. Стала кількість обертів ґвинта за хвилину досягається шляхом регулювання загального кута установки лопатей, так що сили провідної області, котрі прискорюють лопаті, врівноважуються з уповільнюючими силами з двох інших зон.

Контролюючи розмір провідної зони, пілот може регулювати кількість обертів за хвилину. Наприклад, якщо загальний крок збільшується, то збільшується і кут тангажу у всіх зонах. Це призводить до того, що точка рівноваги зміщується вздовж лопаті досередини, таким чином збільшуючи розмір веденої зони. Зона відривного обтікання також збільшується, в той час як провідна зона зменшується. Зменшення розміру провідної зони спричиняє зменшення прискорюючої сили провідної зони та кількості обертів гвинта за хвилину.