

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

Циклова комісія авіаційного і радіоелектронного обладнання

ТЕКСТ ЛЕКЦІЇ

навчальної дисципліни
«Вступ до спеціальності (Основи авіації МВС України)»
обов'язкових компонент
освітньо-професійної програми
освітньо-професійної програми першого (бакалаврського) рівня вищої освіти

***173 Авіоніка
(Авіоніка)***

за темою № 3 - Класифікація принципів польоту

Кременчук 2023

ЗАТВЕРДЖЕНО

Науково-методичною радою
Харківського національного
університету внутрішніх справ
Протокол від 30.08.2023 № 7

СХВАЛЕНО

Методичною радою
Кременчуцького льотного коледжу
Харківського національного
університету внутрішніх справ
Протокол від 28.08.2023 № 1

ПОГОДЖЕНО

Секцією Науково-методичної ради
ХНУВС з технічних дисциплін
Протокол від 29.08.2023 № 7

Розглянуто на засіданні циклової комісії авіаційного і радіоелектронного обладнання, протокол від 28.08.2023р № 1

Розробники:

- 1. Викладач циклової комісії Авіаційного та радіоелектронного обладнання, спеціаліст вищої категорії Хебда А.С.*
- 2. Викладач циклової комісії Авіаційного і радіоелектронного обладнання, к.т.н., доцент, спеціаліст вищої категорії, Юрко О.О.*

Рецензенти:

- 1. К.т.н., спеціаліст вищої категорії, викладач-методист циклової комісії авіаційного і радіоелектронного обладнання Шмельов Ю.М.*
- 2. Заступник директора з ОЛР, командир авіаційного загону ТОВ «ЕЙР ТАУРУС» Гетьман Ю.Ю.*

План лекції:

1. Класифікація принципів польоту
2. Реалізація ракетодинамічного і балістичного принципів польоту
3. Реалізація аеростатичного принципу польоту
4. Реалізація аеродинамічного принципу польоту
5. Літальні апарати, що реалізують кілька принципів польоту

Рекомендована література (основна, допоміжна), інформаційні ресурси в Інтернеті

Основна:

1. Савін В. С. Авіація в Україні: Нариси історії. Харків: Основа, 1995. 264 с.
2. Матвійчук А. Я., Стінянський В. Л. Електротехніка: навчально-методичний посібник. Вінниця, 2017. 270 с.
3. Харченко В. П., Остроумов І. В. Авіоніка: навч. посіб.. Київ: НАУ, 2013. 272 с.

Допоміжна:

1. Стушанський Ю. В. Комп'ютерні інтегровані системи авіоніки. Навчальний посібник. Кременчук: КЛК НАУ, 2011. 180 с.
2. Закон України «Про загальну структуру і чисельність Міністерства внутрішніх справ України».

Інформаційні ресурси в Інтернеті

1. Офіційний сайт Портал МВС. Авіація МВС Режим доступу: <https://mvs.gov.ua/uk/ministry/aviaciya-mvs>.
2. Офіційний сайт Державної Авіаційної Служби України. Режим доступу: <https://avia.gov.ua/>

Текст лекції

1. Класифікація принципів польоту

В основі польоту лежить подолання гравітаційної сили - сили тяжіння, яка визначається рівнянням

$$G = mg,$$

де G - сила тяжіння, Н; m - маса тіла, що летить, кг; g - прискорення вільного падіння, м / с².

Сила, долає силу тяжіння, називається підйомною силою. У рівномірному горизонтальному сталому польоті підйомна сила Y врівноважує силу тяжіння ($Y = -G$),

Принцип польоту визначається тим, яким чином і за рахунок чого створюється підйомна сила. В даний час технічне значення мають такі принципи польоту.

- балістичний - сила Y визначається силою інерції тіла, що летить за рахунок початкового запасу швидкості або висоти, тому такий політ називають також пасивним (супутник Землі, міжпланетний корабель);

- ракетодінамічний - сила Y визначається реактивною силою, що виникає в результаті відкидання частини маси тіла, що летить. Відповідно до закону збереження імпульсу системи при відділенні від її маси з будь-якої швидкістю деякої частини, виникає рух (ракета);

- аеростатичний - сила Y визначається архимедовою силою, яка дорівнює силі тяжіння витісненого тілом повітря (аеростат, стратостат, дирижабель);

- аеродинамічний - сила Y визначається реактивною силою, що виникає в результаті відкидання вниз частини повітря, що обтікає тіло при його русі, тобто силовим впливом повітря на рухоме тіло (літак, планер, гелікоптер).

При польоті в атмосфері крім сили тяжіння літальному апарату доводиться долати силу опору зовнішнього середовища. Сила, що долає силу опору зовнішнього середовища X , називають тягою P . В рівномірному горизонтальному сталому польоті тяга P врівноважує силу опору середовища ($P = -X$). Тягу, як і підйомну силу, можна створювати різними способами.

2. Реалізація ракетодінамічного і балістичного принципів польоту

12 квітня 1961 р ракета-носіє "Восток" вивела на орбіту штучного супутника Землі перший у світі космічний корабель "Восток" з людиною на борту - Ю.А. Гагаріним. Стартова маса трьох ступінчастої ракетно-космічної системи "Схід" 287 000 кг. Маса корисного навантаження - космічного корабля $m_{\text{н}} = 4725$ кг. Рідинні ракетні двигуни (РРД) створювали стартову

тягу 4000 кН. Повна довжина системи на старті – 38,360 м.

При запуску ЖРД ракетно-космічної системи, газів, що впливають з реактивного сопла ЖРД з великою швидкістю, створюють тягу двигуна. Для її визначення використовують рівняння

$$P = m_{сек} W_c + f_c(p_c - p_o)$$

де P - тяга, Н; $m_{сек}$ - витрата маси палива (пального і окислювача) протягом секунди, кг / с; W_c - швидкість вильоту газів із сопла, м / с; f_c - площа вихідного отвору (зрізу) сопла, м²; p_c - тиск стікали газів на зрізі сопла, Па; p_o - тиск навколишнього середовища, Па.

При досягненні тягою значення, рівного силі тяжіння, ракета "відривається" від землі; при подальшому збільшенні тяги ракета починає підйом з прискоренням. Таким чином реалізується ракетодінамічний принцип польоту.

Після досягнення першої космічної швидкості космічний корабель виходить на орбіту штучного супутника Землі і рухається по балістичному принципом тільки під дією сил всесвітнього тяжіння в стані невагомості.

Стан невагомості не означає відсутності ваги. Ця вага (доцентрову силу) врівноважується відцентровою силою інерції тіла, що рухається по круговій орбіті. Космонавт тільки не відчуває звичайної ваги. На Землі відчуття ваги виникає саме за рахунок реакції опори.

Вагова віддача ракетно-космічних систем (відношення маси корисного навантаження до стартовій масі апарату) дуже мала. Це викликано колосальними витратами палива для створення підйомної сили. Ракетодінамічний принцип вельми неекономічний для забезпечення польотів в атмосфері Землі, але він є єдино можливим для виведення ЛА на орбіту, хоча в щільних шарах атмосфери можливий політ апарату, що реалізує і ракетодінамічний, і балістичний принципи польоту.

Тут слід зазначити, що рух апаратів в космічному просторі можливий не тільки по ракетодінамічному та балістичному (під дією сил всесвітнього тяжіння) принципам польоту. Реально використання "сонячного вітрила" - пристрою, що забезпечує переміщення космічного апарату під дією світлового тиску сонячних променів (сонячного вітру).

3. Реалізація аеростатичного принципу польоту

6 травня 1937 р під Нью-Йорком зазнав катастрофу німецький дирижабль "Гінденбург" - гігантський повітряний корабель довжиною близько 250 м, об'ємом 190 000 м³ з чотирма дизельними двигунами потужністю по 810 кВт, з 25 каютами, ресторанами, салонами і бібліотекою на борту. Близько 100 пасажирів і членів екіпажу загинули під час

катастрофи в результаті загоряння, а потім вибуху водню, яким була наповнена оболонка дирижабля.

Практично в усьому світі після цієї катастрофи були припинені спроби застосувати дирижабль (від франц. *Dirigeable* - керований) в якості пасажирського транспорту (так званий «синдром Гінденбурга»). На довгі роки було "здано в архів" найекономічніший в енергетичному сенсі спосіб створення підйомної сили Y в атмосфері - за рахунок реалізації аеростатичного принципу.

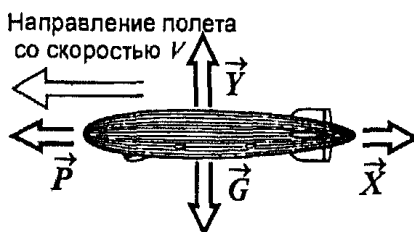


Рисунок 1 – Схема до пояснення аеростатичного принципу польоту

При польоті дирижабля (рис. 1) аеростатична підйомна сила Y врівноважує силу тяжіння дирижабля G , а тяга двигунів P - силу лобового опору X (і силу інерції при польоті дирижабля з прискоренням).

Підйомна (виштовхуюча) сила аеростатичних ЛА, які прийнято називати апаратами легшими за повітря, відповідно до закону Архімеда визначається виразом

$$Y = W\rho_{\text{в}}g,$$

де W - обсяг наповненої газом оболонки апарату, м^3 ; $\rho_{\text{в}}$ - щільність повітря, що витісняється дирижаблем, $\text{кг}/\text{м}^3$; g - прискорення вільного падіння, $\text{м}/\text{с}^2$.

Запишемо рівняння для сили тяжіння дирижабля у вигляді

$$G = m_0g = (m_{\text{а}} + W\rho_{\text{г}})g,$$

де m_0 - злітна маса дирижабля; $m_{\text{а}}$ - маса апарату, що визначається як сума мас корисного навантаження, різного устаткування, силової установки, палива, конструкції (в тому числі і наповнюваної газом оболонки об'ємом W); $W\rho_{\text{г}}$ - маса газу, що заповнює оболонку і має щільність $\rho_{\text{г}}$.

Необхідна для врівноваження сили тяжіння дирижабля підйомна сила

$$Y = W\rho_{\text{в}}g = (m_{\text{а}} + W\rho_{\text{г}})g.$$

Звідси

$$(\rho_{\text{в}} - \rho_{\text{г}})W = m_{\text{а}}.$$

Тобто для того, щоб дирижабль з масою $m_{\text{а}}$ зміг здійснювати політ, необхідно, щоб щільність газу, що заповнює оболонку, була менше щільності повітря. Необхідний для польоту обсяг наповненої газом оболонки

$$W = \frac{m_{\text{а}}}{\rho_{\text{в}} - \rho_{\text{г}}}.$$

Нагадаємо, що щільність повітря (на рівні моря при температурі 0°C) $\rho_v = 1,29 \text{ кг/м}^3$. Для заповнення оболонки зазвичай використовується водень ($\rho_r = 0,09 \text{ кг/м}^3$) або гелій ($\rho_r = 0,179 \text{ кг/м}^3$). Можна також заповнити оболонку підігрітим повітрям, щільність якого буде менше щільності повітря, що оточує ЛА.

У період Другої світової війни в США виникла потреба довготривалого патрулювання океанських акваторій з метою організації протичовнової оборони, і це завдання з успіхом вирішували дирижаблі, які входили до складу військово-морських сил США до 1961 р

З початку 1970-х рр. знову звернулися до використання аеростатичного принципу польоту.

4. Реалізація аеродинамічного принципу польоту

Аеродинамічний принцип створення підйомної сили можна технічно реалізувати або, використовуючи рух всього апарату, забезпеченого нерухомою несучою поверхнею (крило), або використовуючи рух окремих несучих частин апарату (несучий гвинт, вентилятор і т.д.) щодо повітряного середовища. І в тому, і в іншому випадку утворення підйомної сили засноване на законі механіки про кількість руху (другий закон Ньютона)

$$m(V_2 - V_1) = Pt,$$

де m - маса тіла (в даному випадку це маса відкидається повітря), кг; $V_2 - V_1$ - зміна швидкості тіла (в даному випадку вертикальна швидкість відкидається несучою поверхнею повітря), м / с; P - сила, прикладена до повітря і спрямована вниз, Н; t - час дії сили, с.

Звідси слідує що

$$P = m(V_2 - V_1)/t.$$

Відповідно до третього закону Ньютона підйомна сила Y буде прикладена до несучої поверхні, дорівнює за величиною силі P і спрямована вгору (діятиме проти сили P , прикладеної до повітря і спрямованої вниз):

$$\vec{Y} = -\vec{P}.$$

Надалі при позначенні сил, що мають аеродинамічну природу, будемо застосовувати індекс "а" (Y_a , X_a і т.д.).

Ще раз підкреслимо, несуча поверхня що рухається в повітрі і створює підйомну силу Y_a , здійснює роботу з подолання діючої на неї сили лобового опору X_a . Тому для створення підйомної сили необхідно витратити енергію. Очевидно, що енергетичні витрати ЛА, що використовує аеродинамічний принцип польоту, будуть тим менше, чим менше буде сила лобового опору X_a , що виникає при створенні необхідної для польоту підйомної сили Y_a ,

тобто чим більше буде значення аеродинамічної якості ЛА K_a , що визначається відношенням підйомної сили до сили лобового опору:

$$K_a = Y_a / X_a.$$

Аеродинамічна якість є властивістю ЛА, що визначаються в основному його геометричними параметрами.

Серед ЛА, що реалізують аеродинамічний принцип польоту, найбільшого поширення набули планери (франц. Planeur від planer - парити), літаки і вертольоти.

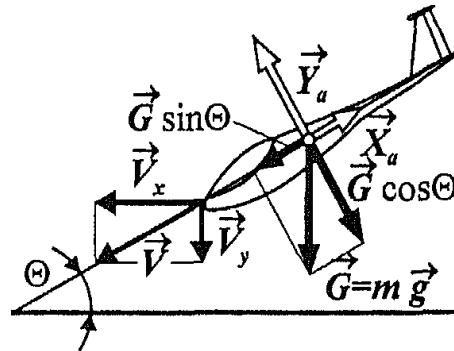


Рисунок 2 – Схема до пояснення польоту планера

Планер не має силової установки, тому його політ (рис. 2) в спокійній атмосфері можливий тільки з постійним зниженням під деяким кутом Θ до горизонту зі швидкістю планування V , яка може бути представлена векторною сумою швидкості зниження V_y і горизонтальної швидкості польоту V_x . Рух планера вперед відбувається під дією складової $G \sin \theta$ сили тяжіння G , яка врівноважує силу лобового опору X_a , що виникає разом з підйомною силою крила Y_a , врівноважує складову $G \cos \theta$ сили тяжіння. Таким чином, при польоті планера на створення підйомної сили і подолання сили лобового опору з втратою висоти витрачається потенційна енергія, яку мав планер, доставлений на висоту на початок планування за допомогою наземної лебідки або літака-буксирувальника. Збільшити запас енергії для польоту планер може, набираючи висоту за рахунок енергії "терміків" - висхідних потоків теплого повітря.

Розглядаючи схему сил, діючих на планер при плануванні (див. рис. 1.2), запишемо:

$$Y_a = G \cos \Theta; \quad X_a = G \sin \Theta.$$

Звідси $\tan \theta = X_a / Y_a = 1 / K_a$, тобто планер, що має більшу аеродинамічну якість, плануватиме по більш пологій траєкторії і дальність його польоту при інших рівних умовах буде більше. Отже, він більш ефективно використовує початковий запас енергії. Для сучасних планерів аеродинамічна якість $K_a = 40 \dots 50$.

Літак здійснює політ в атмосфері за рахунок тяги, створюваної силовою установкою, і підйомною силою, створюваною нерухомим щодо інших частин літака крилом.

Двигун літака може створювати тягу повітряним гвинтом або реакцією струменя вихлопних газів, витрачаючи при цьому хімічну енергію палива, що знаходиться в паливних баках, на здійснення роботи з подолання аеродинамічного опору або опору тертя при розбігу літака по ЗПС на зльоті.

При польоті літака зі швидкістю V (рис. 3) виникає підйомна сила Y_a , що протистоїть гравітаційній силі (силі тяжкості) G ; разом з тим виникає і сила, що створює опір руху літака, X_a , яка долається тягою двигуна P .

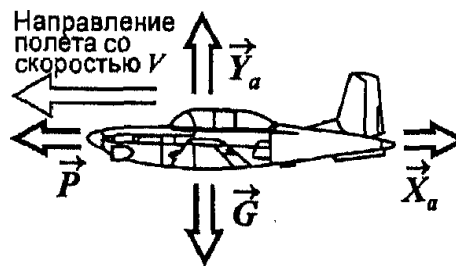


Рисунок 3 – Сили, що діють на літак в горизонтальному польоті

Таким чином, для здійснення горизонтального польоту літака необхідно виконати умови

$$G = Y_a; \quad P = X_a.$$

Звідси тяга двигуна, потрібна для здійснення горизонтального польоту,

$$P_{\text{потр}} = GX_a/Y_a = G/K_a = mg/K_a.$$

Енергетичні витрати ЛА, що реалізує аеродинамічний принцип польоту, на подолання сили земного тяжіння істотно менше витрат ЛА, що реалізує ракетодинамічний принцип польоту, для якого $P_{\text{потр}} = mg$. У сучасних дозвукових літаків аеродинамічна якість $K_a = 15 \dots 18$, у надзвукових літаків $K_a = 8 \dots 12$.

Однак літак (в традиційній конфігурації) не здатний здійснювати вертикальний зліт і посадку, оскільки нерухоме крило створює підйомну силу тільки при поступальному русі літака.

Вертоліт (гелікоптер) здійснює політ за рахунок підйомної сили і тяги, що створюються одним або декількома несучими гвинтами, здатними створювати підйомну силу без поступального руху ЛА.

Несучий гвинт 1 вертольота (рис. 4, а) складається з декількох лопатей, які представляють собою крила, що приводяться в обертання двигуном. В результаті обертання лопатей виникає аеродинамічна підйомна сила (тяга гвинта) T_a , яка в режимі висіння врівноважує силу тяжіння G :

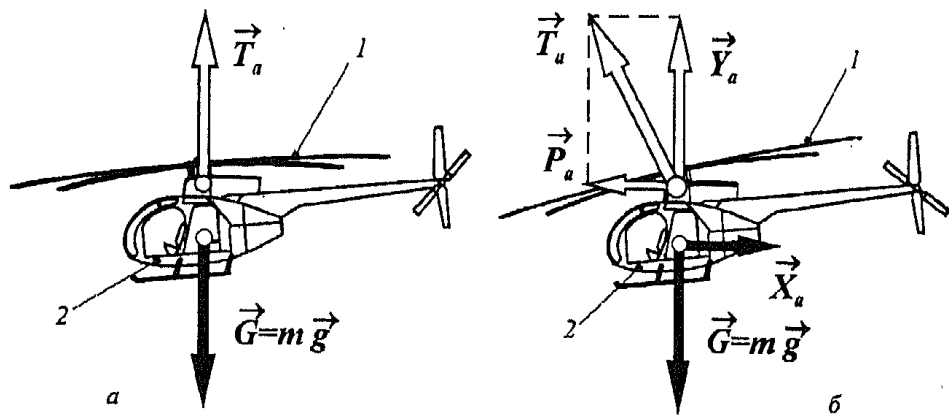


Рисунок 4 – Схема до пояснення принципу польоту вертольота

На рис. 4, б показана схема сил, що діють на вертоліт в горизонтальному польоті. Несучий гвинт 1 за допомогою спеціального пристрою нахилений щодо фюзеляжу вертольота 2 вперед.

Складова Y_a тяги гвинта T_a врівноважує силу тяжіння в ($Y_a = G$), тобто є підйомною силою вертольота; проекція P_a сили T_a на горизонтальну вісь забезпечує поступальний рух вертольота, врівноважуючи при цьому силу лобового опору X_a ($P_a = X_a$), тобто є тягою вертольота в горизонтальному польоті.

Аеродинамічна якість сучасних вертольотів $K_a = 4 \dots 5$.

Енергетичні витрати на політ вертольота істотно більше, ніж на політ літака при однакових злітних масах і швидкості польоту. Однак вертоліт здатний здійснювати вертикальний зліт і посадку, а також перебувати в режимі висіння.

5. Літальні апарати, що реалізують кілька принципів польоту

Класифікація літальних апаратів за принципами польоту, умовна. Так, ракета, що виводить супутник на навколоземну орбіту, поєднує ракетодинамічний принцип польоту на початковій (активній) ділянці з балістичним принципом на пасивній ділянці.

Літаки вертикального зльоту і посадки (ЛВЗП) використовують спрямовану вертикально тягу повітряних гвинтів або реалізують ракетодинамічний принцип (використовують тягу реактивних двигунів) на режимах вертикального зльоту і посадки, а на крейсерських режимах – аеродинамічний принцип. Літаки короткого (ЛКЗП) і укороченого (ЛУЗП) зльоту і посадки на злітно-посадочних режимах долають силу тяжіння за рахунок підйомної сили крила і вертикальної тяги двигунів, реалізуючи одночасно аеродинамічний і ракетодинамічний принципи польоту.

Багаторазові повітряно-космічні апарати типу "Спейс шаттл" (США) і

"Буран" (СРСР), що виводяться в космічний простір за допомогою ракет-носіїв, у польоті по орбіті штучного супутника Землі реалізують балістичний принцип польоту, при маневруванні на орбіті за допомогою ракетних двигунів – ракетодінамічний принцип, при зниженні в верхніх шарах атмосфери – балістичний, а в нижніх, щільних шарах атмосфери – аеродинамічний принципи польоту.