

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

Циклова комісія аеронавігації

ТЕКСТ ЛЕКЦІЇ

з навчальної дисципліни
ПРИНЦИПИ ПОЛЬОТУ
(Аерогідрогазодинаміка)

обов'язкових компонент
освітньо-професійної програми першого (бакалаврського) рівня вищої освіти

Аеронавігація
272 Авіаційний транспорт

за ТЕМОЮ 7- Аеродинамічні характеристики профілю і несучих поверхонь
літальних апаратів

Вінниця 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 *аеронавігації*, протокол від 28.08.2023 № 1

Розробник: професор навчального відділу КЛК ХНУВС, викладач циклової комісії аеронавігації, к. т. н., с. н. с., спеціаліст вищої категорії, викладач – методист, Тягній В. Г.

Рецензенти:

1 Головний науковий співробітник ТОВ «Науково-виробниче об'єднання» «АВІА», к.т.н., с.н.с., Зінченко В. П.

2 Професор навчального відділу КЛК ХНУВС, викладач-методист циклової комісії енергозабезпечення та систем управління, к. т. н., професор, спеціаліст вищої категорії, Гаврилюк Ю. М.

ЛЕКЦІЯ 7.2: Повна аеродинамічна сила і результуючий аеродинамічний момент

План лекції:

- 1 Діаграма розподілу нормальної складової тиску по поверхні профілю, епюри тиску по хорді крила.
- 2 Центр тиску, аеродинамічний фокус профілю і парабола стійкості.
- 3 Виникнення повної аеродинамічної сили і результуючого аеродинамічного моменту.

Рекомендована література:

Основна:

1. Котельніков Г. Н., Мамлюк О. В., Аеродинаміка літальних апаратів. Підручник. -К.: Вища школа, 2002. – 255 с.
2. Навчальний посібник «Аеродинаміка та динаміка польоту вертольота». Частина I, «Аеродинаміка вертольота» / А. Г. Зінченко, О. О. Бурсала, О. Л. Бурсала та ін.; за заг. ред. А. Г. Зінченка. – Х.: ХНУПС, 2016.–402 с.: іл.
3. Навчальний посібник «Аеродинаміка та динаміка польоту вертольота». Часть II, «Динаміка польоту вертольота». / А. Г. Зінченко, І. Б. Ковтонюк, В. М. Костенко та ін.; за загальною редакцією В. М. Костенка та І. Б. Ковтонюка. – Х.: ХУПС, 2010. – 272 с.: іл.
4. Опорний конспект з навчальної дисципліни «Аеродинаміка, динаміка польоту та практична аеродинаміка». Частина I «Аеродинаміка вертольоту». Автор: Пчельников С. І.
5. Опорний конспект з навчальної дисципліни «Аеродинаміка, динаміка польоту та практична аеродинаміка». Частина II «Динаміка польоту». Автор: Пчельников С.І.
6. Аеродинаміка літальних апаратів: навчальний посібник /О.О. Бурсала. А. Г. Зінченко, Є. Ю. Іленко, І. Б. Ковтонюк, А. Л. Сушко – Х.: ХУПС, 2015. -333 с.: іл.
7. Лебідь В. Г., Миргород Ю. І., Аерогідрогазодинаміка. Підручник Х.: ХУПС, 2006. – 350 с.
8. Тягній В. Г., Ємець В. В., Основи аеродинаміки та динаміки польоту, частина I, Аерогідрогазодинаміка. Навчальний посібник, КЛК ХНУВС, 2022. – 384 с.

Допоміжна:

1. Ковалев Е. Д., Удовенко В. А., Основи аеродинаміки і динаміка польоту легких вертольотів. Навчальний посібник. - Х.: КБ Аерокоптер, 2008. – 280 с.

Інформаційні ресурси

Інформаційні ресурси в Інтернеті

<http://csm.kiev.ua/nd/nd.php?b=1>

Технічні засоби

- 1 Багатофункціональний плазмовий телевізор.
- 2 Персональний комп'ютер.
- 3 Мультимедійний проектор.

Наочні посібники

- 1 Опорний конспект лекцій.
- 2 Електронний конспект лекцій.
- 3 Презентація окремих тем дисципліни.
- 4 Схеми та таблиці по темам дисципліни.
- 5 Зразки інформаційної та службової документації.
- 6 Навчальні фільми за тематикою дисципліни «Принципи польоту (Аерогідрогазодинаміка)».
- 7 Стенди і плакати за тематикою дисципліни «Принципи польоту (Аерогідрогазодинаміка)».
- 8 Курс лекцій по дисципліні «Принципи польоту (Аерогідрогазодинаміка)»
- 9 Начальний посібник по дисципліні “Аерогідрогазодинаміка”

Текст лекції

ЛЕКЦІЯ 7.2: ПОВНА АЕРОДИНАМІЧНА СИЛА І РЕЗУЛЬТУЮЧИЙ АЕРОДИНАМІЧНИЙ МОМЕНТ

План лекції:

7.2.1 Розподіл нормальної складової тиску по поверхні профілю, епюри тиску по хорді крила

7.2.2 Центр тиску і аеродинамічний фокус профілю

7.2.3 Виникнення повної аеродинамічної сили і результуючого аеродинамічного моменту

7.2.1 Розподіл нормальної складової тиску по поверхні профілю, епюри тиску по хорді крила

Вплив крила на навколишнє повітряне середовище викликає в ньому зміну основних фізичних параметрів:

- швидкості; тиску;
- щільності; температури.

У кожній точці профілю крила нормальний тиск від взаємодії профілю з повітряним потоком буде різним, тому параметри потоку постійно змінюються при переході від однієї точки профілю до іншого. Швидкість і тиск в кожній точці профілю називаються місцевими швидкістю і тиском.

Розподіл нормального тиску по поверхні профілю крила отримують експериментальним шляхом в аеродинамічній трубі.

$$\Delta p = p_i - p_\infty$$

де

p_i – тиск в i -ої точці профілю, Па;

p_∞ – тиск незбуреного потоку;

Δp – перепад тиску в точках профілю, Па.

Розподіл нормального тиску по поверхні профілю крила зображується векторними діаграмами і епюрами розподілу тиску по хорді профілю (рис 7.2.1).

Векторну діаграму розподілу тиску будують в безрозмірних величинах

$$\bar{p} = \frac{p_i - p_\infty}{\frac{\rho V_\infty^2}{2}}, \quad \bar{p}_i = \frac{\Delta p_i}{q_\infty}$$

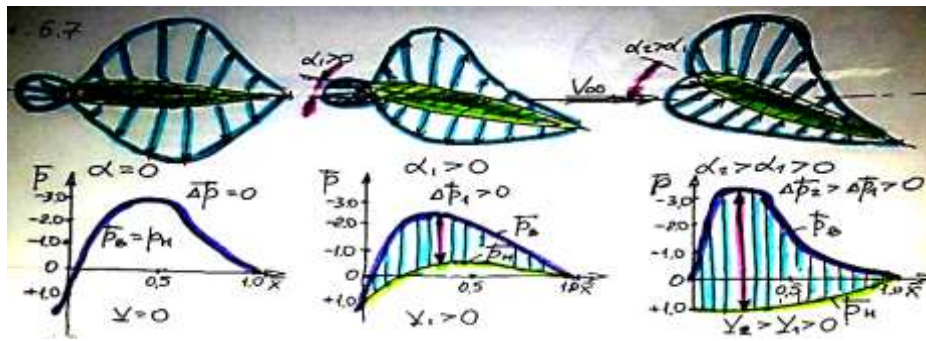


Рис 7.2.1 Схема розподілу тиску по поверхні профілю і епюри тисків по хорді

7.2.2 Центр тиску і аеродинамічний фокус профілю

Центром тиску називається точка на поздовжній осі перетину крила через яку проходить лінія дії рівнодіючої аеродинамічних сил (рис 7.2.2).

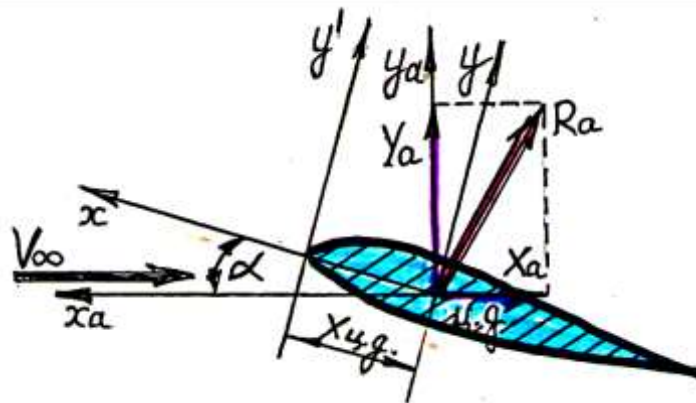


Рис 7.2.2 Схема розташування центру тиску і появи моменту тангажа

Момент тангажу щодо носика профілю дорівнює:

$$M_z = -Y \cdot x_{ц.д.} : \left(\frac{\rho \cdot V^2}{2} \cdot b \cdot S \right)$$

$$m_z = -C_y \cdot \frac{x_{ц.д.}}{l} = -C_y \cdot \bar{x}_{ц.д.}, \text{ звідси}$$

$$\bar{x}_{ц.д.} = -\frac{m_z}{C_y}$$

При малих кутах атаки (α) $C_y = C_{ya}$

$$\bar{x}_{ц.д.} = -\frac{m_z}{C_{ya}}$$

Видатний російський учений С. А. Чаплигін запропонував, що якщо на схему профілю крила нанести серію векторів підйомних сил при різних кутах атаки, які проходять через відповідні центри тиску, то огибаюча до напрямку цих векторів матиме вигляд параболи. Цю параболу назвали *параболою стійкості*. Це відкриття

дозволило створити теорію стійкості літака: *що момент підйомної сили щодо деякої точки, яку назвали фокусом параболі, не залежить від кута атаки.* (рис 7.2.3)

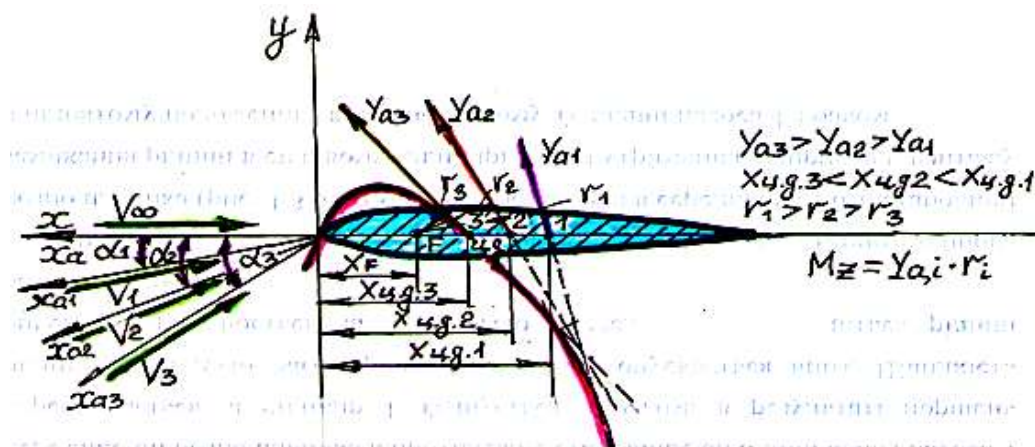


Рис 7.2.3 Схема побудови параболі стійкості

З цього випливає, що плече від носика профілю до центру тиску (r) при збільшенні кута атаки (α) зменшується пропорційно збільшенню підйомної сили (Y), а момент тангажа ($M_z = Y_a \cdot r_i$) при цьому залишається незмінним.

$$M_z = -Y_a \uparrow \cdot r \downarrow \text{ при } \alpha \uparrow, M_z = \text{const}$$

Аеродинамічним фокусом називається точка на поздовжній осі профілю крила, в якій прикладено приріст підйомної сили ΔY_a , викликаний малими змінами кута атаки (α) і при цьому момент тангажа щодо цієї точки залишається постійним ($M_z = \text{const}$)

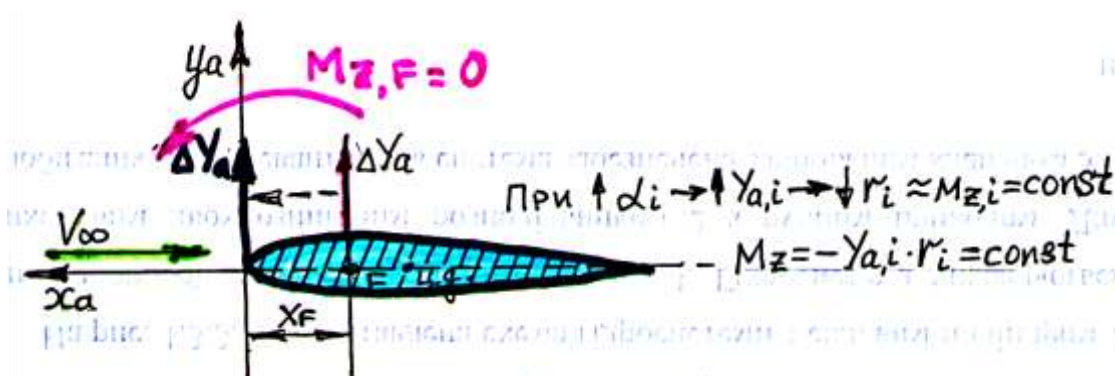


Рис 7.2.4 Схема виникнення аеродинамічного фокуса

нехай

$$M_{z,F} = M_{z_0} - \Delta Y_a \cdot x_F : \left(\frac{\rho \cdot V^2}{2} \cdot b \cdot S \right)$$

$$m_{z,F} = m_{z_0} - \Delta C_y \cdot \bar{x}_F$$

$$\bar{x}_F = \frac{x_F}{l}$$

$$\bar{x}_F = \frac{-m_{z,F} + m_{z0}}{\Delta C_y}$$

$$\bar{x}_F = -m_z^{Cy}$$

Зв'язок між ц.м і фокусом можна описати виразом:

де

m_z^{Cy} - похідна моменту тангажа в залежності від коефіцієнта нормальної сили:

$$\bar{x}_{цд} = \bar{x}_F - \frac{m_{z0}}{\Delta C_y}; \quad \bar{x}_{ц.д.} = \bar{x}_F - m_{z0}^{Cy}$$

У загальному випадку фокус не збігається з ц.м. Для симетричного профілю, де $m_{z0} = 0$

$$\bar{x}_{цд} = \bar{x}_F,$$

Розташування фокуса крила визначається щодо носика профілю і залежить від:

- форми крила в плані;
- числа Маха - M .

При дозвукових швидкостях польоту розташування фокуса на профілю крила:

- для прямого крила - **25%**;
- для стреловидного крила - **30-35%**;
- для трикутного крила - **35-40%**.

7.2.3 Виникнення повної аеродинамічної сили і результуючого аеродинамічного моменту

Аеродинамічними силами називаються сили, що виникають в результаті механічної взаємодії тіл, що рухаються в повітряному потоці. При цьому, рух повітря, внаслідок в'язкості, забезпечує появу на поверхні тіла сил тертя (рис 7.2.5).

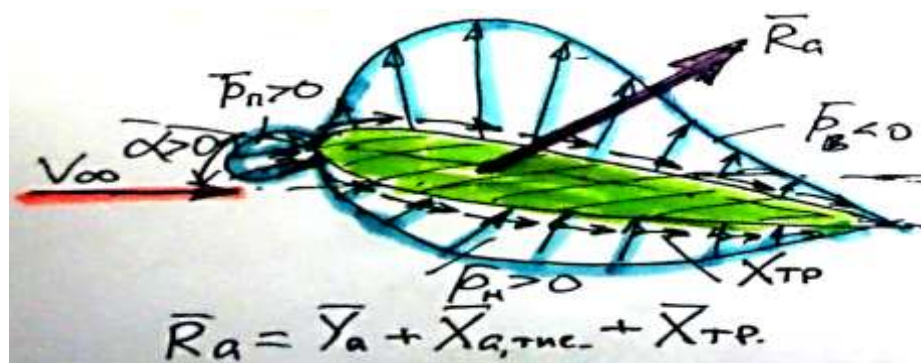


Рис 7.2.5 Схема виникнення повної аеродинамічної сили (R_a)

Таким чином, на кожен елемент тіла, обтікаемого повітрям, діють сили нормального тиску перпендикулярно до поверхні тіла і сили тертя спрямовані по дотичній до поверхні цього тіла.

Розподілені по поверхні тіла нормальні і ковзні сили можна підсумувати і визначити величину результуючої аеродинамічної сили.

Рівнодіюча нормальних сил тиску і тангенціальних сил тертя, що діють на поверхню тіла, називається **результуючої або повної аеродинамічної силою** і позначається буквою \vec{R}_a

На величину і напрямок повної аеродинамічної сили впливають:

- швидкість набігаючого повітряного потоку; форма профілю;
- положення профілю щодо вектора швидкості повітряного потоку;
- число Маха, що визначає ступінь прояву стисливості повітря;
- число Рейнольдса, що визначає ступінь прояву в'язкості повітря;
- шорсткість поверхні тіла; температури повітря.

Часто в аеродинаміці для аналізу використовують не повну аеродинамічну силу, а її проекції на відповідні вісі зв'язаної і швидкісної систем координат (рис 7.2.6).

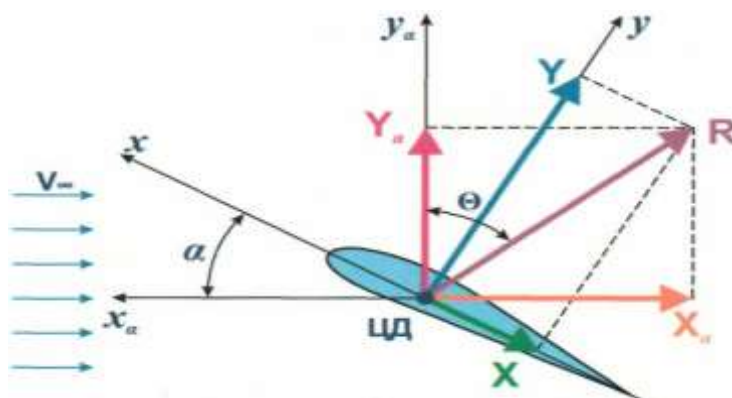


Рис 7.2.6 Схема проєкцій повної аеродинамічної сили на вісі систем координат

У швидкісній системі координат складовими результуючої аеродинамічної сили на осі координат є сили, які мають назву:

- лобовий опір (X_a); $X_a = R_a \cdot \sin \theta$
- підйомна сила (Y_a); $Y_a = R_a \cdot \cos \theta$
- бічна сила (Z_a). $Z_a = R_a \cdot \sin \theta \cdot \cos \beta$

Силою лобового опору (X_a) називається проєкція сили R_a на вісь ox_a , тобто у напрямку вектора швидкості незбуреного потоку, вона перешкоджає руху тіла, прагне загальмувати його і спрямована по вектору швидкості набігаючого потоку (проти напрямку польоту $ЛА$). Звідси випливає, що повна аеродинамічна сила R_a

завжди відхилена назад від площини, перпендикулярної вектору швидкості повітряного потоку, і сила лобового опору має від'ємне значення в прийнятій системі координат.

Підйомної силою (Y_a) називається проекція результуючої аеродинамічної сили (R_a) на вісь oy_a , тобто проекція сили \overline{Ra} на перпендикуляр до вектору швидкості повітряного потоку, що лежить в площині симетрії обтікаємого тіла. Підйомна сила виникає або при наявності кута атаки або кривизни профілю, коли виникає різниця тисків над і під обтікаємим профілем.

Відношення підйомної сили до сили лобового опору характеризує аеродинамічну досконалість несучої поверхні **ЛА** і називається аеродинамічною якістю:

$$K = \frac{Y_a}{X_a}$$

Чим більше числове значення аеродинамічної якості (**K**), тим аеродинамічно досконаліший профіль, крило або літальний апарат в цілому.

Проекція повної аеродинамічної сили \overline{Ra} на вісь oz_a називається бічний силою і виникає вона при наявності кута ковзання тіла (β).

Зв'язок між повною аеродинамічною силою і її складовими частинами описується виразом:

$$Ra = \sqrt{X_a^2 + Y_a^2 + Z_a^2}$$

Проекції повної аеродинамічної сили \overline{Ra} на вісі зв'язаної системи координат позначаються і мають назву:

- поздовжня сила (**X**); $X = R_a \cdot \sin(\theta - \alpha)$
- нормальна сила (**Y**); $Y = R_a \cdot \cos(\theta - \alpha)$
- поперечна сила (**Z**). $Z = R_a \cdot \sin(\theta - \alpha) \cdot \cos \beta$

Між проекціями повної аеродинамічної сили \overline{Ra} в швидкісній системі координат і зв'язаної є певна залежність:

$$\begin{aligned} X_a &= X \cdot \cos \alpha + Y \cdot \sin \alpha \\ Y_a &= Y \cdot \cos \alpha - X \cdot \sin \alpha \end{aligned}$$

Така ж залежність існує і при перерахунку проекцій аеродинамічних сил з швидкісної системи координат в зв'язану:

$$\begin{aligned} X &= X_a \cdot \cos \alpha - Y_a \cdot \sin \alpha \\ Y &= Y_a \cdot \cos \alpha + X_a \cdot \sin \alpha \end{aligned}$$

При малих кутах атаки $\alpha \leq 0,2$ рад., можна умовно прийняти $\sin \alpha = \alpha$, $\cos \alpha = 1$. Тоді формули для визначення складових аеродинамічних сил на вісі швидкісної системи координат спрощуються і мають вигляд:

$$X_a = X + Y \cdot \alpha$$

$$Y_a = Y$$

Напрямок дії і розмір результуючої аеродинамічної сили можна замінити її відповідними складовими по вісях систем координат, дія яких на тіло аналогічно дії повної аеродинамічної сили R_a .

1 Задачі: 7.2.1:

- 1) Визначити підйомну силу і силу лобового опору профіля крила, якщо результуюча аеродинамічна сила $R_a = 15 \text{ Тс}$, кут якості ставить $\theta = 30^\circ$. За визначеними підйомною силою Y_a і силою лобового X_a визначити нормальну Y і повздовжню сили X в зв'язаній системі координат, якщо кут атаки $\alpha = 10^\circ$.
- 2) Визначити результуючу аеродинамічну силу R_a і аеродинамічні коефіцієнти підйомної сили і лобового опору, якщо підйомна сила рівняється 12 Тс , а сила лобового опору 3 Тс , площа крила рівняється 30 м^2 , масова густина повітря відповідає висоті $H = 0 \text{ км}$, швидкість повітряного потоку рівняється 720 км/год .

Для визначення аеродинамічних моментів $ЛА$ використовується зв'язана система координат. Найчастіше використовуються проекції повного аеродинамічного моменту на відповідні вісі зв'язаної системи координат (рис 7.2.7).

Проекції вектора повного аеродинамічного моменту (M_a) на вісі зв'язаної системи координат носять назву:

- M_x - момент крену;
- M_y - момент рискавання;
- M_z - момент тангажа.

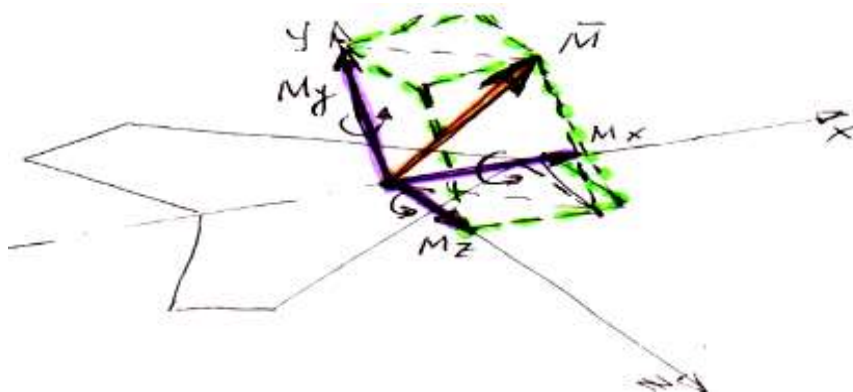


Рис 7.2.7 Схема виникнення результуючого аеродинамічного моменту (M_a)

Розмір аеродинамічних сил і моментів залежить від:

- форми в плані і розмірів крила;

- швидкості і щільності повітряного потоку;
- кутів атаки і ковзання.

2 Задача: 7.2.2:

- 1) Визначити повний аеродинамічний момент і коефіцієнти аеродинамічних моментів нахилу, рискання і тангажу, якщо момент тангажу рівняється **25 Тс м**, момент нахилу - **5 Тс м** і момент рискання - **10 Тс м**, розмах крила рівняється **40 м**, середня аеродинамічна хорда крила рівняється **2 м**, швидкість повітряного потоку рівняється **680 км/год**, висота польоту **$H = 0$ км**.