

УДК533.6(075.8)

А.А.Лапцевіч, Л.І.Гречихін, Н.Г.Куць

Мінський державний вищий авіаційний коледж

Луцький національний технічний університет

АЕРОДИНАМІКА КЕРУЮЧИХ ЕЛЕМЕНТІВ ПОЛЬОТОМ ЛІТАКА

В цій статті розглянута робота всіх елементів керування літаком в подовжньому і бічному напрямках на основі молекулярно-кінетичного підходу при описі виникнення різних аеродинамічних сил в процесі роботи елеронів, елевонів, інтерцепторів, керма висоти і рулів напрямку

Ключові слова: елерони, елевони, інтерцептори, тример, кут тангажа, кут крену, кут рискання.

Вступ. Стійкий політ літака визначається рівністю нулю всіх сил і моментів, що діють на літак. У цьому випадку положення літака в просторі визначається величиною швидкості польоту і орієнтуванням літака в просторі щодо вектора швидкості. Орієнтування літака щодо швидкості руху визначається кутами координатами тангажа, крену та рискання.

Основна частина. Схема розташування літака в просторі наведена на рис. 1

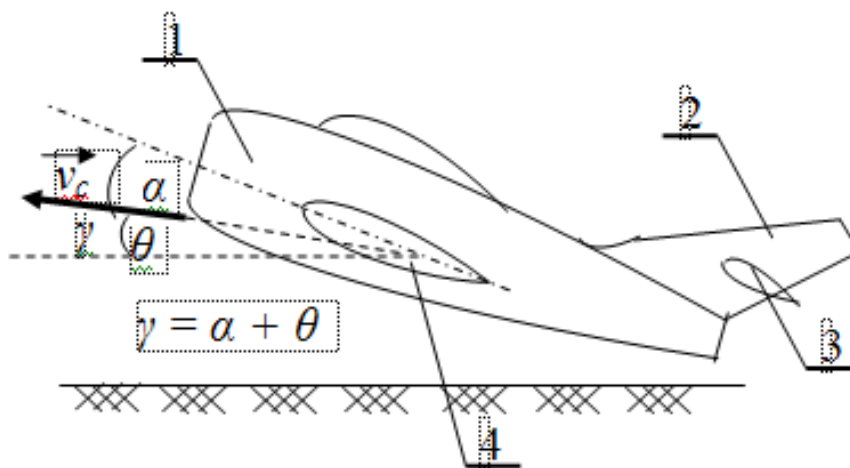


Рис. 1. Положення літака в просторі: 1 – корпус літака – фюзеляж; 2 – кермо напрямку; 3 – руль висоти; 4 – крило літака; α – кут атаки; θ – кут нахилу до горизонту; γ –

кут тангажа γ визначається сумою двох кутів між вектором швидкості та напрямком хорди крила літака, а саме кутом атаки α і кутом нахилу до горизонту θ . Кут тангажа регулюється кермом висоти, розташованого в хвостовому оперенні. Кут крену δ - це кут між площиною симетрії літака та вертикальною площиною, що проходить через пов'язану з літаком основну вісь симетрії. Регулюється кут крену елеронами або елевонами. Кут рискання β визначається в горизонтальній площині між напрямком руху літака та його основною віссю симетрії. Управляється кут нищпорення кермом напрямку, розташованого в хвостовому оперенні. Зміна цих кутів обумовлена виникненням аеродинамічних сил і відповідних моментів сил [1]. Зміну кута тангажа обумовлює виникаюча аеродинамічна поперечна сила

$$Z = c_z \frac{\rho v^2}{2} S. \quad (1)$$

Зміна кута крену виникає внаслідок дії аеродинамічного моменту крену

$$M_x = m_x \frac{\rho v^2}{2} Sl. \quad (2)$$

Зміна кута рискання визначається аеродинамічним моментом нищпорення

$$M_y = m_y \frac{\rho v^2}{2} S l. \quad (3)$$

Очевидно, що всі виникаючі аеродинамічні сили і моменти сил якось пов'язані з газодинамічним напором $\rho v^2 / 2$, який визначається швидкістю руху літака і щільністю повітря. Якщо визначається сила, то вона якимось чином залежить не тільки від газодинамічного напору, а й від площі того елемента літака, де вона виникає. А якщо це момент сили, то слід враховувати і відстань від точки прикладання сили до центру ваги літака. По суті записані формули (1) - (3) отримані шляхом застосування методу розмірностей, в якому при написанні відповідних рівностей, вводять коефіцієнти пропорційності.

Оскільки коефіцієнти пропорційності при використанні методу розмірностей теоретично не визначаються, то їх слід знаходити в кожному конкретному випадку експериментально, що й було здійснено. Дослідним шляхом для кожного типу літака будувалися балансувальні криві, в яких позначалася залежність одержуваних кутів схилення літака від відхилення тих чи інших регулюючих елементів. Такий підхід в аеродинаміці літаків не дозволив зрозуміти сутність виникнення взаємодій літака з навколишньою атмосферою. За відсутності адекватної фізико-математичної моделі все залишалось в невіданні. В результаті більшість аварій літаків відбувалося за рахунок «людського фактора».

У процесі польоту літака в заданому напрямі слід управляти наступними елементами, а саме: швидкістю руху (шляхом зміни газу), елеронами, елевонами, інтерцепторами, щитками, кермом висоти і кермом напрямку. Швидкість польоту визначається потужністю працюючого двигуна (двигунів). Як керувати такою сукупністю різних елементів підтримки заданого режиму польоту розглянемо нижче на основі молекулярно-кінетичного підходу, розробленого в [2-4].

1. Аеродинаміка елеронів (елевонів) та їх значення в керуванні літаком. Елерони розташовані на кінцях крил літака і дозволяють регулювати кут крену. Відхилятися елерони можуть як на позитивні, так і на негативні кути. В залежності від кута відхилення виникають моменти сил відносно центра ваги.

На рис. 2 показано, що відбувається з літаком, коли починають діяти елерони. У площині креслення позначені осі координат Y і Z, а перпендикулярно площині креслення спрямована вісь X-ів. При піднятих елеронах, як показано на рис. 2, на літак щодо осі OX діє момент пари сил

$$M = 2[r \cdot F_y] \quad (4),$$

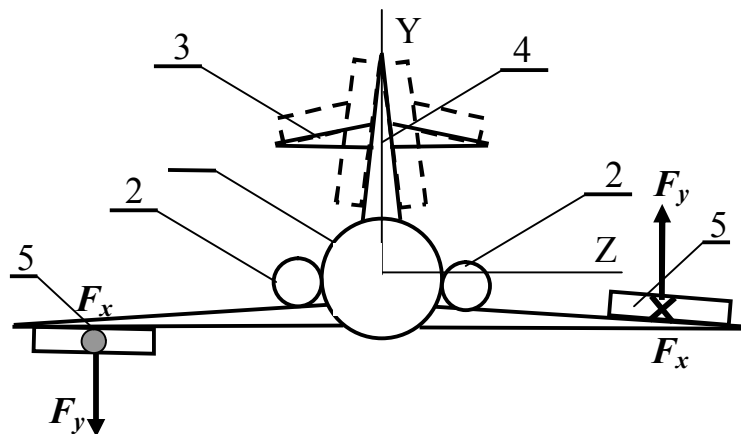


Рис. 2. Загальна схема положення літака в просторі:
1 – корпус літака (фюзеляж); 2 – двигуни; 3 – руль висоти; 4 – руль напрямку; 5 - елерони

Якщо розкрити векторну похідну (4), то,

$$M = 2F_y \sqrt{x_{Ц}^2 + z_{Ц}^2} \cos[\arctg(z_{Ц} / x_{Ц})] \quad (5)$$

де $x_{Ц}$ і $z_{Ц}$ - відповідно координати центру ваги в площині XZ.

Для елеронів не повинно виникати моментів сил, що призводять до зміни кута тангажа. Тому координата $x_{Ц}$ для елерона повинна задовольняти умові $x_{Ц} \ll z_{Ц}$. При завантаженні літака

центр ваги може зміщуватися вздовж осі Х-ів. Внаслідок цього зазначена умова може порушуватися і приводити до ускладнення управління літаком. Координати центра ваги визначаються конструкцією літака і розподілом вздовж осі ОХ його завантаження, а сила, що виникає від піднятих елеронів, визначається аеродинамікою обтікання. Щоб з'ясувати картину аеродинамічного обтікання елеронів, уявімо для одного елерона взаємодію з навколишнім середовищем в спрощеному вигляді, зображеному на рис. 3.

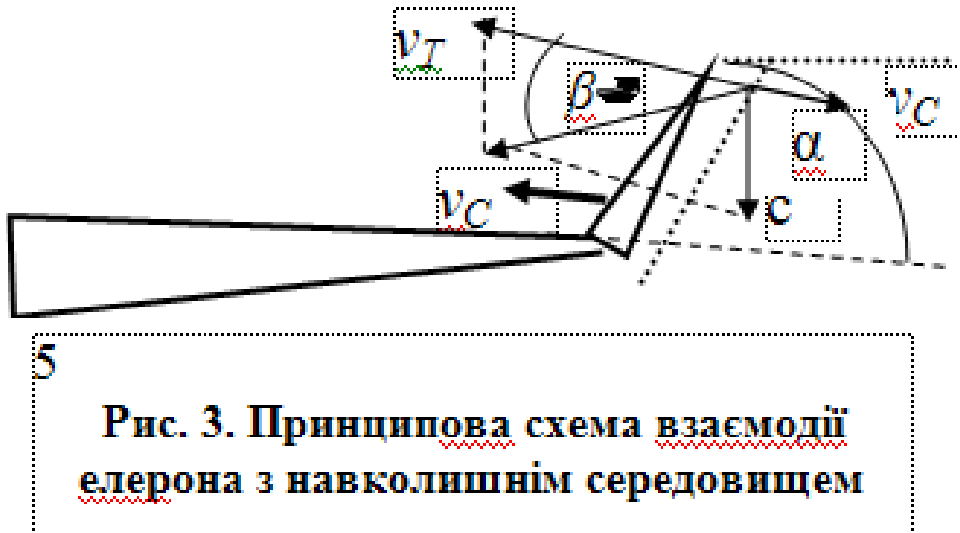


Рис. 3. Принципова схема взаємодії елерона з навколишнім середовищем

Передня площину елерона відчуває відповідну реакцію кожної молекули нерухомої атмосфери при ударі їх елеронів. Це призводить до виникнення тангенціального потоку вздовж поверхні елерона зі швидкістю

$$v_t = v_c \cos(\alpha). \quad (6)$$

Це тангенціальна швидкість. Нормальна складова швидкості молекул після їх удару елероном.

$$v_n = v_c \sin(\alpha) \quad (7)$$

Розглянемо елемент елерона розміром $\Delta l \cdot \Delta z = 0,03 \cdot 0,1 \text{ м}^2$, який рухається в нормальній атмосфері зі швидкістю 100 км/ч. Такий елемент елерона відчуває силу удару нормально поверхні,

$$\Delta F_{y_d} = \rho_0 \Delta l \Delta z v_c^2 \cos(\alpha) \sin(\alpha) \quad (8)$$

а за рахунок виникнення тангенціальною складовою виникає сила Бернуллі.

$$\Delta F_B = 0,5 \rho_0 v_c^2 \Delta l \Delta z \cos^2(\alpha) \quad (9)$$

Обидві ці сили діють взаємно протилежно. Для визначення результуючої сили вважаємо, що сили, спрямовані проти вектора руху є позитивними, а за напрямом вектора руху - негативними. Тому результуюча сила, що діє на передню поверхню елерона:

$$\Delta F_1 = \Delta F_{y_d} - \Delta F_B \quad (10)$$

За тильною стороною елерона виникає зрив течії та безпосередньо біля поверхні за елероном утворюється вакуум, до якого примикає зона розрідження. Вакуум заповнюється молекулами із зони розрідження, рухаючись зі швидкістю середньохаотичного при температурі навколишнього середовища нормально по відношенню до внутрішньої поверхні елерона. Зона розрідження заповнюється молекулами навколишнього середовища зі швидкістю звуку зверху і знизу виставленого елерон.

Враховуючи, що молекули повітря в зоні розрідження біля самої внутрішньої поверхні елерона здійснюють одночасно: 1) рух нормально до поверхні зі швидкістю хаотичного руху молекул повітря при заданій температурі; 2) рух нормально до вектора швидкості руху літака зі швидкістю звуку і 3) рух утворюемого вакууму за елероном зі швидкістю польоту літака. Як ці швидкості спрямовані один щодо одного, показано на рис. 3. Внаслідок такого складного руху молекули із зони розрідження стикатися з поверхнею елерона будуть під кутом

$$\beta = \alpha + \arcsin\left(\frac{v_\Gamma \cos(\alpha) - c}{v_{рез.}}\right) \quad (11)$$

Тут α - кут підняття елерона; $v_{рез.} = \sqrt{v_\Gamma^2 + c^2 - 2cv_\Gamma \cos(\alpha)}$; $v_\Gamma = \sqrt{8k_B T / \pi m_a}$ - середня швидкість хаотичного руху молекул повітря; $c = \sqrt{\gamma P / \rho}$ - швидкість звуку; k_B - постійна Больцмана; m_a - середнє значення маси молекул повітря; γ - відношення теплоємностей при постійному тиску і постійному об'ємі і P - тиск повітря в навколишньому середовищі.

При косому падінні виникнуть потоки повітря нормально і тангенціально на тильній поверхні елерона. Нормально діючий потік створить силу ударного механізму негативного знака, а тангенціальний потік створить силу газодинамічного тиску, обумовленого законом Бернуллі, позитивного знака. Обидві ці сили визначаються таким чином.

$$\Delta F_{n,уд.} = -2 \frac{P}{P_0} \frac{P_0}{k_B T} m_a [v_n - v \cos(\alpha)]^2 \Delta l \Delta z \quad (12)$$

$$\Delta F_{n,Б} = 0,5 \rho_0 v_\tau^2 \Delta l \Delta z$$

За значенням цих сил проводять розрахунок лобового опору і підйомної сили шляхом множення сумарної сили нормально до поверхні елерона в першому випадку на $\sin(\beta)$, а в другому випадку - на $\cos(\beta)$. Зміна положення елерона призводить до виникнення крутних моментів не тільки навколо осі OX, а й навколо осі OY, що призводить до зміни кута крену та кута рискання. Кут рискання доводиться компенсувати поворотом керма напряду. Виходить досить складна ситуація в управлінні польотом літака.

Підйом елерона призводить до виникнення кута між площиною крила і площиною елерона. На цьому куті відбувається зміна напряду повітряного потоку. Радіус, за яким відбувається зміна напряду руху потоку,

$$r = l / \operatorname{tg}(\alpha / 2) \quad (13)$$

У цій області набігаючий потік набуває відцентрове прискорення і протидіє зростанню моментів сил щодо осей OX та OY з силою відповідно.

$$F'_y = 2 \rho l z v^2 \sin^2(\alpha / 2) \cos(\alpha / 2); \quad F'_x = 2 \rho l z v^2 \sin^3(\alpha / 2) \quad (14)$$

З урахуванням протидіючих сил результуючі значення лобового опору і підйомної сили, одержуваних від лобової і тильної поверхонь елерона в залежності від кута повороту при куті атаки 0° , наведені в таблиці.

Таблиця 1.

Залежність підйомної сили і лобового опору елеронів від кута їх підймання

Параметри	Кут підйому елерона							
	-10	-5	5	10	15	20	25	30
F_y , кГс	-0,88	0,56	2,94	4,17	5,48	6,82	8,18	9,67
F_x , кГс	0,86	2,45	3,77	4,66	5,88	7,38	9,09	11,01
β , град	29	38,4	48,4	49,1	48,2	46,6	44,9	43,6

Розрахунок діючих сил для елерона виконаний тільки для невеликого його елемента. Для літака в цілому ці сили отримують шляхом інтегрування отриманих значень уздовж осі Z щодо розташування центру тяжіння. З усіх діючих сил на елерони найбільш істотною є сила, яка виникає при ударному впливі окремих молекул повітря з боку тильної поверхні елерона. Як змінюються сили, що виникають внаслідок відхилення елеронів вгору і вниз при куті атаки 10° , показано на рис. 4.



Відхилення елерона вгору призводить до різкого зниження виникаючої сили в 2-3 рази, а відхилення елерона вниз - навпаки, до зростання виникаючої сили - в два рази. Тому при великих кутах атаки застосовують диференціальне управління елеронами (вниз на $+10^{\circ}$, а вгору на 30°).

Наявність елеронів необхідно для забезпечення бічного управління рухом літака в просторі. При цьому навіть невеликі кути відхилення елеронів повинні призводити до помітної зміни кута крену. В процесі управління елеронами необхідно докладати мінімальні зусилля для забезпечення потрібного режиму польоту літака. Відхилення елеронів на малі кути повинно приводити до максимального впливу механічного моменту виникаючої пари сил. Тому елерони розташовують на досить великій відстані від центру ваги літака, тобто слід розміщувати їх на кінцях крил, що і реалізується на всіх літаках.

Відомо, що на великих кутах атаки виникає розворот літака проти крену. В цьому випадку для малих кутів відхилення елеронів результуючий кут відхилення елерона по відношенню до потоку може виявитися негативним, і тоді виникне реверс елеронів. Природно, що при управлінні ЛА все це необхідно враховувати. Для більш ефективного використання елеронів застосовують сервокомпенсатор і тримери. Сервокомпенсатор і тример відхиляються вниз, і в результаті змінюється довжина елерона, тобто його площа. Це призводить до зменшення ударного впливу молекул повітря на тильну сторону елерона і до збільшення протитиску, обумовленого виникаючою відцентровою силою внаслідок зменшення радіуса кривизни між площинами крила літака і елерона.

Невеликі розміри елеронів не дозволяють забезпечувати великі кути крену. Особливо коли літак іде на посадку. В цьому випадку елерони не в змозі забезпечити потрібний великий кут крену. Тоді спільно з елеронами застосовують інтерцептори. Інтерцептори представляють собою вузькі плоскі або з невеликим крученням пластини, висунуті через щілини в крилі по нормалі до поверхні або керовані за кутом відхилення. Інтерцептори розташовані уздовж розмаху крила. Окрім збільшення кута крену інтерцептори істотно збільшують лобовий опір, а в момент руху по злітній смузі при посадці літака збільшують тиск на колеса, що зменшує довжину пробігу.

Таким чином, в процесі роботи елеронів спільно з інтерцепторами виникають сили вздовж осей OX і OY . Під дією сил уздовж осі Y виникає обертання літака навколо осі OX , а вздовж осі X - виникає обертання літака навколо осі OY . Обертання літака навколо осі OY змінює кут нищпорення. Тому в процесі підняття елеронів повинно включатися в роботу кермо напряму в хвостовому оперенні для компенсації виникаючого кута ристання. При конструюванні різних ЛА слід шляхом комп'ютерного моделювання встановлювати оптимальні розміри елеронів і інтерцепторів, а також їх кутів відхилення. Розроблена теорія роботи елеронів, яка застосовна і для інтерцепторів, дозволяє це реалізувати.

Щоб помітно зменшити лобовий опір ЛА і значно спростити управління польотом прийшли до висновку, що для цієї мети підходять літаки типу «літаюче крило». Для управління польотом ЛА типу «літаюче крило» служать елевони. Відмінність їх від елеронів в тому, що вони одночасно виконують функції елеронів, рулів висоти і рулів напряму. Розглянемо роботу елевонів.

Загальна схема розташування елевонів показана на рис. 5.

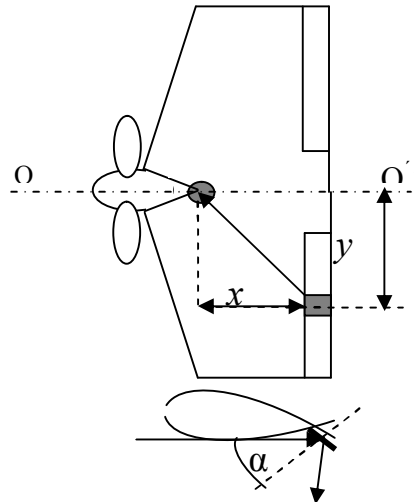


Рис.5 . Загальна схема розміщення елевонів на літаючому крилі

Радіус кривизни у елевонів досить великий. Тому їх можна вважати плоскими. У цьому зв'язку відцентровими силами для елевонів можна знехтувати. Сили, що виникають внаслідок дії рівняння Бернуллі, виникають зверху і знизу. Тому слід враховувати їх різницю. В результаті на елевони діють дві сили: ударна дія молекул повітря і різниця сил, обумовлених рівнянням Бернуллі. Ударний вплив визначається зміною швидкості при пружному ударі з дзеркальним відображенням. Тоді при швидкості руху літаючого крила v_c , сила дії потоку повітря визначається зміною імпульсу за час взаємодії, тобто:

$$\Delta F_{y\delta} = 2\rho\Delta x\Delta yv_c^2 \cos^2(\alpha) \quad (15)$$

Складова швидкості вздовж поверхні елевона дорівнює.

$$\Delta v_\tau = v_c \sin^2(\alpha) \quad (16)$$

Наявність такої швидкості призводить до зменшення тиску у поверхні елевона відповідно до рівняння Бернуллі. Це призводить до виникнення додаткового тиску і відповідно до додаткової сили дії на елевони, рівної:

$$\Delta F_B = 0,5\rho v_c^2 \Delta x\Delta y \sin^2(\alpha) \quad (17)$$

Результуюча сила дії на кожен елевон складе

$$\Delta F_{закр.} = \Delta F_{y\delta} + \Delta F_B \quad (18)$$

Дія цієї сили відносно центра ваги формує крутний момент сил навколо осі симетрії OO'

$$\Delta M_y = \Delta F_{закр.}y \quad (19)$$

і перекидаючий момент перпендикулярно осі симетрії OO .

$$\Delta M_x = \Delta F_{закр.}x \quad (20)$$

Результуючі моменти сил щодо осей X-в і Y-в виходять шляхом інтегрування по осі Y-в, а саме;

$$M_y = \int_l^L \Delta F_{закр.}y dy; \quad M_x = \int_l^L \Delta F_{закр.}x dy \quad (21)$$

де l - відстань від осі симетрії крила до початку елевона і L - розмір крила щодо осі симетрії.

На моменти сил, обумовлених елевонами, накладаються моменти сил, які виникають при газодинамічному обтіканні внаслідок нерівномірного розподілу по площі крила підйомної сили. Для асиметричного крила дія моментів сил по осі Y-ів взаємно компенсується, а щодо осі X-ів при зсуві максимуму розподілу підйомної сили уздовж осі X-ів виникають перекидні моменти сил, рівні такій різниці;

$$M'_x = \int_0^{l_{ЦГ} \cdot \text{tg}(\chi)} \int_0^{l_{ЦГ.}} \Delta F_{ПС}(x, y)x dx dy - \int_{l_{ЦГ} \cdot \text{tg}(\chi)}^{L_{кр.}} \int_{l_{ЦГ.}}^{L_{кр.}} \Delta F_{ПС}(x, y)x dx dy \quad (22)$$

де $l_{ЦГ}$ - Відстань від гвинта до центру ваги, χ - кут скосу крила і $L_{кр.}$ - Довжина крила по осі симетрії.

Виходить досить складна аеродинаміка елевонів, але тим не менш управління ЛА елевонами зводиться тільки до однієї операції - підйом і опускання елевонів.

2. Кермо висоти розташовується в хвостовому оперенні і забезпечує управління рухом літака за кутом тангажа. В оперенні літака кермо висоти спільно зі стабілізатором розміщуються з низьким розташуванням і високим розташуванням, як це показано на рис. 6 а і б

Принцип роботи керма висоти такий же, як це розглянуто для елеронів з деякими незначними змінами. Кермо висоти повинно обов'язково мати стабілізатор. Основне призначення стабілізатора це створювати кут між площиною стабілізатора і площиною рулів висоти для отримання додаткової відцентрової сили з метою компенсації сил, що виникають при піднятих рулях висоти. Крім цього його розмір, форма і настановний кут дозволяють компенсувати моменти сил, що виникають від підйомної сили крила літака, фюзеляжу, розподілу навантаження і інших елементів літака.

Виникнення аеродинамічних сил від піднятих рулів висоти дозволяють забезпечити потрібний для польоту кут атаки, особливо на зльоті та посадці літака. Для більш ефективного управління у кутку тангажа рулі висоти забезпечені тримерами, які також як у випадку елеронів дозволяють зменшувати силу ударної дії молекул повітря на тильну сторону піднятих рулів висоти і одночасно збільшують відцентрову силу, що виникає на кутовому згині між площинами стабілізатора і площиною рулів висоти. Створюваний момент сил рулями висоти щодо осі OZ створює потрібний кут тангажа в момент зльоту і посадки і таким чином забезпечує ефективне управління літаком в подовжньому напрямку. У бічному напрямку управління літаком забезпечують елерони спільно з інтерцепторами і кермом напрямку.

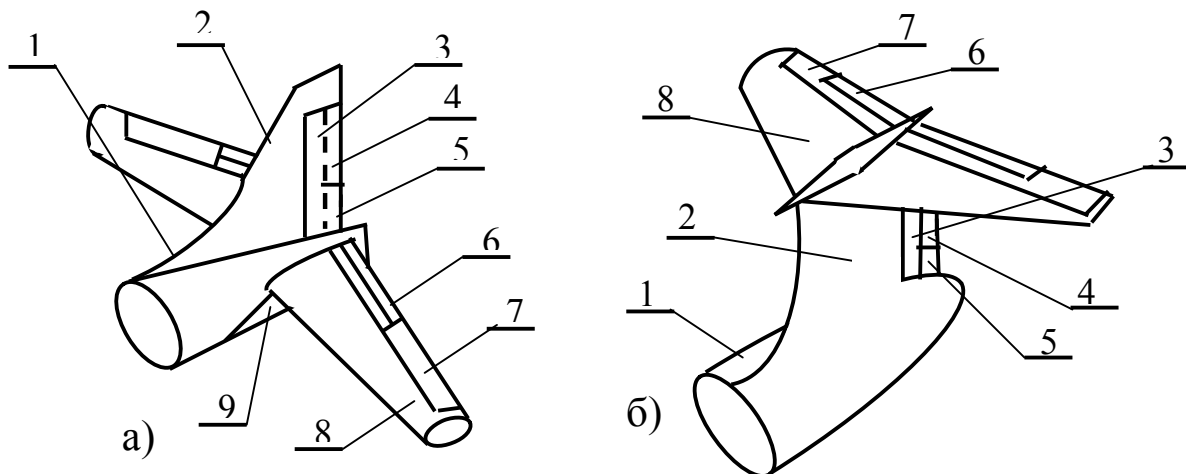


Рис. 6. Оперення літака: а) з низькорозміщеним стабілізатором;

б) з високорозміщеним стабілізатором; 1 – фюзиль; 2 – киль; 3 – руль напрямку; 4 – тример руля напрямку; 5 – сервокомпенсатор; 6 – тример руля висоти; 7 – руль висоти; 8 – стабілізатор; 9 – підфюзеляжний гребінь

Кермо напрямку містить киль, кермо напрямку, тример керма напрямку і сервокомпенсатор. Киль служить для створення повертаючого моменту сил, при випадкових впливах, які призводять до зміни кута ризику. Крім цього важлива роль кіля це створення кута між площиною кіля і кермом напрямку. Наявність такого кута забезпечує появу додаткової сили відцентрового удару молекул повітря для компенсації сил, що виникають при ударному впливі молекул повітря навколишнього середовища на тильну сторону керма напрямку. Тример керма напрямку служить для більш точного керування літаком по куту нищпорення. Виникаюча аеродинаміка керма напрямку в точності відповідає розробленій аеродинаміці стосовно елеронів

Висновок. В цій статті розглянута робота всіх елементів керування літаком в подовжньому і бічному напрямках на основі молекулярно-кінетичного підходу при описі виникнення різних аеродинамічних сил в процесі роботи елеронів, елевонів, інтерцепторів, керма висоти і рулів напрямку

1. Николаев Л. Ф. Аэродинамика и динамика полета транспортных самолетов: Учебн. для вузов. – М.: Транспорт, 1990. - 392 с.
2. Гречихін Л. І., Куць Н. Г. Современная энергетика. Пути и методы развития и применение на транспорте. / Наукові нотатки. – Луцьк: ЛНТУ. – 2010. – Вип. 28. С. 162-165.
3. Гречихін Л. І., Куць Н. Г. Молекулярно-кінетична теорія роботи двигуна внутрішнього горіння з зовнішнім підпалом. /Прогрессивные технологии и системы машиностроения. Міжнародний збірник наукових праць. Донецьк: ДонНТУ. 2011. Вип. 41. С. 92 – 103.
4. Лапцевич А. А., Гречихін Л. І., Куць Н. Г. Энергетическая база беспилотных летательных аппаратов. /Энергетика. Известия высших учебных заведений и энергетических объединений СНГ. 2011, № 3. С. 64 – 78.