

## Вступ

Літакам в процесі експлуатації необхідно нести різні комбінації додаткових підкрильних контейнерів для виконання безлічі завдань. Жорстка установка цих контейнерів є причиною об'єднання обертальної складової, і основної частоти згину крила, що трапляється частіше, ніж у разі використання крил без встановлення контейнерів.

Попри те, що пасивні методи, такі як конструктивні і масові балансування технічного оснащення, покликані пом'якшувати флатер, загальні результати, пов'язані з додаванням маси, виражаються в погіршенні характеристик літака. Більше того, необхідність літака нести різні комбінації контейнерів робить практично неможливою їх реалізацію. Використання напівактивної технології управління, що пропонувалася у минулому, має свої недоліки.

В першу чергу, використання гідравлічно-приведених елеронів для контролю за флатером, вироблюваним контейнером, не отримало популярності унаслідок складності розрахунку нейтралізуючих нестійких аеродинамічних сил, що викликаються поверхнями, які керують, і недостатніми умовами інтенсивності циркуляції рідини в гідравліці.

На початку восьмидесятих років новітній напівпасивний принцип використання м'яко-пружинного підвісного механізму ізоляції що обертає складові частини крила від ефектів, що обумовлюють інерційність контейнерів експериментально проявив ефективність в зменшенні флатеру.

Завдання поточних досліджень це вивчення можливості зміцнення опор, що розчіплюються, встановлених систем, використовуючи технологію активного контролю. Замість пасивної розчіплюваної опори, п'єзоелектричний тонко кристалічний привід, що складається з послідовності тонких круглих пластин з п'єзокерамічним покриттям на протилежних сторонах, запропонований для використання в якості активного розчіплюючого зв'язку між крилом і контейнером.

Найбільш важливим у використанні керуючих систем, з п'єзокерамічним приводом стало рішення проблем тимчасової затримки за допомогою гідравлічного приводу.

Попри те, що технологія активного керування також має такий недолік як маса, що обумовлено масою приводу і електроніки, гнучкість, яку вона пропонує в отриманні результатів на міцність через контролери динамічного зворотного зв'язку, ставить її у вигідніше положення в порівнянні з пасивними методами.

## **1. Флатер. Причини виникнення.**

### **1.1 Флатер. Природа явища.**

Під флатером в широкому сенсі розуміють коливання пружної системи, що самозбуджуються, в стаціонарному повітряному потоці. Оскільки при коливальному процесі пружні сили і сили інерції консервативної системи завжди знаходяться в рівновазі і, отже, сума потенційної і кінетичної енергій за період коливань залишається постійною, то таке збудження коливань можливе лише тому, що система, що коливається, за відсутності незалежного від неї зовнішнього збудження отримує енергію з повітряного потоку. Якщо ця енергія перевищує постійні витрати енергії на подолання конструкційного демпфування, то виникають аеродинамічні коливання (флатер), що самозбуджуються. Найчастіше явище флатеру спостерігається у тіл, схильних до великих поперечних аеродинамічних навантажень типу підйомної сили подібно до крил літаків, хвостових оперень і рульових поверхонь.

Єдиними повітряними навантаженнями, необхідними для збудження флатеру, є ті, які виникли внаслідок відхилень пружної конструкції від недеформованого стану.

Найчастіше належне уявлення про властивості флатеру системи можна отримати, досліджуючи стійкість її нескінченно малих рухів. При цьому досить проаналізувати тільки коливання системи з експоненціальною залежністю від часу, оскільки усі інші малі рухи системи можуть бути побудовані з цього руху. Якщо малі деформації системи динамічно нестійкі, то подібне положення незалежно від стійкості великих деформацій є небажаним для будь-якого пілотованого льотчиком або автоматично керованого літака. На практиці великі переміщення системи є зазвичай стійкими, якщо стійкі малі переміщення. Насправді вони можуть мати навіть набагато більшу стійкість, як наприклад у разі обмеження амплітуд, обумовленого зривом потоку при флатері, який часто спостерігається в аеродинамічній трубі на дуже гнучких моделях. Існує можливість значного

поліпшення характеристик флатеру, що полягає в тому, що на конструкції тим або іншим способом встановлюється відповідним чином спроектована, швидко реагуюча система автоматичного регулювання, що знаходиться в зворотному зв'язку з тим рухом, який необхідно стабілізувати.

Флатер, або критична швидкість і частота, визначаються відповідно як найменша швидкість і кругова частота, що відповідає їй, при якій ця конструкція, здійснюючи політ при певній щільності і температурі повітря, випробовуватиме прості гармонійні коливання. Критична швидкість флатеру визначає граничну лінію, або межу нейтральної стійкості, тому що усі малі рухи мають бути стійкими на швидкостях нижче критичної, тоді як коливання, що розходяться, зазвичай можуть мати місце в діапазоні швидкостей вище за критичну.

Методи розрахунку флатеру дуже різноманітні. Флатер може розраховуватися за допомогою чисто теоретичних методів, обчислювальних пристроїв, випробувань динамічно подібних моделей в аеродинамічній трубі.

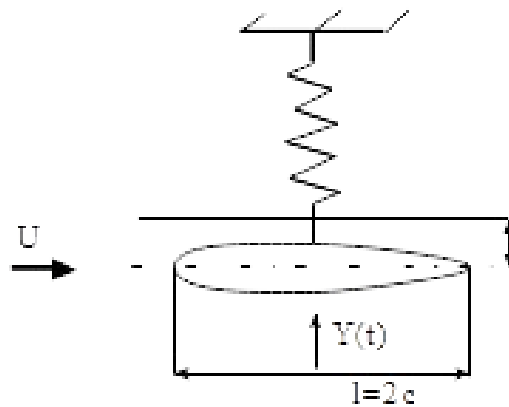


Рис. 1.1. Поступальні коливання відсіку крила у плоскому потоці.

За допомогою енергетичного способу аналізу можна описати основні фізичні закономірності при флатері.

Для повнішого розуміння механізму аеродинамічного збудження коливань при флатері в потенційному потоці розглянемо відсік крила (рис. 1.1), який як система з одним ступенем свободи може здійснювати поступальні коливання. При переміщенні крила вниз на малу відстань  $dh$  нестационарна підйомна сила  $Y(t)$  здійснює роботу:

$$\dot{E} = -Y \dot{h} = \dot{Y} h \quad (1.1.1)$$

Тут  $\dot{h}$  - перша похідна від  $h$  по  $t$ . Для гармонічних коливань постійної амплітуди маємо:

$$Y(t) = Y e^{i\omega t}; h(t) = h e^{i\omega t} \Rightarrow \dot{h} = i\omega h e^{i\omega t} \quad (1.1.2)$$

Враховуючи, що у виразі (1.1.2) величини  $Y$  і  $h$  представлені у комплексній формі, їх фізичне значення визначається суттєвими частинами

$$\text{Re}(h) = \bar{h} \cos \omega t \text{ или } \text{Re}(Y) = \bar{Y} \cos \omega t.$$

З рівняння (1.1) можна отримати:

$$\dot{E} = -\text{Re}(Y) \text{Re}(\dot{h}) \quad (1.1.3)$$

Тобто, робота, яку буде виконувати підймальна сила крила за період коливань, буде рівною

$$E = - \int_0^{2\pi/\omega} \text{Re}(Y) \text{Re}(\dot{h}) dt \quad (1.1.4)$$

Для викликаної поступальним переміщенням  $h(t)$  нестационарної підйомної сили  $Y(t)$  на одиницю довжини по розмаху крила використовуємо, по-перше, квазістационарне її представлення

$$Y = Y_{QS} e^{i\psi} \quad (1.1.5)$$

і, по-друге, точне представлення як нестационарної сили крила, що гармонійно коливається, в плоскому нестискуваному потоці:

$$Y = Y_{QS} e^{i\psi} e^{i\omega t} \quad (1.1.6)$$

Вирази (1.1.5) і (1.1.6) можна зіставити у разі гармонійних коливань таким чином

$$Y = Y_{QS} r e^{i\psi} \quad (1.1.8)$$

де  $r$  – відношення абсолютних значень миттєвих нестационарної та квазістационарної підйомних сил;  $\psi$  - фазовий кут між дійсною нестационарною та квазістационарною підйомними силами.

Величини  $r$  і  $\psi$ , згідно рівнянню (1.1.6), залежать від приведеної частот  $\omega^*$ , та від числа  $M$ .

Для не стискаємого потоку будемо мати:

$$Y/Y_{QS} = -\frac{k_a(1+2i/\omega^i)}{1+4/\omega^i} \quad (1.1.8)$$

З урахуванням виразів (1.1.2), (1.1.4), (1.1.5) и (1.1.7) отримаємо питому роботу за період коливань, що створювались нестационарною підйомною силою, гармонічно коливального крила:

$$E = -2\pi\rho_\infty c U_\infty \omega^2 \bar{h}^2 r \times i \times \left[ \int_0^{2\pi/\omega} \sin(\omega t + \psi) \sin \omega t dt + \frac{\omega^i}{2} \int_0^{2\pi/\omega} \cos(\omega t + \psi) \sin \omega t dt \right] =$$

$$i - 2\pi^2 \rho_\infty c U_\infty \bar{h}^2 \omega r \left( \cos \psi - \frac{\omega^i}{2} \sin \psi \right).$$

(1.1.9)

З формули ясно, що E-від'ємна, якщо додатна

$$\sigma = \left( \cos \psi - \frac{\omega^i}{2} \sin \psi \right). \quad (1.1.10)$$

У цьому випадку крило, що коливається віддає енергію повітряному потоку та коливання крила демпфуються повітряним потоком. Умова:  $\sigma > 0$ , що визначає затухання коливань, виконується як при квазістационарній аеродинамічній силі  $Y_{QS}$  (при  $\omega^i = 0$  и, отже,  $\psi = 0$ ), так і при дійсно нестационарній аеродинамічній силі  $Y$  для всіх значень  $\omega^i$ .

Таким чином, поступальні коливання в не стискаємому потоці завжди аеродинамічно демпфуються повітряним потоком. Це твердження справедливо при будь – яких швидкостях потоку.

Подібним методом можна дослідити і аеропружну стійкість (флатер) відсіку крила, що створює крутильні коливання у пласкому потоці (рис. 1.2). Для викликаного поворотним рухом відсіку  $\alpha(t)$  не стационарного аеродинамічного моменту  $M_\alpha(t)$  використаємо, по – перше, квазістационарне його вигляд

$$(1.1.11)$$

Та, по – друге, точне уявлення як не стаціонарного моменту крила, що гармонічно коливається у пласкому не стиснутому потоці:

$$M_{\alpha}(t) = \pi \rho_{\infty} \omega^2 c^4 [m_b + \varepsilon(k_b - m_a) - \varepsilon^2 k_a] \bar{\alpha} e^{i\omega t}, \quad (1.1.12)$$

де  $\varepsilon = (1/2 + x_A)$  - відстань між віссю жорсткості (віссю обертання) та лінією фокусів, що грає велику роль.

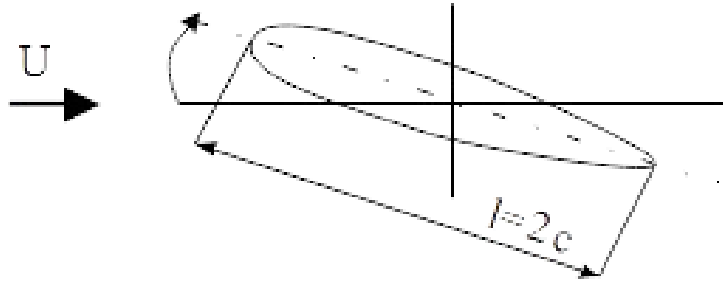


Рис. 1.2. Крутильні коливання відсіку крила у пласкому потоці.

Вирази (1.1.11) и (1.1.12) знов спів ставимо між собою, як це було зроблено у (1.1.7):

$$M_{\alpha} = M_{\alpha QS} r e^{i\psi}, \quad (1.1.13)$$

Звідки для гармонічного руху відсіку у не стискаємому потоці отримаємо залежність:

$$M_{\alpha} / M_{\alpha QS} = \frac{[m_b + \varepsilon(k_b - m_a) - \varepsilon^2 k_a] \left[ \frac{1 + 2x_A}{\omega_{\zeta}^2} + 1/8 + x_A^2 - \frac{2ix_A}{\omega_{\zeta}} (1/2 - x_A) \right]}{\left[ \frac{1 + 2x_A}{\omega_{\zeta}^2} + 1/8 + x_A^2 \right]^2 + \frac{4x_A^2}{\omega_{\zeta}^2} (1/2 - x_A)^2}, \quad (1.1.14)$$

Питома робота (на одиницю розмаху крила) аеродинамічних сил, що буде виконуватись у пласкому потоці за один період крутильних коливань відсіку крила, буде знаходитись за формулою

$$E = \int_0^{2\pi/\omega} \operatorname{Re}(M_{\alpha}) \operatorname{Re}(\dot{\alpha}) dt. \quad (1.1.15)$$

При гармонічних коливаннях

$$\bar{\alpha} = i\omega \bar{\alpha} e^{i\omega t} \quad (1.1.16)$$

З урахуванням (1.1.16), (1.1.11) и (1.1.13) отримаємо з виразу (1.1.15) після деяких перетворень таку залежність:

$$E = \pi^2 \rho U_\infty \omega^i c^3 \omega \bar{\alpha}^2 r \sigma, \quad (1.1.17)$$

де  $\sigma$  - параметр стійкості коливань;

$$\sigma = \frac{2}{\omega^i} \left( \frac{1}{2} + x_A \right) \sin \psi + \frac{2}{\omega^i} x_A \left( \frac{1}{2} - x_A \right) \cos \psi + \left( \frac{1}{8} + x_A^2 \right) \sin \psi. \quad (1.1.18)$$

Робота  $E$  від'ємна, тобто крило, що коливається, віддає енергію повітряному потоку, а коливання демпфуються аеродинамічними силами, коли  $\sigma < 0$ . При  $x_A = 0$

$$\sigma(x_A = 0) = \left( \frac{1}{\omega^i} + \frac{1}{8} \right) \sin \psi \quad (1.1.19)$$

Умова  $\sigma < 0$  виконується для всіх приведених частот  $\omega^i$ , так як  $0 > \psi > -\pi/2$ .

Для  $x_A = -1/2$  (ось вісь обертання співпадає з лінією 1/4 хорд) отримаємо

$$\sigma(x_A = -1/2) = -\frac{1}{\omega^i} \cos \psi + \frac{3}{8} \sin \psi. \quad (1.1.20)$$

Так як при  $x_A = -1/2$  для всіх наведених частот  $r=1$  и  $\psi=0$ , умова  $\sigma < 0$  також виконується, в чому не важко переконатись.

При  $x_A = 1$  (ось обертання розташована на передній кромці крила), використовуючи вираз (1.18), можна отримати:

$$\sigma(x_A = 1) = \left( \frac{9}{8} - \frac{1}{\omega^i} \right) \sin \psi - \frac{3}{\omega^i} \cos \psi. \quad (1.1.21)$$

З цієї залежності ясно, що при  $\omega^i < 0,0435$  параметр  $\sigma > 0$  та, отже,  $E$  позитивна. В цьому випадку до крила, що виконує крутильні коливання, підводиться енергія з повітряного потоку, що призводить до виникнення коливань, що будуть наростати (флатера). Отже, при положенні вісі обертання перед лінією 1/4 хорди крила та достатньо малої  $\omega^i$  у не



стискаємому потенціальному потоці може виникнути крутильний флатер з одним ступенем вільності. Але ці умови відсутні у несущих поверхнях (крил). Також необхідно звернути увагу на те, що за великих дозвукових та малих надзвукових швидкостях ця вузька зона флатера з чисто крутильними коливаннями значною мірою розширюється..

З виразу (1.1.21) ясно, що згідно квазістаціонарної теорії ( $r=1$  і  $\psi=0$ ) флатер такого типу взагалі неможливий. Цей факт досить ясно виявляє для систем з одним ступенем свободи значення нестационарних аеродинамічних ефектів, які по теорії потенціалу виражаються функцією вихрового сліду. При обліку цих ефектів найважливіше значення має зрушення фаз між нестационарною аеродинамічною силою і переміщенням системи.

Таким чином, чисто поступальні коливання взагалі, а чисто крутильні коливання у великій області частот аеродинамічний задемпфовані, і, отже, флатер при потенційній течії у систем з одним ступенем свободи практично не виникає, а для систем з декількома ступенями свободи зрушення фаз між коливальними і збудливими нестационарними аеродинамічними силами, необхідне для виникнення флатеру, обумовлене кінематично, причому поступальний і крутильний переміщення при коливання зрушений між сам на певний фазовий кут.

Дослідження флатеру системи з декількома ступенями свободи може бути фізично наочним, якщо проводити його за допомогою енергетичних співвідношень. Важливі фізичні залежності можуть бути отримані на основі квазістаціонарного підходу, що наочно представлено на рис. 1.2, де досліджений баланс аеродинамічних сил крила, що коливається, з двома ступенями свободи (поступальні і крутильні коливання) за період.

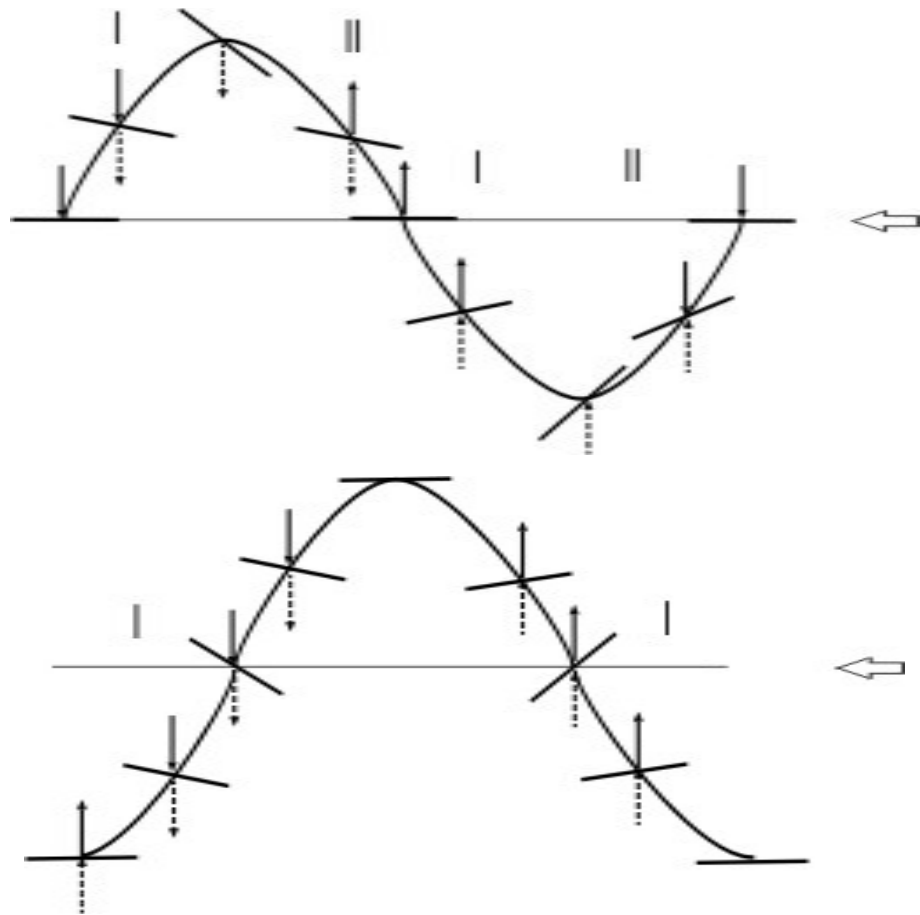


Рис. 1.2. Енергетичний баланс аеродинамічних сил при сумісних поступальних та крутильних коливаннях крила (I – робота додатна, II – робота від’ємна): а – різниця фаз  $0^\circ$ ; повна робота  $0$ ; б – різниця фаз  $90^\circ$ ; повна робота  $> 0$ ;

Передбачається, що коливання крила протікають в одному випадку за відсутності зрушення фаз між поступальним переміщенням і обертанням, а в іншому - при зрушенні фаз, рівному  $90^\circ$ , причому поступальне переміщення випереджає обертання. У першому випадку енергія, що повідомляється крилу аеродинамічними силами за період коливань, дорівнює нулю, що робить неможливим аеродинамічне збудження коливань. У другому випадку аеродинамічні сили здійснюють впродовж періоду позитивну роботу, що призводить до збудження коливань. Флатер, що виникає при цьому, називається (класичним) вигинисто-крутильним флатером.

Виходячи з енергетичних співвідношень при розгляді цих двох процесів класичного флатеру ясно, що флатер може проявлятися в різноманітних формах і для систем з декількома ступенями свободи фізичні залежності навряд чи варто переглядати. Це в основному торкається тих видів флатеру, які неможливо розглянути, виходячи з теорії потенційних течій, коли нестационарні аеродинамічні сили, що збуджують коливання, виникають при зриві потоку і утворенні вихорів.

## **1.2 Приклад автоколивальної системи**

У усіх розглянутих раніше системах з непружними опорами стаціонарні коливальні процеси виявлялися можливими завдяки наявності зовнішніх дій періодичного характеру. Проте в деяких системах стаціонарні коливання можливі і без періодичних дій ззовні; такі системи називаються автоколивальними або такими, що самозбуджуються. Оскільки у будь-якому реальному коливальному процесі неминуче відбувається розсіяння енергії, то всяка автоколивальна система має джерело енергії, що поповнює усі енергетичні втрати, але за своєю природою джерело не має коливальних властивостей.

Здатність системи так регулювати відбір енергії від джерела, щоб з'являлися автоколивання, визначається деякими її властивостями. Цими властивостями є динамічні характеристики - власні частоти і форми коливань і коефіцієнти загасання, що визначають "динамічну індивідуальність" системи.

Наведемо декілька прикладів виникнення автоколивань. У багатьох випадках самозбудження коливань виникає внаслідок взаємодії системи з потоком рідини, що доставляє енергію, необхідну для підтримки коливань системи. Так, якщо дерев'яний стержень напівкруглого перерізу, підвішений на пружинах, обдувати потоком повітря, то стержень здійснюватиме коливання у вертикальній площині, перпендикулярній до напрямку потоку, причому з часом ці коливання стають дуже інтенсивними. Такий стержень напівкруглого перерізу добре моделює умови реальної проблеми - "галоп"

ліній електропередачі. За деяких метеорологічних умов (головним чином при обмерзанні) дроту ліній електропередачі, протягнуті між пілонами, можуть коливатися з дуже великими амплітудами і низькими частотами.

Коливання стержня напівкруглого перерізу називають коливаннями системи з одним ступенем свободи. Це означає, що рух здійснюється по одній формі, і відповідне переміщення системи "Стержень - пружини" можна охарактеризувати однією змінною величиною, наприклад вертикальним відхиленням центру тяжіння стержня від свого середнього положення. Можливий такий тип автоколивань, які можуть існувати лише у разі збудження більш ніж одного ступеня свободи. В цьому випадку усі положення, які приймає система в процесі коливань, можуть бути описані лише за допомогою більш ніж однієї змінної величини.

Прикладом такої системи є автоколивання крила літака в повітряному потоці. Довга гнучка опора дозволяє крилу переміщатися вгору і вниз як жорсткому цілому (так само рухається і стержень напівкруглого перерізу); цей рух відповідає першому ступеню свободи. Рух, що відповідає другому ступеню свободи, - це поворот крила навколо своєї осі, що супроводжується деформацією тонкої листової пружинки; при таких коливаннях змінюється нахил крила відносно набігаючого потоку. Система має і інші ступені свободи (так, крило може переміщатися паралельно потоку), але вони не грають істотної ролі. При досить високій швидкості потоку крило здійснює вертикальні коливання, і одночасно відбуваються зміни кута нахилу крила відносно набігаючого потоку (кута атаки). Це приклад класичного флатеру-руху, що відбувається з двома ступенями свободи.

Флатер може виникати також у лопатей вертольотів і лопаток турбомашин. На практиці явище флатеру служить об'єктом великих досліджень; умова відсутності флатеру часто є однією з основних вимог при проектуванні.

Виникнення флатеру пов'язане з вибором "форми флатеру", для якої виконуються певні співвідношення між амплітудами і фазами коливань, що

відповідають різним ступеням свободи. Умова виникнення флатеру залежить від швидкості потоку, а також від щільності і температури повітря. Припустимо, що швидкість змінюється. Від швидкості потоку залежить значення енергії, що отримується системою за один цикл коливань, і значення енергії, що розсіюється за цикл коливань внаслідок внутрішнього і аеродинамічного демпфування. Коли відношення цих значень енергії стає рівним одиниці, в системі можуть встановитися коливання постійної амплітуди; відповідна швидкість літака називається критичною швидкістю флатеру.

Кожною з можливих форм флатеру відповідає своя критична швидкість, і усі розрахунки флатеру проводяться з метою упевнитися, що найменша з критичних швидкостей з достатнім запасом перевищує максимально можливу швидкість польоту літака.

### **1.3 Флатер крила у повітряному потоці.**

Як вже говорилося вище, флатером називаються автоколивання тіл в потоці газу або рідини. При появі перших швидкісних літаків флатер служив причиною численних катастроф. Явище флатеру тісно пов'язане з тими діями, які потік повітря робить на крило, що коливається. Обмежимося розглядом принципової картини цього явища. При флатері крило літака здійснює вигинисто-крутильні коливання, тому для аналізу цього явища необхідно врахувати принаймні два ступені свободи крила. При практичних розрахунках досить врахувати рухи крила по перших формах власних вигинистих і крутильних коливань. У ще простішому варіанті розрахунку розглянемо жорстке крило, що має дві міри свободи, що відповідають його вертикальному переміщенню і повороту (рис.1.3).

Істотне значення має положення центру тяжіння крила, тобто тієї точки його хорди, додаток вертикальної сили в якій викликає тільки вертикальне переміщення крила, але не його поворот. До цієї точки (точка 0 на рис.1.3) приводитимемо сили, що діють на крило.

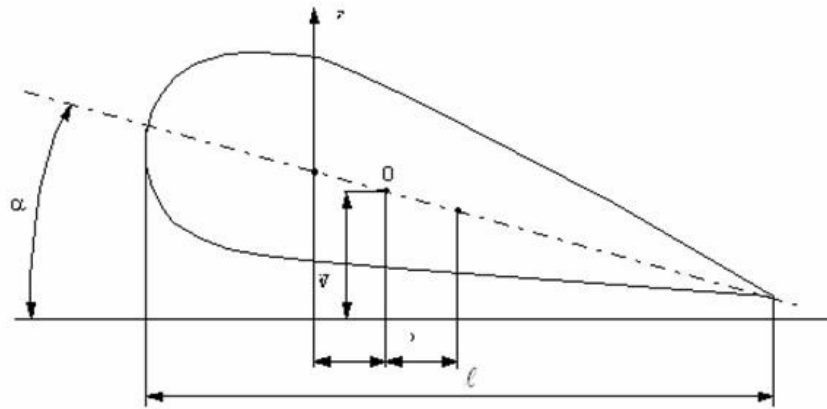


Рис. 1.3 Жорстке крило, що має два ступені вільності

Якщо позначити вертикальне переміщення центра жорсткості крила через  $\dot{W}$ , а зміну кута атаки крила через  $\alpha$ , то пружні сила та момент, що прикладені у точці  $O$ , будуть рівні, відповідно  $C_W \dot{W}$  та  $C_\alpha \alpha$ , де  $C_W$  та  $C_\alpha$  – коефіцієнти жорсткості.

Сила інерції та момент сил інерції відносно точки  $O$  складають, відповідно

$$F_y = -m(\ddot{W} - \alpha^{\circ\circ} b)$$

$$M_y = F_y b + m r^2 \alpha^{\circ\circ} = -mb\ddot{W} + m(r^2 + b^2)\alpha^{\circ\circ} \quad (1.3.1)$$

де  $b$  – відстань від центру жорсткості крила до його центра маси;  $m$  – маса крила;  $r$  – радіус інерції маси крила відносно центральної вісі.

Найбільші труднощі представляє визначення змін аеродинамічних сил, що виникають внаслідок руху крила. Проста гіпотеза відносно цих сил полягає в тому, що їх можна вчислити так само як і при нерухомому крилі, підставивши у відповідні формули значення миттєвого кута атаки. У цьому припущенні отримуємо збільшення підйомної сили і моменту

$$F = \pi \rho V^2 \left( \alpha - \frac{\dot{W}}{V} \right); M = -F a \quad (1.3.2)$$

де  $\rho$  – щільність повітря;  $V$  – швидкість потоку;  $A$  – площа перерізу крила;  $a$  – відстань от центра тяжіння до центра тиску, що розташовані на одній четверті хорди крила.

Формули (1.3.2) є грубим наближенням, оскільки в них повністю ігнорується вплив руху крила на обтікання. Точніше рішення задачі показує, що якщо крило здійснює, наприклад, гармонійні коливання з частотою  $\omega$ ,

та слід враховувати ще інерцію приєднаної маси повітря і ту обставину, що зміна підйомної сили виявляється зміщеною по фазі відносно зміни кута атаки.

Як величина приєднаної маси, так і фазовезрушення залежать від безрозмірного параметра  $\frac{\omega l}{V}$ , що характеризує частоту коливань.

Заради спрощення розрахунків не будемо враховувати всі ці обставини та додатково у першій з формул знехтуємо складовою  $\frac{\dot{W}}{V}$ , що характеризує аеродинамічне демпфування вертикальних коливань крила. З урахуванням сказаного отримаємо рівняння руху крила у вигляді :

$$\begin{cases} m(\ddot{W} - b\ddot{\alpha}) + C_w W = F \\ -mb\ddot{W} + m(r^2 + b^2)\ddot{\alpha} + C_\alpha \alpha = F\alpha \end{cases} \quad (1.3.3)$$

де  $F = \rho r A V^2 \alpha$ .

Рішення системи (1.3.3) знайдемо у вигляді, що відповідає гармонічним коливанням:

$$\begin{cases} W = W_0 e^{-i\omega t} \\ \alpha = \alpha_0 e^{-i\omega t} \end{cases} \quad (1.3.4)$$

Підставляючи (1.3.3) в (1.3.4), отримаємо систему однорідних алгебраїчних рівнянь відносно  $W_0$  та  $\alpha_0$  :

$$\begin{cases} (C_w W - m\omega^2)W_0 + (mW^2 b - \rho r A V^2)\alpha_0 = 0 \\ m\omega^2 b W_0 = [C_\alpha - m\omega^2(r^2 + b^2) - \rho r A V^2_\alpha]\alpha_0 = 0 \end{cases} \quad (1.3.5)$$

Прирівнюючи нулю визначника системи (1.3.5), отримаємо частотне рівняння. Для того, щоб привести це рівняння до простішого виду, введемо наступні позначення:

$$\omega_w = \sqrt{\frac{C_w}{m}}; \quad \omega_\alpha = \sqrt{\frac{C_\alpha}{m(r^2 + b^2)}}$$

- власні частоти поступальних (вигинистих) і крутильних коливань крила;

$$\mu = \frac{4m}{\rho \pi F l}$$

- відносна щільність крила.

Тоді частотне рівняння можна представити в так:

$$\left(\frac{\omega}{\omega_\alpha}\right)^4 - \left[ \left(1 + \frac{\omega_W^2}{\omega_\alpha^2}\right) \left(1 + \frac{b^2}{r^2}\right) - \frac{4}{\mu} \frac{\left(\frac{V}{l * \omega_\alpha}\right)^2 * l * (a+b)}{r^2} \right] * \left(\frac{\omega}{\omega_\alpha}\right)^2 + \left[ 1 + \frac{b^2}{r^2} - \frac{4}{\mu} \frac{\left(\frac{V}{l * \omega_\alpha}\right)^2 * \alpha * l}{r^2} \right] * \left(\frac{\omega_W}{\omega_\alpha}\right)^2 = 0 \quad (1.3.6)$$

При нульовій швидкості потоку  $V=0$  це рівняння дає два додатних значення  $W^2$ , що відповідають двом власним частотам системи..

Зі збільшенням швидкості потоку можлива поява двох типів нестійкості. Так, один з коренів рівняння (1.3.6) може перетворитися на нуль, що відповідає перетворенню на нуль вільного члена рівняння (1.3.6) :

$$1 + \frac{b^2}{r^2} - \frac{4}{\mu} \frac{\left(\frac{V_g}{l * \omega_\alpha}\right)^2 * \alpha * l}{r^2} = 0 \quad (1.3.7)$$

Перетворення на нуль частоти власних коливань системи свідчить про її статичну нестійкість. Дійсно, повертаючись у формулі (1.3.7) до первинних позначень, приведемо її до виду

$$\rho * \pi * A * V_g^2 * \alpha = C_\alpha$$

Якщо це співвідношення виконується, то при повороті крила на кут  $\alpha$  момент додаткової підйомної сили

$$F_\alpha = \rho * \pi * A * V_g^2 * \alpha * a$$

Урівноважується пружним моментом  $C_\alpha \alpha$ .

Явище статичної втрати стійкості крила при досягненні швидкістю потоку значення  $V_g$  називається дивергенцією.

Для крил літаків, як правило, швидкість дивергенції істотно перевищує швидкість польоту і дивергенція не представляє реальної небезпеки.

Інший вид втрати стійкості - вигинисто-крутильний флатер - пов'язаний з тим, що частоти, визначувані з (1.3.6), стають комплексними числами. Якщо



є зв'язані комплексні частоти  $\pm \beta \pm \gamma i$ , те відповідні рішення рівнянь руху мають множники  $e^{i\omega t} = e^{-\gamma t} * e^{\beta t}$ ,

Експоненціальні множники з дійсними позитивними показниками необмежено зростають. Таким чином, в цьому випадку рух є коливаннями з наростаючими амплітудами (коливальний характер руху визначається множниками  $e^{i\omega t}$ ).

Тож, умовою настання флатеру є поява комплексних коренів рівняння (1.3.6), що відбувається при перетворенні на нуль (назвемо це "граничною умовою") його дискримінанта :

$$\left[ \left( 1 + \frac{\omega_W^2}{\omega_\alpha^2} \right) \left( 1 + \frac{b^2}{r^2} \right) - \frac{4}{\mu} \frac{\left( \frac{V_{mm}}{l * \omega_\alpha} \right)^2 * l * (a+b)}{r^2} \right]^2 - 4 * \left[ 1 + \frac{b^2}{r^2} - \frac{4}{\mu} \frac{\left( \frac{V_{mm}}{l * \omega_\alpha} \right)^2 * \alpha * l}{r^2} \right] \left( \frac{\omega_W}{\omega_\alpha} \right)^2 = 0 \quad (1.3.8)$$

З рівняння (1.3.8) легко вичислити швидкість флатеру. Простежимо на числовому прикладі характер зміни частоти вільних коливань крила по рівнянню (1.3.6) при збільшенні швидкості потоку.

Допустимо, що

$$\left( \frac{\omega_W}{\omega_\alpha} \right)^2 = 0.1; \mu = 10; \alpha = 0.1 * l; b = 0.05 * l; \left( \frac{r}{l} \right)^2 = 0.06$$

Цим даним відповідають швидкість дивергенції, що вирахована за рівнянням (1.3.7),  $V_g = 1.25 * \omega_\alpha * l$  та швидкість флатеру, що вирахована за рівнянням (1.3.8),  $V_{mm} = 0.836 * \omega_\alpha * l$

Графік зміни частот коливань системи залежно від швидкості потоку, побудований відповідно до рівняння (1.3.6), показаний на рис.1.4.

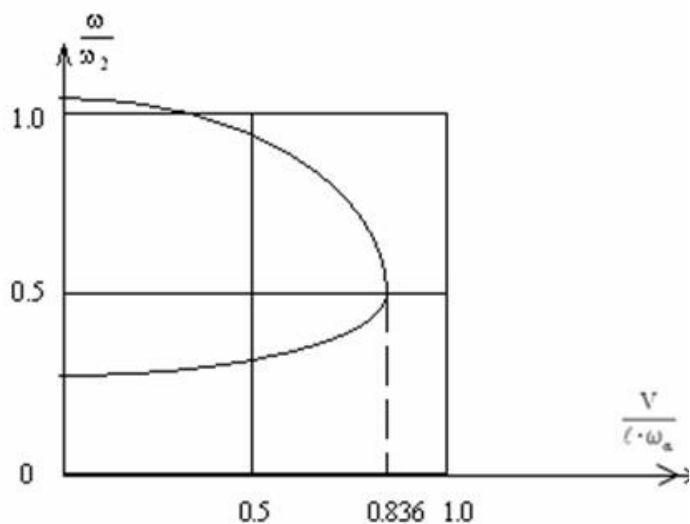


Рис. 1.4 Графік зміни частот коливань системи залежно від швидкості потоку.

При  $V=0$  система має дві частоти власних коливань, що мало відрізняються від частот чисто крутильних і чисто вигинистих коливань. Зі збільшенням швидкості потоку частоти зближуються, і при швидкості флатеру виявляються рівними один одному.

Наявність кратних власних частот для консервативної системи не пов'язана з якими-небудь особливостями її поведінки. Для неконсервативної системи, якою є крило, що знаходиться в потоці повітря, злиття двох частот веде до втрати стійкості руху. В процесі коливань система починає інтенсивно споживати енергію потоку і амплітуди коливань необмежено зростають. Механізм цього явища легко зрозуміти, якщо уявити собі, що що відбуваються з однаковою частотою крутильні і вигинисті коливання крила зрушені по фазі на, так що, коли крило рухається вгору, його кут атаки (тобто і підйомна сила) більший, ніж коли воно рухається вниз. При цьому за повний цикл підйомна сила здійснюватиме позитивну роботу і енергія коливання безперервно зростатиме.

### Висновки до розділу

У розділі було розглянуто основні причини виникнення флатеру, природу його виникнення. Також розглянуто тему флатеру крила у повітряному потоці.

## 2. Історія боротьби з флатером.

В середині 30-х років радянська авіаційна техніка зіткнулася з явищем хоча і відомим раніше, але тільки до цього часу що притягнув до себе пильну увагу: літак, побудований за усіма правилами інженерної науки того часу, іноді несподівано руйнувався у польоті досягнувши деякої швидкості. Руйнування розпочиналося з сильного трясіння, наростання якого відбувалося так швидко, що для вжиття яких-небудь заходів у льотчика (наприклад, зменшення швидкості польоту) зазвичай бракувало часу. Це явище дістало назву флатеру (від англ. flutter - махати, бити крилами, вібрувати).

Дослідження флатеру почалися в 1923 р. в Німеччині (В. Бирнбаум розглянув плоске завдання) і отримали значний розвиток в 1929 і наступних роках, коли в Німеччині і Англії з'явилися ряд робіт на цю тему. Можна відмітити два основні напрями цих робіт : теоретичну основу першого складали роботи, автори яких намагалися отримати диференціальні рівняння крила, що коливалося, і, інтегруючи їх, вичислити критичну швидкість польоту, тобто швидкість, при якій настає втрата стійкості конструкції. Окрім згаданої роботи В. Бирнбаума, сюди можна віднести роботи Г. Бленка і Либерса М. Раушера, експериментальну роботу И. Эссерс та ін.

Основу другого напрямку, представленого головним чином роботами англійських дослідників (Фрейзер і Данкен , Локспейсер та ін.), складало вивчення фізичної сторони явища, його енергетичного балансу і заходів, якими можна запобігти його розвитку. У згаданих роботах, розглядався переважно згинально-крутильний флатер крила, при якому вплив відхилення елерона на характеристики руху передбачався виключеним.

У Радянському Союзі дослідження флатеру були розпочаті в 1932 р. в ЕАО ЦАГИ, де з 1932 по 1935 р. працювала бригада по дослідженню вібрацій, очолювана В. П. Лисковим. У кінці 1934 - початку 1935 р. роботи цієї бригади були піддані різкій критиці групою працівників ЕАО у складі Е. П. Гроссмана, С. С. Кричевського і А. А. Боріна. У травні 1935 р. вийшла у світ

їх робота "До питання про втрату стійкості конструкції крила у польоті" , неспроможність прийнятого В. П. Лисковим напряму і що започаткувала повне з'ясування фізичної суті явища і створення надійних методів прогнозування і попередження флатеру.

Стан проблеми до моменту появи цієї роботи може бути охарактеризований таким чином.

А. Фізичні представлення до цього часу дали можливість побудувати схему енергетичного балансу бінарного руху (згин-кручення), що ілюструє енергообмін як між крилом, що коливається, і зовнішнім середовищем, так і усередині конструкції крила між згинальною і крутильною деформаціями. Проте, як було показано в згаданій роботі трьох авторів, схема потребувала значного доопрацювання. Була виявлена, але не вивчена до кінця роль взаємного розташування трьох точок - центру жорсткості перерізу крила, центру інерції і аеродинамічного фокусу.

Б. Побудова розрахункового методу не була завершена: попри те, що були принципово вірні рівняння руху, дані Раушером у своїй роботі , їх інтеграція привела до значень критичних швидкостей, які сильно відрізнялися від відповідних експериментальних значень.

В. Рекомендації по боротьбі з втратою стійкості конструкцій крила були суперечні і нечіткі.

Перш ніж перейти до опису наступних кроків в дослідженні проблеми, викладемо коротко її суть.

Флатер належить до категорії автоколивань, тобто періодична збурююча сила виникає в процесі самих коливань. При флатері такою збурюючою дією є аеродинамічна сила і момент. При згинально-крутильному флатері крило здійснює крутневі рухи, в процесі яких періодично змінюються прогин і кут закручування кожного перерізу крила. Оскільки крило коливається в потоці, що обдуває його, ці деформації і викликають періодичну зміну зовнішніх сил.

Розглядаючи переріз крила на відстані  $z$  від закладення (рис. 2.1), розкладемо його рух на поступальний (згинальний) і обертальний.

Для цього введемо поняття центру жорсткості перерізу, тобто точки, що має ту властивість, за якої прикладена до неї сила викликає деформацію чистого згину. Швидкість згинального руху  $\delta y / \delta \tau$ , складаючись із швидкістю набігаючого потоку  $V$ , викликає зміну місцевого кута атаки перерізу на величину

$$\Delta \alpha = \frac{-1}{V} \frac{\delta y}{\delta \tau}$$

З відповідною зміною аеродинамічної сили та моменту на величину :

$$\Delta Y_y = \Delta C_y \rho \frac{V^2}{2} dS = \frac{\delta C_y}{\delta \alpha} \Delta \alpha \rho \frac{V^2}{2} b dz = \frac{-\delta C_y}{\delta \alpha} \frac{\delta y}{\delta \tau} \rho \frac{V}{2} b dz$$

$$\Delta M_y = \Delta m_z \rho \frac{V^2}{2} db S = \frac{\delta m_z}{\delta \alpha} \Delta \alpha \rho \frac{V^2}{2} b^2 dz = \frac{-\delta m_z}{\delta \alpha} \frac{\delta y}{\delta \tau} \rho \frac{V}{2} b^2 dz$$

Помітно, що  $\Delta Y_y$  завжди є демпфуючою дією, тому що його знак протилежний знаку  $\delta y / \delta \tau$ . Приріст  $\Delta M_y$  може бути або збурюючою, або демпфуючою дією в залежності від взаємного положення центру жорсткості та аеродинамічного фокуса.

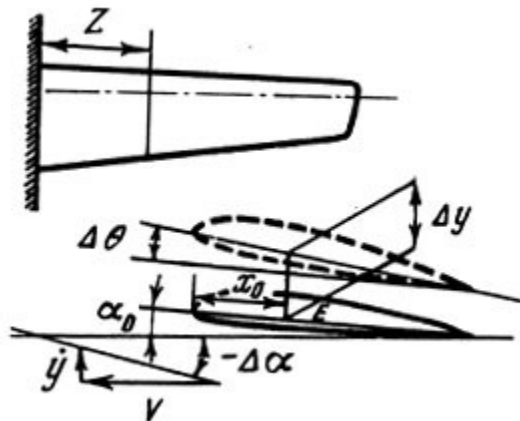


Рис. 2.1. Поступальний, та обертальних рух перерізу крила літака.

Крутильна деформація впливає на аеродинаміку двояким чином, змінюючи геометричний кут атаки крила на величину:

$$\Delta \alpha_0 = \Delta \theta$$

і викликаючи зміну кута підходу струменів до точок контуру перерізу завдяки наявності кутової швидкості  $\frac{\partial\theta}{\partial\tau}$ . Елемент, що знаходиться на відстані  $x$  від носика профілю, отримає вертикальну швидкість (рис. 2.2)

$$(x - x_0) \frac{\partial\theta}{\partial\tau}$$

( $x_0$  – відстань від носка до центру жорсткості) та відповідні зміни кута підходу струменів

$$\frac{x - x_0}{V} \frac{\partial\theta}{\partial\tau}$$

що змінюється (при  $\frac{\partial\theta}{\partial\tau} > 0$ ) від деякої від'ємної величини біля носка профіля до додатної біля його хвоста.

Припускаючи, що взаємодія елемента профілю із зовнішнім потоком визначається місцевим кутом підходу струменів, і бажаючи зберегти початковий їх напрям незмінним, ми повинні будемо повернути кожен елемент, як показано на рис. 2. 2. Тим самим ми вводимо гіпотезу динамічної кривизни, що полягає в тому, що аеродинамічна сила і момент профілю, що обертається, дорівнюють такому самому нерухомому профілю з кривизною і кутом атаки, вчисленими на основі тільки що викладених міркувань. Приведемо без викладень значення приросту кута атаки

$$\Delta\alpha_\theta = \frac{1}{V} \left( \frac{b}{2} - x_0 \right) \frac{\partial\theta}{\partial\tau}$$

та величини, що визначає аеродинамічний ефект кривизни профілю:

$$\Delta\varepsilon_\theta = \frac{b}{4V} \frac{\partial\theta}{\partial\tau}$$

У приведених міркуваннях негласно фігурує ще одне важливе припущення, що називається гіпотезою стаціонарності, і полягає в тому, що ми нехтували впливом прискорень руху крила на аеродинаміку. Його допустимість виправдовується двома обставинами: по-перше, невеликою величиною цих прискорень, по-друге (і головним чином) тим, що в завданні розглядається стійкість рівноважного стану крила. Після початку руху закони, що управляють аеродинамічними силами, можуть помітно змінитися,

але це позначиться лише на розвитку явища, але не на умовах його виникнення, зокрема не на критичній швидкості, яка є найбільш важливою шуканою характеристикою.

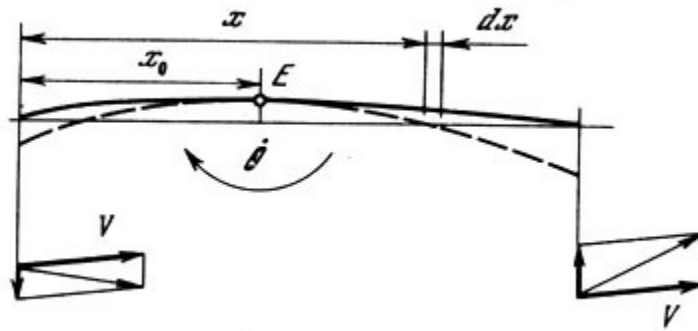


Рис. 2.2 Розподіл швидкостей на носі та кінці профілю.

Підсумовуючи аеродинамічні, пружні і інерційні дії, отримуємо диференціальні рівняння руху крила, які є рівняннями 2-го порядку.

$$\frac{\partial^2}{\partial z^2} \left[ EJ \frac{\partial^2 y}{\partial z^2} \right] + m \frac{\partial^2 y}{\partial \tau^2} - m \sigma \frac{\partial^2 \theta}{\partial \tau^2} - \frac{\partial C_y}{\partial \alpha} \rho V^2 b \left[ \theta + \frac{1}{V} \left( \frac{3}{4} b - x_0 \right) \frac{\partial \theta}{\partial \tau} - \frac{1}{V} \frac{\partial y}{\partial \tau} \right] = 0$$

$$\frac{-\partial}{\partial z} \left[ G J_P \frac{\partial \theta}{\partial z} \right] - m \sigma \frac{\partial y^2}{\partial \tau^2} + J_m \frac{\partial^2 \theta}{\partial \tau^2} - \frac{\partial m_x}{\partial \alpha} \rho V^2 b^2 \left[ \theta + \frac{1}{V} \left( \frac{3}{4} b - x_0 - \frac{\pi}{16} \frac{b}{\frac{\partial m_x}{\partial \alpha}} \right) \frac{\partial \theta}{\partial \tau} - \frac{1}{V} \frac{\partial y}{\partial \tau} \right] = 0$$

Інтеграція їх приводить до характеристичного рівняння - рівняння алгебри 4-го порядку, коефіцієнти якого є функціями швидкості. Отже, функціями швидкості є і критерії стійкості :

$$E > 0 ; R = BCD - B^2 E = D^2 A > 0$$

де А, В, С, D, E – коефіцієнти характеристичного рівняння.

Рівність нулю критерію Рауса R дає критичну швидкість коливального руху (флатеру), вільного члена E - аперіодичного руху - дивергенція.

Диференціальні рівняння руху у вказаному вигляді уперше були отримані ще в 1929 р. Раушером. Рівняння роботи, що викладається, відрізнялися від рівнянь Раушера по суті лише величиною коефіцієнта при  $\partial \theta / \partial \tau$  у рівнянні моментів. Визначаючи величину цього коефіцієнта, Раушер виходив з того, що при теоретичних значеннях

$\partial C_y / \partial \alpha = \pi$  и  $\partial m_0 / \partial \alpha = \pi/4$ , приріст моменту відносно середини дужки не залежить від кривизни. Поширюючи це виведення на реальне крило, для чого немає ні принципів, ні експериментальних передумов, Раушер не міг добитися збігу вичислених і фактичних критичних швидкостей. Це уперше вдалося досягти в розрахунках по запропонованих трьома авторами формулам: вичислені швидкості опинялися в регулярному співвідношенні з досвідченими, на 5 - 15% нижче останніх.

Як вже вказувалося вище, в роботі трьох авторів були також уточнені і доповнені уявлення англійських дослідників про фізичну сторону проблеми. У цьому плані було дуже важливе уточнення схеми енергетичного балансу (рис. 2.3) і вплив на неї параметрів конструкції крила.

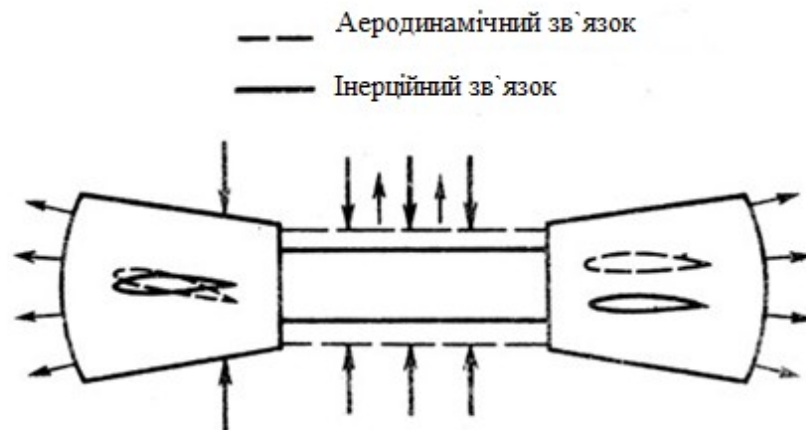


Рис. 2.3 Схема енергетичного балансу і вплив на неї параметрів конструкції крила.

Як видно зі схеми, приплив енергії до крила здійснюється через рухи кручення і головним чином через зв'язки між рухами кручення і вигину. Особливу роль в характеристиці цього процесу грають два параметри, що визначають кількість і навіть знак енергії, що підводиться до крила :

- 1) взаємне положення центру жорсткості і центру інерції;
- 2) взаємне положення центру жорсткості і аеродинамічного фокусу.

Поєднання згаданих вище трьох точок призводить до розриву обох інерційних зв'язків і аеродинамічного зв'язку, що передає енергію від



кручення до згину. Це призводить до того, що енергетичний цикл розривається і флатер стає неможливим.

Як видно з приведених раніше рівнянь, флатер і дивергенція по суті дві різні форми одного і того ж фізичного явища - втрати стійкості конструкцією крила в потоці повітря, і, отже, їх аеродинаміка у момент початку руху управляється одними і тими ж законами. Звідси витікає помилковість виведення Фрейзера і Данкена про існування деякої особливої точки - центру незалежності, що грає у виникненні періодичного руху ту ж роль, що аеродинамічний фокус у виникненні аперіодичного руху

Отже, і флатер, і дивергенція усуваються одночасно поєднанням названих трьох точок.

У роботі було показано, що немає необхідності в їх точному поєднанні: при досить близькому їх розташуванні можливість флатеру усувається або принаймні критична швидкість стає дуже високою. Було показано також, що критична швидкість дивергенції завжди перевищує швидкість, при якій настає статичне перекручення крила.

Для перевірки розробленої теорії були випробувані ряд спеціальних моделей в аеродинамічній трубі. Результати підтвердили надійність теорії.

У 1935 р. льотчиком С. Н. Анохіним була зроблена спроба довести до критичної швидкості флатеру планер із заздалегідь розрахованим крилом. Проте крило зламалося на швидкості 225 км/год, яка складала 75% розрахункової критичної, і причиною поломки виявилось статичне перекручення крила.

Оскільки в реальній конструкції необхідне зближення трьох точок далеко не завжди досяжне, то мав місце великий інтерес аналізу конструктивних заходів, що дозволяють збільшити критичну швидкість флатеру. Такий аналіз детально проведений в монографії Е. П. Гроссмана. У ній встановлені залежності, що чітко відбивають вплив розмірів, масових характеристик крила і жорсткостей його на згин і кручення на критичну швидкість.

Більшість встановлених автором залежностей були виражені простими формулами, з великим успіхом що застосовувалися в практиці. У теоретичному плані в роботі було дано нове виведення аеродинамічних формул для крила, що коливалося, ґрунтоване також на гіпотезі стаціонарності, але без застосування гіпотези динамічної кривизни. Було встановлено наявність зрушення фаз між зміщеннями різних перерізів по розмаху крила, а також між рухами кручення і вигину.

У іншій роботі Е. П. Гроссман показав, що зрушення фаз є обов'язковою умовою вібрацій. У 1936 р. М. В. Келдиш в своїй роботі підтвердив достовірність формул Раушера, виведених уперше, як вже вказувалося, на підставі наближеної теорії.

Надалі в даний період (до 1941 р.) радянськими дослідниками були виконані ряд робіт, що поглибили і розширили уявлення про втрату стійкості різних частин конструкцій літака у польоті. Область досліджень була розширена роботами Е. П. Гроссмана, М. В. Келдиша і Я. М. Пархомовського, М. В. Келдиша, П. М. Риза, Я. М. Пархомовського, М. В. Келдиша і Я. М. Пархомовського ін. Істотна важливість останньою із згаданих робіт полягала в тому, що предметом її розгляду була конструктивна схема крила, широко поширена не лише у той час, але і в наші дні.

У роботах П. М. Риза і Л. С. Попова були деякі допущення, зроблені у більше ранніх роботах (наприклад, абсолютно жорстке закладене крило), і простежений вплив цих допущень на критичну швидкість. На закінчення відмітимо, що основним результатом робіт, проведених в СРСР в 1934 - 1941 рр., було усунення небезпеки появи флатеру крила і оперення; тим самим вдалося уникнути обмеження зростання швидкостей літаків з боку цього явища.

Зокрема, вдалося:

1. Істотно уточнити уявлення про механізм виникнення нестійкості крила і внести ясність в схему енергетичного балансу явища і отримати якісні уявлення про найважливіші параметри, що визначають виникнення флатеру.

2. Отримати надійні розрахункові формули для визначення критичної швидкості виникнення флатеру стосовно конструктивним схем крила і хвостового оперення, що найчастіше зустрічаються в практиці, і для визначення швидкостей дивергенції і статичного перекручення крила.

3. Детально вивчити вплив ряду конструктивних параметрів на критичну швидкість виникнення флатеру і розробити ефективні заходи боротьби з втратою стійкості.

4. Розробити методику випробувань на флатер моделей літаків і їх конструктивних частин в аеродинамічних трубах.

### **Висновки до розділу**

У цьому розділі було описано короткі історичні данні про початок боротьби з флатером, як явищем, а також описано результати перших спроб та випробувань.

### **3. Способи боротьби з виникненням флатера.**

### 3.1 Шляхи боротьби з флатером.

Літакам необхідно нести різні комбінації підкрильних додаткових контейнерів для виконання безлічі завдань. Жорстка установка цих контейнерів є причиною об'єднання складової, що обертається, і основної згинальної частоти крила, що трапляється частіше, ніж у разі голих крил. В результаті істотно зменшується критична швидкість флатеру для живучості від вогню зенітних гармат. Існують три шляхи боротьби з флатером:

Перший спосіб ґрунтований на такій зміні характеристик системи, при якому досягається незалежність коливань, що відповідають різним ступеням свободи, причому демпфування усіх цих різних форм коливань позитивне. Так, можна добитися того, щоб поворот осі профілю крила відносно подовжньої осі перерізу слабо залежав від вертикального переміщення осі. Для цього треба, щоб вісь займала певне положення, а розподіл маси по перерізу профілю задовольняв певній умові.

Другий спосіб полягає у збільшенні власних частот конструкції за рахунок збільшення стосунків "жорсткість/маса" окремих її частин. Цей спосіб ґрунтований на тому, що енергія, що отримується системою при флатері за один цикл коливань, майже не залежить від частоти, тоді як енергія, що розсіюється за один цикл, пропорційна частоті. Два розглянуті методи зазвичай використовуються в практиці літакобудування.

Третій метод боротьби з флатером, що викликається аеродинамічними силами, не завжди ефективний, але часто з успіхом використовується для усунення інших видів автоколивань. Цей метод полягає в демпфуванні системи. Збільшуючи тертя в системі, схильній до флатеру (тобто збільшуючи енергію, що розсіюється за один цикл коливань заданої амплітуди) можна, як правило, підвищити критичну швидкість системи.

Попри те, що пасивні методи, такі як конструктивні і масові балансування технічного оснащення, покликані пом'якшувати флатер, загальні результати, пов'язані з додаванням маси, виражаються в погіршенні

характеристик літака. Більше того, необхідність літака нести різні комбінації контейнерів робить практично неможливою їх реалізацію.

Використання напівактивної технології управління, запропонованої у минулому, має свої недоліки. В першу чергу, використання гідравлічно приведених елеронів для контролю за флатером, вироблюваним контейнером, не отримало популярності унаслідок складності розрахунку нейтралізуючих нестійких аеродинамічних сил, що викликаються поверхнями, що управляють, і недостатніми умовами інтенсивності циркуляції рідини в гідравліці.

На початку восьмидесятих років новітній напівпасивний принцип використання м'яко-пружинного підвісного механізму ізоляції що крутить складові крила від ефектів, обумовлених інерційністю контейнерів експериментально проявив ефективність в пригніченні флатеру. Завдання поточних досліджень це вивчення можливості зміцнення розчіплюючих опор встановлених систем, використовуючи технологію активного контролю.

Замість пасивної розчіплюючої опори, п'єзоелектричний тонко кристалічний привід, що складається з послідовності тонких круглих пластин з п'єзокерамічним покриттям на протилежних сторонах, запропонований для використання в якості активного розчіплюючого зв'язку між крилом і контейнером. Найбільш важливим у використанні систем, що управляють, з п'єзокерамічним приводом стало рішення проблем тимчасової затримки таким, що викликаються гідравлічними приводами.

Попри те, що технологія активного управління також має недоліки через масу, що обумовлено масою приводу і електроніки, гнучкість, яку вона пропонує в отриманні результатівміцності через контролери динамічного зворотного зв'язку, ставить її у вигідніше положення в порівнянні з пасивними методами. В процесі вивчення великої кількості сучасних передових законів управління з приводом і об'єднаними рідинно – механічними моделями, що вирішують проблему поліпшення міцності

системи крило - контейнер, досліджуються конфігурація контейнера і його номінальні якісні характеристики.

Противфлатерні системи можуть бути розділені на три категорії: пасивні, напівактивні і активні.

### **3.2. Методи боротьби з флатером. Пасивний метод.**

Пасивні системи були першими у своєму роді. Вони полягали в приєднанні різних додаткових елементів (мал. 3.1), які збільшували жорсткість крила. Велика жорсткість зменшує ризик виникнення флатеру на низьких швидкостях, а також збільшує швидкість флатеру. Але при цьому збільшується вага конструкції, що негативно позначається на льотних характеристиках ЛА. Також використовувався метод вагового балансування : в певних точках до поверхні або усередині крила кріпився баласт, що змінювало його власну частоту. Це дозволяло уникати флатеру при певних швидкостях, але так само призводило до збільшення маси ЛА.

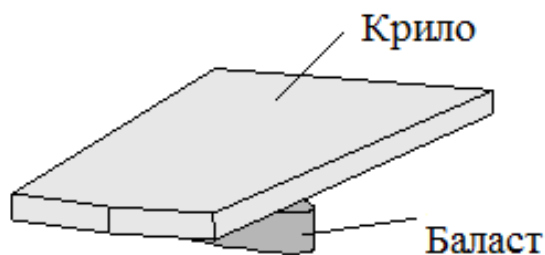


Рис. 3.1. Приклад пасивної протифлатерної системи.

### **3.3 Методи боротьби з флатером. Напівактивний метод.**

Ці системи були розроблені в сімдесятих. На відміну від пасивних методів вони змінювали як статичні так і динамічні аеропружні характеристики. Їх суть полягала у використанні гідравлічних елеронів (мал. 3.2), для зменшення флатеру крила, викликаного приєднанням до нього навантаженням. Але вони рідко використовувалися через низьку швидкість дії. Пізніше використовувався пружинно-шарнірний механізм для ізолювання крила. Але недолік цих методів в тому, що вони підлаштовуються під певну

конфігурацію крила, що робить неможливим додаткове розміщення під крилом приладів, паливних баків, озброєння.

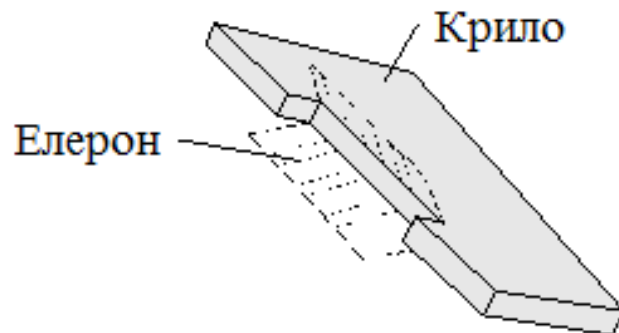


Рис.3.2. Приклад напівактивної протифлатероної системи.

### **3.4 Методи боротьби з флатером. Активний метод.**

Ці системи вимагають точних знань про аеродинамічні сили тих, що виникають при флатері. Новий метод полягає у використанні активного розв'язуючого пілона між крилом і навантаженням

Флатер був головною причиною руйнування літальних апаратів в повітрі на зорі авіації. Також флатер є частою причиною руйнування літальних апаратів на граничних режимах. Першими теоретичними роботами по флатеру були праці С.А. Келдиша.

#### **Висновки до розділу**

У цьому розділі було розглянуто та описано способи та методи боротьби з флатером.

#### **4. Технології виготовлення датчиків. Порівняльна характеристика датчиків – аналогів.**

##### **4.1 Принцип дії п'єзоелектричних датчиків**

Робота п'єзоелектричного датчика ґрунтована на прямому п'єзоелектричному ефекті, а саме на перетворенні механічної енергії в електричну. П'єзоелектричний ефект виникає через зв'язку між електричними і механічними властивостями матеріалу, зазвичай - кристалічного. Коли до п'єзоелектрику прикладається механічна напруга, він поляризується у вказаному напрямі, і між його гранями з'являється електрична різниця потенціалів. Величина механічної напруги, прикладеної до кристала, прямо пов'язана з величиною його деформації, а, отже, і з різницею потенціалів між його гранями. Це дозволяє за виміряною величиною напруги упізнати величину сили, що діє на п'єзокристал.

Складність, проте, полягає в тому, що як джерело напруги п'єзокристал схожий на швидше заряджену місткість, ніж батарейці. Якщо п'єзоелектрик деформувати, і залишити його в цьому стані, то напруга між обкладаннями зменшиться через осідання на них іонів повітря і струму, що протік через систему реєстрації. Таким чином, при незмінній деформації п'єзоелектрика напруга між обкладаннями зменшуватиметься, поки не досягне нуля. Тому п'єзодатчик зручний у використанні тільки при вимірі відносно швидких деформацій.

До достоїнств п'єзоелектричного датчика потрібно віднести його дешевизну, простоту як у виготовленні, так і у використанні (для вимірів потрібний тільки п'єзодатчик і вольтметр, немає необхідності в додаткових джерелах енергії). Ще однією чеснотою п'єзоелектричного датчика є те, що вимір дій на нього з усіх боків може робитися одночасно і в одній точці. Це дає можливість робити набагато точніші і надійніші трьох-координатні датчики віброприскорень і тому подібне.

У ряді випадків, необхідно враховувати вплив в таких датчиках зворотного п'єзоефекта. Якщо до п'єзодатчика прикладається електричний



потенціал, то поляризація п'єзоелектрика в зовнішньому електричному полі породжує зміну його розмірів і механічну дію на оточення. Таки образом, подання електричної напруги на п'єзодатчик призводить до його розширення або стискування, тобто датчик перетворюється на простий варіант двигуна.

#### **4.2 Особливості та порівняльна характеристики технологій виготовлення п'єзоелектричних датчиків**

Завдання виміру лінійних прискорень і, пов'язані з нею, завдання контролю положення об'єкту в просторі, швидкості, вібраційних і інших характеристик актуальна у багатьох областях виробництва і експлуатації. Устаткування, що вимагають контролю і виміру цих характеристик, зустрічається практично в усіх областях виробництва - від споживчої електроніки, до авіації, космонавтики і військової справи. Цілком природно, що для вирішення настільки поширеного завдання пропонується широкий асортимент спеціалізованих датчиків - акселерометрів - що мають різноманітні характеристики, як з точки зору вимірювальної здатності і стійкості до зовнішніх дій, так і по діапазону умов експлуатації і надійності.

Не останню роль в питаннях якості, надійності і сфери застосування акселерометрів грає технологія виготовлення чутливого елемента і особливості конструкції датчика.

На даний момент у світі існує три основні технології виготовлення чутливих елементів датчиків прискорення - дві ґрунтовані на використанні п'єзоелементів : п'єзоелектрична і п'єзорезистивна технології і третя, сучасніша, ґрунтована на використанні мікромеханічних (МЭМС/MEMS) структур і функціонує за ємнісним принципом. Кожна з технологій має свій унікальний набір переваг і недоліків, які, великою мірою, визначають сферу застосування датчиків цього типу.

П'єзоелектрична технологія: Конструкція п'єзоелектричного акселерометра ґрунтована на використанні п'єзокристала. Кристал встановлюється на масивну основу, а згори на нього монтується інертна маса,

що забезпечує деформацію кристала при додатку до датчика прискорення (см рис.4.1)

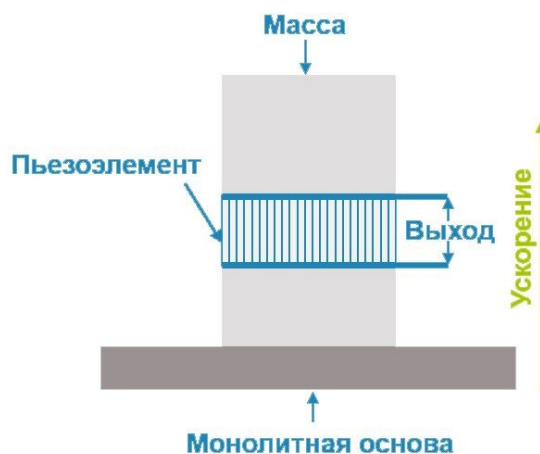


Рис. 4.1 Конструкція п'єзоелектричного акселерометра.

Як відомо, деформація п'єзокристала призводить до утворення різниці електричних потенціалів на гранях кристала перпендикулярних осі деформації. Саме на цьому ефекті і побудований вимірювальний осередок датчика - електричний сигнал, що знімається з кристала, створюється прикладеним до деформуваної маси прискоренням і пропорційний цьому прискоренню. При цьому, чутливість датчика визначається п'єзоелектричним коефіцієнтом кристала, тобто безпосередньо залежить від властивостей використовуваного матеріалу.

Використання кристала як чутливого елементу і фактична відсутність рухливих деталей, робить датчики цього типу у край стійкими до зовнішніх дій, у тому числі ударам високої амплітуди (до 6000g), дії високих температур (до 350 °C). Специфіка чутливого елементу дозволяє проводити виміри в широкому діапазоні частот, що істотно для високодинамічних завдань. Ще однією істотною перевагою цього типу п'єзоелектричних акселерометрів є компактні розміри, витікаючи з простоти конструкції і мініатюрності її компонентів.

На жаль п'єзоелектричні датчики, при усій своїй зручності, мають істотні недоліки, що виникають як з конструкційних особливостей

вимірювального осередку, так і з її матеріалу. Першим істотним недоліком, що ускладнює життя розробникові устаткування, куди інтегрується п'єзоелектричний акселерометр, являється необхідність використання електричних з'єднань з високим імпедансом для підключення датчика до інших облаштувань системи. Вимога високого імпедансу витікає з фізичної природи п'єзоефекту - індукована деформацією різниця електричних потенціалів у край мала за своєю величиною. Другим істотним недоліком є низька стабільність зміщення датчика, тобто величини, що визначає вихідний сигнал датчика в стані спокою.

Низька стабільність зміщення має на увазі істотну і погано передбачувану зміну цього параметра під впливом умов довкілля і робочими діями. Це, саме по собі, не занадто зручне при експлуатації явище загострюється низькою термостабільністю вимірювального осередку, що так само є особливістю п'єзокристала. Низька термостабільність осередку призводить до істотної зміни вихідного сигналу датчика при зміні температури довкілля і, відповідно, необхідності вводити поправку на зміну температури, найчастіше визначувану коефіцієнтами поліномів четвертого - п'ятого порядків.

Додатковою незручністю, пов'язаною з використанням п'єзокристалів являється їх порівняно висока гігроскопічність. Таким чином, як зберігання, так і експлуатація п'єзоелектричного акселерометра вимагає контролю вологості або забезпечення герметичності вимірювального осередку. Останніми двома чинниками, що ускладнюють експлуатацію, п'єзоелектричних акселерометрів у ряді завдань являється відсутність можливості виміру в статичному режимі (різниця потенціалів утворюється тільки безпосередньо в процесі деформації кристала, а в крайніх положеннях сигнал відсутній) і побічно витікаюча з цього неможливість реалізації функції самотестування датчика.

Таким чином, можна зробити висновок, що по сукупності переваг і недоліків, п'єзоелектричний акселерометр може успішно використовуватися

для вирішення завдань виміру зусиль і переміщення, особливо в тих випадках, коли додаток вимагає роботи при температурах понад 120 °С. При цьому треба пам'ятати про ряд складнощів, пов'язаних з його експлуатацією.

П'єзорезистивна технологія: Конструкція п'єзорезистивного акселерометра ґрунтована на використанні тонких плівок п'єзо матеріалу, нанесених на діелектричне покриття консолі вимірювального осередку (див. мал.5.2), що сполучає масивну кремнієву основу датчика і інертну масу з того ж матеріалу, вільно підвішену на кінці цієї консолі. Додаток прискорення призводить до коливань інертної маси і, відповідно, вигину консолі.

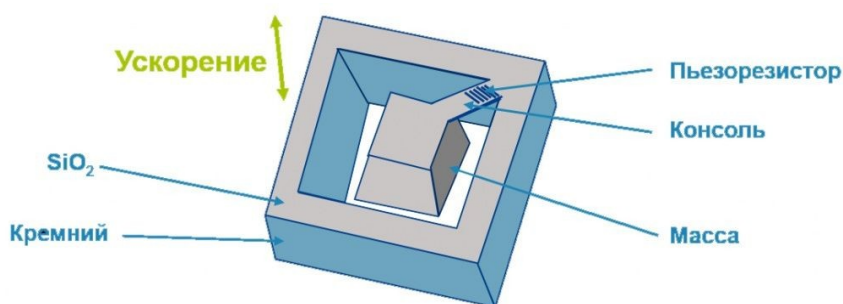


Рис. 4.2 Конструкція п'єзорезистивного акселерометра

Згинаючись, консоль деформує п'єзорезистивні смужки, що призводить до зміни їх опору, пропорційного вигину, а, отже, і прискоренню. Таким чином, чутливий елемент є мостовою схемою в плечах якої знаходяться змінювані опори (рис.4.3).

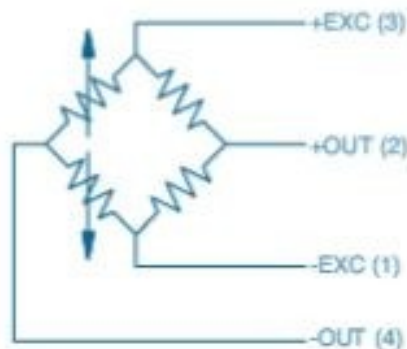


Рис. 4.3 Мостова схема чутливого елемента.

Специфіка використання п'єзорезистивних акселерометрів, їх переваги і недоліки, багато в чому схожі з такими для п'єзоелектричних датчиків і ґрунтуються на властивостях п'єзо матеріалів, використаних в конструкції.

Істотними перевагами технології є широкий частотний діапазон вимірів, стійкість до високих прискорень (до 20000g), вібраційних і ударних навантажень, здатність функціонувати при температурах до 350 °С. Надійна жорстка конструкція і відпрацьована технологія виготовлення так само є перевагами.

Додатковим і дуже важливим чинником, що визначає якість вимірів п'єзорезистивних датчиків, являється низький рівень гістерезису, що істотно покращує точкові характеристики датчика і його повторюваність. Схожість використовуваних в конструкції, як п'єзорезистивних, так і п'єзоелектричних датчиків матеріалів, визначає і аналогічний набір недоліків цієї технології. Істотними чинниками є низька стабільність зміщення і погана термостабільність, чутливість до вологості, відсутність можливості статичних вимірів і реалізації самотестування.

З чинників, що діяли раніше, мабуть, виключається тільки необхідність використання з'єднань з високим імпедансом. В даному випадку, складнощі з узгодженням осередку і іншої схеми відпадають за рахунок роботи осередку під постійним потенціалом, який і визначає рівень необхідного імпедансу. Проте, це порівняно невелике поліпшення, повністю компенсується ускладненням конструкції як самого осередку, так і датчика в цілому і необхідність підведення живлення до рухливих елементів конструкції (консолі інертної маси).

Додатково погіршує ситуацію з експлуатацією п'єзорезистивних датчиків украй погана нелінійність, що знову веде до необхідності використання поліномів високих порядків для компенсації зовнішніх умов, і низький коефіцієнт посилення, що визначає роздільну здатність датчика. Резюмуючи, слід зазначити, що при усіх своїх недоліках п'єзорезистивні

акселерометри можуть з успіхом використовуватися для вимірів зусиль, переміщень і тиску, особливо в умовах завдань, що вимагають роботи при високих температурах, великих прискореннях і потенційній можливості ударних дій. У тому числі, цей тип датчиків може бути використаний і при рішенні промислових завдань.

Ємнісна технологія: Конструкція ємнісного МЭМС акселерометра ґрунтована на вимірювальному осередку, що є корпусом з кремнію, усередині якого розміщена консоль з підвішеною інертною масою. На внутрішні поверхні корпусу і поверхні маси нанесені електроди, що перетворює конструкцію на систему з двох конденсаторів (рис.4. 4)

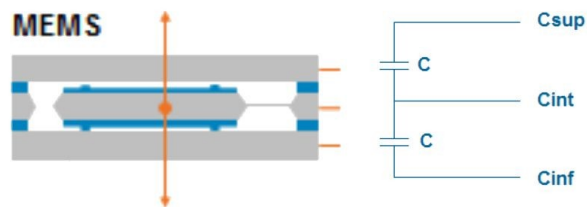


Рис. 4.4 Конструкція та схема ємнісного акселерометра.

Під дією прискорення інертна маса коливається на консолі, що призводить до зміни відстані між обкладаннями обох конденсаторів і, як наслідок, зміни їх місткості. При цьому, сумарна місткість складеного конденсатора залишається незмінною. Варіація місткості конденсаторів відбивається зміною потенціалів на їх обкладаннях, що, власне, і може бути виміряне, як сигнал пропорційний прикладеному прискоренню.

Легко бачити, що в даному випадку, чутливість і дозвіл подібної МЭМС структури залежать від конструкції вимірювального осередку, величини повітряного проміжку між обкладаннями конденсаторів і діапазоном його зміни. При цьому залежність параметрів від властивостей матеріалу, що негативно проявила себе в акселерометрах на основі п'єзоефекту - практично або повністю відсутній. Як правило, вимірювальний осередок герметичний. Її складання робиться в інертному середовищі або

вакуумі, що так само забезпечує ряд переваг цієї технології в порівнянні з розглянутими раніше.

В першу чергу ємнісні МЭМС датчики відрізняє висока термостабільність і відмінна тимчасова стабільність робочих характеристик. Це забезпечує простоту і зручність завдання необхідної компенсації, причому для роботи практично завжди можна знайти лінійну або слабо-параболічну ділянку робочої характеристики, що позбавляє від необхідності використати для введення компенсації поліноміальні вирази. В цілому, ці чинники забезпечують ємнісним МЭМС акселерометрам високу міру повторюваності результатів вимірів і надійність в порівняно широкому інтервалі прискорень і умов довкілля.

Додатковий, але дуже істотним, при рішенні ряду завдань, перевагою є можливість проведення вимірів в статичному режимі і, побічно пов'язана з цим, можливість проведення самотестування датчика. Дійсно - працездатність і адекватність вимірюваної величини такого датчика легко перевірити, просто подавши змінний сигнал на обкладання вимірювального осередку. Відгук на таку дію дасть однозначне розуміння про працездатність датчика. Існує ряд застосувань, наприклад, такі, в яких використовуються цілі масиви акселерометрів або датчиків вібрації на їх основі, для яких функція самотестування є одним з важливих чинників експлуатації.

Безумовно, як і у будь-якій іншій технології, у ємнісних МЭМС акселерометрів є ряд недоліків, основною з яких є відносна складність конструкції, що вимагає більше праце- і наукомісткого виробництва, призводить до більших термінів виготовлення і дещо більш високої вартості датчиків. Втім, за умови масового виробництва на автоматизованих промислових лініях цей чинник практично не робить впливу. Іншою істотною особливістю ємнісних датчиків, яку слід враховувати при їх експлуатації, є чутливість датчиків до електромагнітної дії, в тому ступені, в якому до нього чутливі усі ємнісні елементи.

Легко бачити, що помітні переваги технології ємнісних акселерометрів, роблять ці датчики оптимальним рішенням для широкого спектру завдань, пов'язаних з вимірами прискорень, переміщення, тиску, нахилів і вібрації. Ці датчики з великим успіхом можуть бути використані і використовуються при проектуванні промислових рішень і в завданнях, зв'язаних зі значними ударними і вібраційними навантаженнями. Слід зауважити, що нині, існує два типи датчиків, ґрунтованих на ємнісних МЭМС структурах, що розрізняються по технологічних особливостях виготовлення самої МЭМС структури, і що підрозділяються, відповідно, на виготовлені за планарною (поверхневою) і об'ємною технологією. Зберігаючи усі переваги ємнісних датчиків, про які говорилося вище, ці два типи акселерометрів, все ж, мають деякі відмінності.

Так, датчики, виготовлені за планарною технологією (див. мал.4.5) мають гребінчасту структуру інертної маси, здатну, при грамотній конструкції консолей, коливатися відразу в декількох площинах.

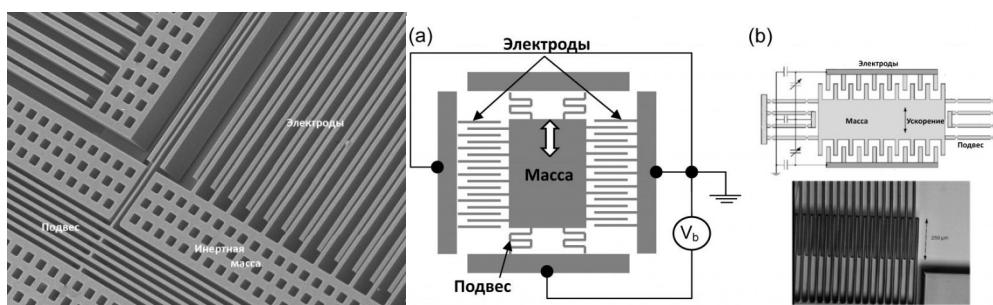


Рис. 4.5 Датчики, що виготовлені за планарною технологією.

Це робить можливою реалізацію багатовісного акселерометра в габаритах поодинокого вимірювального осередку. Планарні осередки мають ширину "повітряного" проміжку між електродами конденсаторів змінної місткості в діапазоні 4-6 мкм (з погрішністю 17%), при вазі інертної маси 0,03 - 0,3 мг. Це забезпечує місткість змінних конденсаторів на рівні від 2 до 5 пФ (чисельні дані надані корпорацією SafranColibrys).

Порівняльна простота технології виготовлення планарних структур



(поверхневе, що труїть), забезпечує надійність виготовлення і малі габарити вимірювальних осередків. Це ж робить планарні вимірювальні осередки дешевшими, в порівнянні з осередками, що виготовляються за об'ємною технологією. Проте, невелика інертна маса і велика величина проміжку між електродами викликають ряд недоліків, основним з яких є високий рівень шумів і низька (порівняно з датчиками об'ємної технології) стабільність робочих характеристик. Датчики, виготовлені за об'ємною технологією (див. мал. 4.6) мають інертну масу, вільно підвішену на консолі над поверхнею основи.

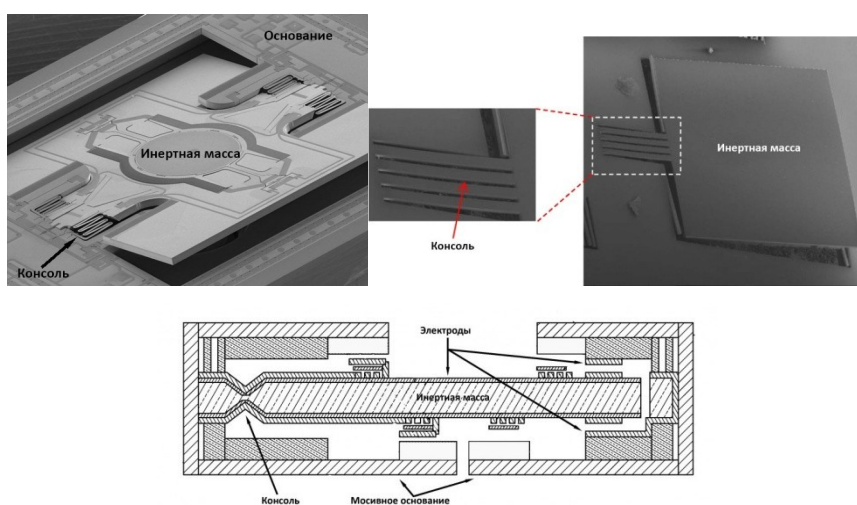


Рис. 4.6 Датчики, виготовлені за об'ємною технологією.

Легко бачити, що така технологія виготовлення (об'ємне, що прецизійне, що труїть і технологія сплаву кремнію) набагато складніше і вимагає більшого часу і складнішого устаткування. При цьому габарити вимірювального осередку більше ніж у виготовленої за планарної технологією, а також відсутня можливість реалізації багатоосної системи у рамках одного осередку. Проте, при ширині "повітряного" проміжку близько 2 мкм (з погрішністю 1,5%) і вазі інертної маси від 5 до 15 мг, такі змінні конденсатори мають місткість в діапазоні від 15 до 50 пФ (чисельні дані надані корпорацією SafranColibrys), що забезпечує акселерометрам, виготовленим за об'ємною технологією, унікально низький рівень шумів і високу стабільність робочих характеристик.

Порівняння: З приведених даних легко бачити, що кожна з трьох описаних вище технологій має свій власний унікальний набір явних переваг, так само як і набір очевидних недоліків. Звівши усю сукупність даних на загальну порівняльну діаграму, приведену на рис. 4.7 (дані надані корпорацією ShafranColibrys), і проаналізувавши її, можна зробити висновок про те, що сфери застосування акселерометрических датчиків, виготовлених по різних технологіях, фактично не перекриваються.



Рис. 4.7 Порівняльні діаграма технологій виготовлення датчиків.

П'єзоелектричні і п'єзорезистивні акселерометри демонструють здатність працювати в тяжких умовах експлуатації - при високих температурах, ударних і вібраційних діях і робити виміри прискорень в широкому діапазоні як по амплітуді, так і по смузі частот.

При цьому, ємнісні МЭМС датчики, поступаючись як в амплітудних значеннях вимірюваних прискорень, так і за умовами довкілля, демонструють унікальну точність, надійність і стабільність вимірів, при високій чутливості до вимірюваного параметра. Висновки: Резюмуючи, можна зробити висновок, про те, що конкретна модель акселерометричного датчика, як і технологія його виготовлення, повинні визначатися виходячи з вирішуваної задачі, оскільки області застосовності датчиків різних типів практично не перекриваються.

Видно, що ємнісні МЭМС акселерометри можуть бути використані в широкому асортименті завдань, від рішень для споживчої електроніки і промислових завдань, до специфічних пристроїв з області транспорту, видобутку корисних копалин, авіації і оборонних проектів.

Такі акселерометри, виготовлені за об'ємною технологією, успішно застосовуються в якості датчиків нахилу в устаткуванні шельфового буріння, в системах стабілізації і контролю набору крила сучасних пасажирських лайнерів, в якості датчиків вібрації для контролю стану дорожнього полотна і візків вагонів в сучасних високошвидкісних потягах.

Одночасно з цим, використання п'єзо акселерометрів виправдане у тому випадку, коли для досягнення надвисоких робочих температур, високих рівнів вимірюваного прискорення або експлуатації у над високодинамічних системах, можливо нехтувати питаннями стабільності і точності вимірів, що проводяться.

### **4.3 Датчики для вимірювання лінійної вібрації**

Датчики, сигнали яких пропорційні віброприскоренню, є основним засобом виміру характеристик вібрації і складають одну з самих численних груп датчиків взагалі. Їх широка поширеність пояснюється тим, що саме акселерометрам вдається надати найбільш високі експлуатаційні якості, а значення віброприскорень дозволяє порівняно просто визначити інші кінематичні і деякі динамічні величини.

Датчики кінематичних величин можуть бути датчиками характеристик відносного або абсолютного руху. У першому випадку вимір ведеться відносно системи відліку, пов'язаної з матеріальним об'єктом, на рух якого не накладаються ніяких обмежень. Проте датчики відносного віброприскорення, як правило, не конструюють зважаючи на відсутність МЭП, що сприймають прискорення. Тому усі акселерометри, що не використовують додаткового диференціювання, вимірюють абсолютне прискорення (прискорення в інерціальній системі відліку) і є приладами інерційної дії, що мають чутливий елемент у вигляді пружно закріпленої маси.

Вихідною величиною МП може бути майже будь-яка кінематична або силова величина, проте на практиці нею є напруга, деформація або переміщення. Незважаючи на різноманітність МЭП, що сприймають ці величини, серійно впускають більше за п'єзоелектричних, менше - тензорезистивних і ще менше - ємнісних і індуктивних акселерометрів.

Сфери застосування цих датчиків різні: індуктивні акселерометри є низькочастотними, тензорезистивні і ємнісні використовують в ширшій області низьких і середніх частот, причому усі вони працюють від нульової частоти. Відомі тензорезистивні акселерометри з ширшим робочим діапазоном частот, але при вимірі віброприскорень, близьких до стаціонарних, вони не мають яких-небудь переваг перед п'єзоелектричними, вживаними практично монополюсно в області середніх і високих частот.

Перевагою п'єзоелектричного МЭП є і те, що у більшості випадків він одночасно виконує функції механічного перетворювача. Останнім часом ведуться розробки п'єзо оптичних акселерометрів, по ряду якостей близьких до п'єзоелектричних і зручних для проведення вимірів в спеціальних умовах на низьких і середніх частотах.

Акселерометр з великим робочим діапазоном частот має і більший діапазон вимірів. Це дуже зручно, оскільки на багатьох технічних об'єктах віброшвидкість в незначному ступені залежить від частоти і, отже, віброприскорення збільшується із зростанням частоти. Переважна більшість акселерометрів призначена для виміру одного компонента вектору прискорення, проте вживані МЭП дозволяють конструювати малогабаритні дво- і трикомпонентні датчики.

Акселерометри доцільно систематизувати по експлуатаційних особливостях.

До першої експлуатаційної групи відносять акселерометри для лабораторних, цехових і натуральних вимірів, що безпосередньо проводяться людиною в порівняно легких умовах, в яких погрішність виміру визначається головним чином погрішністю акселерометра.

Друга група включає прилади для цехових і натуральних вимірів в тяжких умовах, що виключають обслуговування на місці. Для них визначальними є приватні (додаткові) погрішності, вклад яких перевершує основну погрішність.

До третьої групи належать акселерометри, призначені для експлуатації в у край тяжких натурних умовах, коли без застосування спеціальних заходів неминуче або руйнування приладу, або зростання погрішності до 100% і більше. До цієї групи відносять і спеціальні акселерометри, наприклад надмініатюрні.

Акселерометри першої групи конструктивно порівняно прості (рис.4.8).

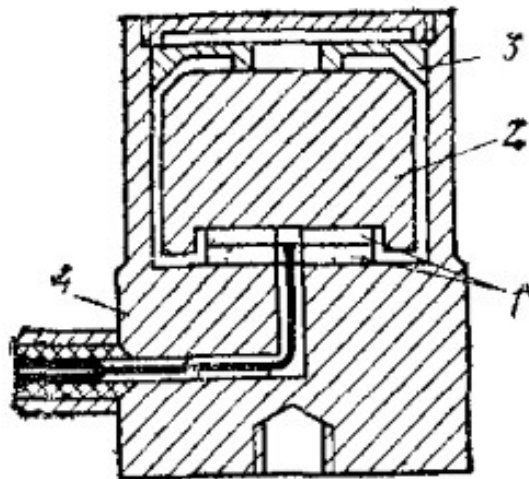


Рис. 4.8 Найпростіший п'єзоелектричний акселерометр:

1 - п'єзоелементи; 2 – чутливий елемент; 3 – пружинна віджимна гайка; 4 – корпус.

П'єзоелектричний МЭП в них зазвичай працює на розтягування-стискування, а тензорезистивний - на вигин. Разом з керамічними п'єзоелементами використовують монокристалічні, переважно в зразкових датчиках. У електричній схемі зазвичай використовують простий несиметричний вихід. Знімний кабель, виведений вгору або убік, полегшує установку на об'єкті і демонтаж. З цієї причини застосовується різьбове, магнітне або мастичне кріплення до об'єкту. Велика увага приділена підвищенню основної чутливості і зниженню поперечною. Низькочастотні

акселерометри часто забезпечують демпферами, іноді застосовують вбудовані підсилювачі сигналу. Акселерометри тієї групи орієнтовані на вимір вібраційних прискорень низької і середньої інтенсивності (до 1000-10 000 м/с<sup>2</sup>). Їх широко використовують при градуюванні інших приладів методом звірення.

При розробці акселерометрів другої групи прийняті заходи по поліпшенню і стабілізації характеристик і полегшенню тривалої експлуатації. В середньому їх габарити менші. П'єзоелектричні датчики часто містять МЭП, працюючий на зрушення. Завдяки особливій формі основи і корпусу ослаблена чутливість до деформацій основи. Широко застосовують нероз'ємний кабель, що виводиться як вгору, так і убік, підвищена герметичність конструкції. У ряді датчиків використовують симетричний електричний вихід для підвищення завадостійкої, клейове або різьбове з клейовою фіксацією кріплення до об'єкту. Чутливість акселерометрів тієї групи може бути нижча, ніж попередньою, оскільки важливіше її відносна стабільність. Ширше застосовують багатокомпонентні датчики і вбудовані підсилювачі. Демпфери, як правило, відсутні. По діапазонах виміру акселерометри цієї групи близькі до попередньої; робочий діапазон частот може бути дещо ширший (до 10-15 кГц).

На рис 4.9 дана схема нечутливого до деформацій корпусу тензорезистивного акселерометра.

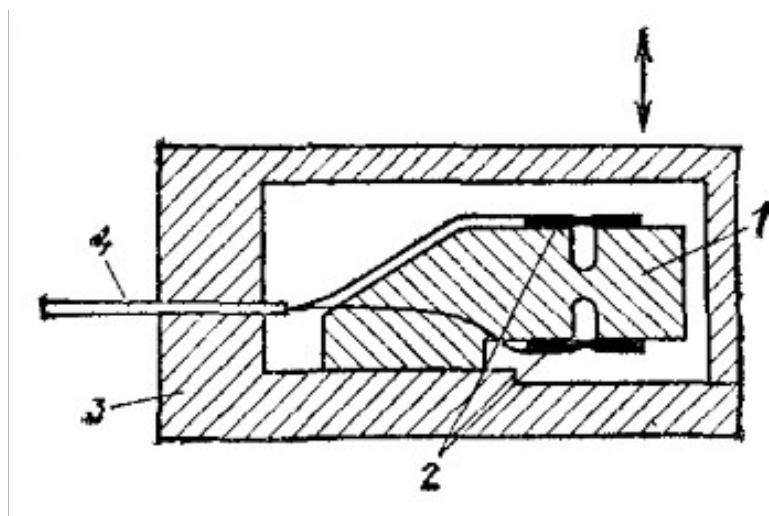


Рис. 4.9 Акселерометр з напівпровідниковими тензорезисторами:

1 – інерційний (чутливий) елемент; 2 – тензорезистори; 3 – основа корпусу; 4 – кабель.

На рис. 4.10 показана схема нечутливого до деформацій корпусу п'єзоелектричного акселерометра з симетричним виходом. Для збільшення чутливості до прискорення замість ізоляторів застосовані п'єзоелементи, а для збільшення завадостійкості використана ємнісна симетрія п'єзоелементів. Еквівалентна електрична схема п'єзоелектричного перетворювача показана на рис 4.10, б. Датчик призначений для роботи з диференціальним узгоджуючим пристроєм.

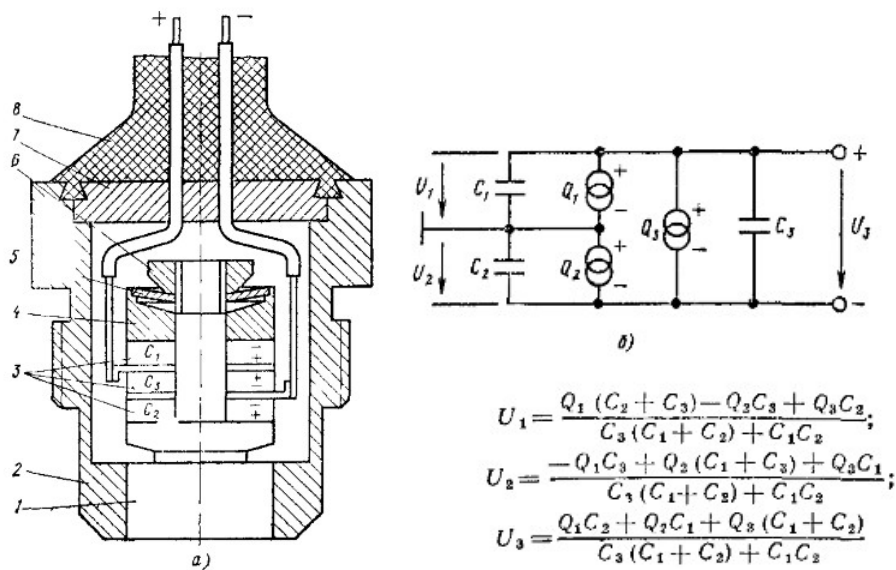


Рис. 4.10 П'єзоелектричний акселерометр з симетричним виходом (а) та еквівалентна електрична схема його п'єзоелектричного перетворювача (б):

1- Основа; 2 – корпус; 3 - п'єзоелементи; 4 – чутливий елемент; 5 – пружина; 6 – гайка; 7 – кришка; 8 – герметизація ( $Q_1 - Q_3$  - заряди, що генеруються п'єзоелементами;  $C_1 - C_3$  – ємності п'єзоелементів;  $U_1 - U_3$  - електричні напруги на п'єзоелементах без зовнішнього навантаження).

Акселерометри третьої групи (рис. 4.11 і 4.12), що мають ще більш високу захищеність від зовнішніх дій, значною мірою спеціалізовані. Наприклад, для виміру при високих температурах або великих рівнях радіації використовують стабілізовані матеріали і жорсткі кабелі, а іноді і примусове охолодження. У акселерометрах, стійких до інтенсивних електромагнітних



взаємодій, МЭП ізольований від корпусу, має симетричний вихід, в деяких випадках використовується спеціальний кабель з подвійним екрануванням.

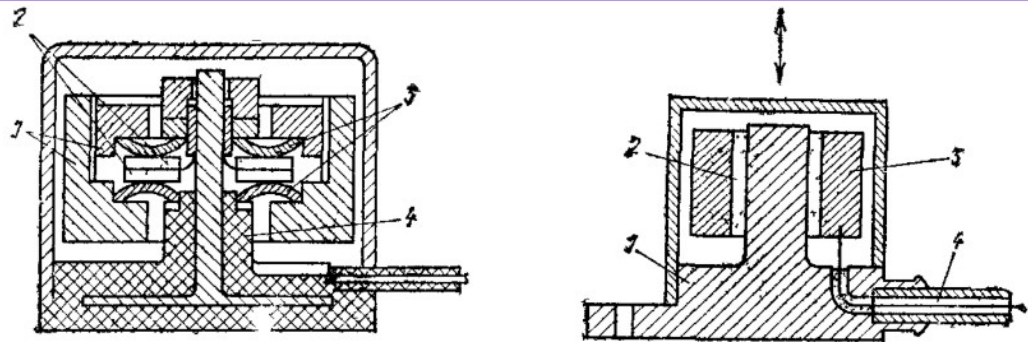


Рис. 4.11 Низькочастотний диференційний акселерометр:

1 – складовий інерційний елемент; 2 - п'єзоелементи; 3 – піджимні пружини; 4 – основа.

Рис. 4.12 Високотемпературний п'єзоакселерометр:

1 – основа; 2 - п'єзоелемент, що працює на зміщення; 3 – інерційний елемент; 4 - жорсткий кабель з неорганічним ізолюванням.

Стійкі до нестационарних механічних і теплових дій акселерометри конструюють диференціальними. Вказані конструктивні особливості поза спеціальними умовами застосування не дають яких-небудь переваг або навіть утрудняють виміри.

Для акселерометрів цієї групи характерні висока віброміцність на всіх напрямках, що примушує використати нероз'ємний кабель, виведений убік майже на рівні посадочної площини, рідше - спеціальний вібростійкий роз'єм в основі. За типом МП і МЭП і способу кріплення до об'єкту вони мають подібність з акселерометрами другої групи. Діапазони виміру і робочі діапазони частот найбільш широкі.

До спеціальних відносять мініатюрні акселерометри, що особливо п'єзорезистивні на основі інтегральної технології, мають масу  $\sim 0,02$  г, розмір  $2*3*0,6$  мм, робочий діапазон частот в декілька сотень герц, верхня межа вимірюваних прискорень  $\sim 1000$  м/с<sup>2</sup>.

Сучасні акселерометри можуть вимірювати віброприскорення від  $10^{-3}$  до  $10^5$  м/с<sup>2</sup> і діапазоні частот від 0,5 Гц до 50 кГц. Проте найширше



застосовують акселерометри, розраховані на вимір прискорень до  $10\ 000\ \text{m/s}^2$  з частотами до 10-15 кГц.

Основна погрішність 2-10 %. Робочих температур від - 250 до +750°C. Маса деяких акселерометрів складає десяті і соті долі грама.

При експлуатації акселерометрів необхідно дотримуватися ряду обережностей щоб уникнути збільшення погрішності або отримання невірних результатів. Різьбове кріплення високочастотних акселерометрів слід ущільнювати і по можливості фіксувати клеєм. Кабель слід закріплювати, особливо у безпосередній близькості від акселерометра, що легше здійснити при бічному виведенні кабелю.

При високочастотних вимірах доцільно використати акселерометри з відомою власною частотою коливань перпендикулярно вимірювальної осі, оскільки вона зазвичай нижче паспортної власної частоти, а високочастотні віброприскорення мають майже суцільний спектр і довільні напрями, так що можливе виникнення поперечного резонансу. Чутливість не слід вибирати надмірно високої, оскільки це може привести до підвищення нелінійних спотворень. Після датчика рекомендується включати фільтр, максимально обмежуючий з обох боків робочий діапазон частот.

Слід звернути увагу на одне специфічне явище. Іноді акселерометр спільно з вимірювальним каналом призначають для виміру віброприскорень в області низьких частот, але спектр діючих прискорень значно ширше і включає складові з частотою, близькою до власної частоти акселерометра. В цьому випадку діапазон виміру вибирають виходячи з очікуваних значень прискорення на нижніх частотах. В той же час сигнал МП на верхніх частотах виявляється значно великим через загальне зростання віброприскорень з частотою і резонансних явищ. Якщо цей сигнал перевищить рівень, максимально допустимий для МЭП або якої-небудь подальшої ланки вимірювального каналу, корисний сигнал може бути істотно спотворений. Особливо небезпечне це явище для акселерометрів з параметричним МЭП, чутливим до переміщенні, зокрема індуктивним. Тому

для подібних вимірів рекомендується використати датчики з генераторним МЭП, які можна надійно захистити фільтром нижніх частот, включеним між МЭП і іншою частиною вимірювального каналу.

Датчики для виміру нестационарних прискорень імпульсного характеру не мають яких-небудь відмінностей від датчиків віброприскорень. Діапазон виміру у них більший, оскільки прискорення при ударі досягають  $10^6$  м/с<sup>2</sup>, причому часто більший рівень прискорень відповідає меншій тривалості, і навпаки. Відмітимо особливий вид нелінійних спотворень сигналу, властивий головним чином акселерометрам з п'єзокерамічним МЭП, - зрушення нульового рівня після удару. Щоб уникнути його слід застосовувати акселерометри без великого запасу по чутливості. Якщо її необхідно понизити, то можна шунтувати датчик паралельної РС - ланцюжком, підібраним так, щоб постійна часу датчика не змінювалася. Тензорезистивні акселерометри від цього виду спотворення майже вільні.

Особливим різновидом датчиків для виміру ударних прискорень є пікові акселерометри, що вимірюють тільки пікове (найбільше) значення прискорення. Вони є механічними приладами одноразової дії.

Віброприскорення вимірювати можна шляхом електричного диференціювання сигналу датчика швидкості. Цей метод використовується рідко і тільки в низькочастотній області, оскільки датчики швидкості поступаються акселерометрам по ряду метрологічних характеристик, по міцності і стійкості до експлуатаційних дій.

#### **4.4 Датчики лінійної віброшвидкості.**

У датчиках лінійної віброшвидкості можна використати МЭП, чутливі до відносної швидкості, без попереднього механічного перетворювача. У безконтактних пристроях для виміру відносної швидкості застосовують доплерівський, гамма-резонансний і електродинамічний перетворювачі.

Перший з них зазвичай використовують в лазерному виконанні. Це пояснюється високим рівнем розвитку лазерної техніки, хорошою точністю і

можливістю робити виміри на значній відстані від об'єкту. Гамма-резонансний МЭП поступається йому зважаючи на більшу складність в експлуатації. Обидва перетворювачі більше пристосовані для виміру рівня віброшвидкості, що встановився. Електродинамічний МЭП використовують частіше за інших. Він простий і зручний в експлуатації. Для виміру швидкості великих переміщень змінюють датчик з рухливим магнітом. Діапазон виміру віброшвидкості за допомогою усіх згаданих перетворювачів згори практично не обмежений.

В той же час відносну швидкість часто вимірюють шляхом диференціювання сигналу датчика переміщення. Цей метод рекомендується застосовувати в тих випадках, коли вимір переміщення повинен проводитися як основне. Промисловий випуск датчиків відносно швидкості у край малий. Датчики абсолютної швидкості інерційної дії про механічну схему близькі до акселерометрам і відрізняються тим, що МП повинен перетворити силу інерції в кінематичну величину - швидкість, переміщення або деформацію. У одному з можливих режимів роботи вихідний сигнал МП (переміщення або деформація) пропорційний віброшвидкості об'єкту, що можливо в деякому діапазоні частот по обидві сторони від власної частоти механічної системи.

Ширина діапазону практично пропорційна відносному демпфуванню в датчику. Такий квазірезонансний режим доки можна отримати тільки в низькочастотній області і в обмеженому інтервалі температур. Квазірезонансний режим можливо створити не на механічній, а на електричній стороні датчика за допомогою схем корекції сигналу. Обидва варіанти датчика близькі за параметрами.

Власна частота (яка в даному випадку характеризується не максимумом АЧХ, а переходом ФЧХ через значення  $90^\circ$ ) 20 - 30 Гц. Менша власна частота дає вигоду в чутливості, але призводить до залежності характеристик датчика від положення в полі земного тяжіння через статичного прогину. Рухливу систему підвішують на плоских пружинах, що забезпечують її одновимірне переміщення. Верхня межа

робочого діапазону досягає декількох сотень герц. Вона обмежується не лише можливостями демпфування, але і наявністю вищих власних частот механічної системи, яскраво виражених для цього типу підвісу. При експлуатації датчиків віброшвидкості слід мати зважаючи на їх порівняно малу стійкість до поперечної і кутової вібрації, які можуть викликати спотворення сигналу усіх видів (лінійні і нелінійні).

У другому режимі механічна система датчика відтворює вібропереміщення об'єкту, а сигнал МЭП або датчика пропорційний швидкості цього переміщення, що можливо на частотах вище за власну частоту механічної системи. Фактично це датчики переміщення з внутрішнім електричним диференціюванням. Таке виконання дозволяє розширити діапазон частот до 1000 - 1500 Гц. У цих датчиках часто використовують електродинамічний МЭП з радіальним полем в робочому проміжку (рис.4.13).

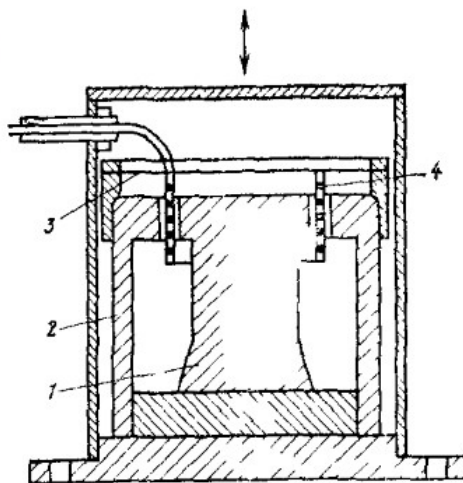


Рис. 4.13 Електродинамічний датчик абсолютної віброшвидкості:

1 – магніт; 2 – магнітопровід; 3 – розрізні пружини; 4 – котушка у якості інерційного елементу.

Магнітна система з сучасних сплавів має порівняно малі розміри (близько декількох сантиметрів) і може експлуатуватися при підвищених температурах (200 - 300°C). Підвіс виконують на плоских підвісних або профільованих пружинах. Усі зауваження про стійкість у вібрації не у

напрямі вимірювальної осі і до поворотів в полі сили тяжіння відносяться до цих датчиків навіть більшою мірою, чим до акселерометрам. На роботу датчиків впливає постійне і змінне магнітні поля. Маса їх порівняно велика (більше 50 г); діапазон виміру не більше 1 м/с; погрішність 2 - 8%.

Порівняння метрологічних і експлуатаційних властивостей датчиків віброшвидкості і акселерометрів показує, що у акселерометрів вони вище про усім показникам. Застосування датчиків швидкості дає єдину перевагу - великий вихідний сигнал. Але ця перевага не є вирішальною, тому для виміру абсолютної віброшвидкості найчастіше використовують акселерометри з подальшою інтеграцією сигналу. Такий метод дозволяє скоротити кількість і різновиди датчиків, вживаних при вимірах. З цих причин промисловий випуск датчиків абсолютної швидкості відносно невеликий.

#### **4.5 Датчики лінійного вібропереміщення**

Механічна схема датчика переміщення практично повторює схему датчика швидкості. Вибір можливих типів МЭП найбільш широкий, оскільки велика частина перетворювачів чутлива саме до переміщення або функціонально пов'язаної з ним деформації.

У датчиках малих і над малих відносних переміщень (від одиниць мікрометрів і менш) ефективно використовують ємнісні перетворювачі зі змінним проміжком і частотним виходом. Конструкції таких датчиків нескладні, проте виконані з матеріалів з підвищеною стабільністю властивостей. Робочий діапазон частот практично не обмежений (правда, чим він вже, тим менше нижня межа вимірюваних переміщень).

У лабораторних умовах ємнісним датчиком реєструють періодичні високочастотні вібропереміщення до  $10^{-9}$  мкм. Близький до цього значення поріг чутливості фазових інтерференційних вимірювальних пристроїв, працюючих в рентгенівській області, проте їх діапазон виміру вузький.

Аналогічні за принципом роботи облаштування оптичного діапазону з лазерним випромінювачем можуть вимірювати переміщення в  $10^{-4}$  мкм. Їх перевагою є практична відсутність силової дії на об'єкт виміру. Робочий діапазон частот не обмежений, але для виміру переміщень з частотами нижче декількох герц потрібна ретельна віброізоляція випромінюючого і приймального кутів перетворювача.

Датчики відносних переміщень від одиниць до тисяч мікрометрів являються, мабуть, найпоширенішими приладами цього призначення. У них застосовують практично усі параметричні перетворювачі переміщення. Перевагу слід віддати тим з них, які менше навантажують об'єкт виміру і мають широкий робочий діапазон частот (20 - 50 кГц), тобто ємнісному при прецизійних і вихровому при звичайних технічних вимірах. На рис. 4.14 показана схема вихреструмowego датчика.

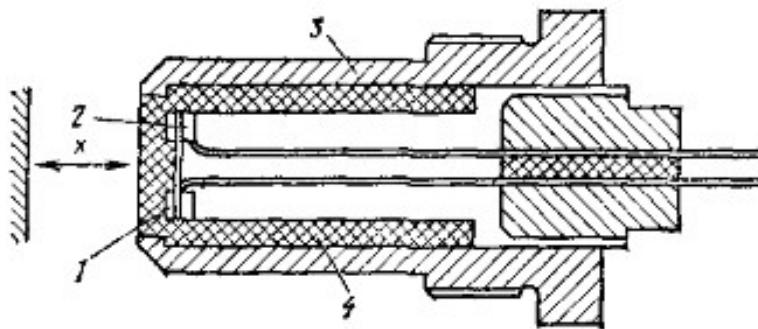


Рис. 4.14 Вихреструмовой датчик відносного переміщення:

1 – робоча котушка; 2 – котушка температурної компенсації; 3 – корпус; 4 – ізоляційна втулка.

Для виміру переміщень від декількох міліметрів і вище використовують датчики з індуктивними і ємнісними перетворювачами. Їх робочий діапазон частот визначається механічним імпедансом рухливого вузла і не перевищує декількох сотень герц, що не є недоліком, оскільки великі вібропереміщення можливі тільки на малих частотах. Параметри датчиків цього діапазону можуть бути високими.

Відомі прилади, для виміру переміщень до 100 мм з основною погрішністю 0,1%. Застосовують також інтерференційні вимірювальні пристрої з рахунком смуг, причому як оптичні, так і ультразвукові варіанти. Лазерний перетворювач найбільш універсальний по діапазону виміру. Обмеження верхньої межі вимірюваних переміщень накладаються тільки електричними параметрами вторинної апаратури - об'ємом пам'яті і допустимою швидкістю рахунку смуг.

Датчики абсолютного вібропереміщення інерційної дії мають таку ж механічну схему, як і датчики віброшвидкості, тільки відносно демпфування в них менше. Оскільки переміщення рухливої системи повторює переміщення об'єкту на частотах, великих власної частоти датчика, останню вибирають, можливо нижчою, щоб розширити робочий діапазон частот. Внаслідок цього габарити і маса датчика виявляються значними, а міцність малої. Датчики вібропереміщення чутливі до повільних прямолінійних прискорень, а виконані за маятниковою схемою - і до паразитних кутових вібрацій. Хоча в них можуть застосовуватися практично усі види МЭП, чутливі до переміщення або деформації (індуктивний, тензорезистивний і інші), часто використовують електродинамічний МЭП, так що датчик фактично є датчиком віброшвидкості в другому режимі. Інтеграцію роблять електрично поза датчиком, причому, іноді інтегратором є реєструвальний гальванометр. Інерційні датчики вібропереміщення усіх типів мають діапазон виміру +5мм, основна погрішність 3 - 10%, робочий діапазон частот - від 30 - 50 до 2000 - 5000 Гц.

Для вимірів вібропереміщень можна застосовувати акселерометри з двократними інтеграторами сигналу. Хоча при цьому збільшується рівень шумів і відповідно звужується діапазон виміру, експлуатаційні переваги зумовили широке поширення цього способу вимірів.

#### **4.6 Датчики для вимірювання кутової вібрації**

Розрізняють датчики виміру кутового віброприскорення, кутової віброшвидкості і кутового вібропереміщення (коливального кута повороту).

Характеристики кутової вібрації часто вимірюють в умовах обертання, що встановилося або змінюється, з великою кутовою швидкістю  $\dot{\alpha}$ , отже, великих прискорень. Це накладає відбиток на конструкцію кутових датчиків. Менш жорсткі вимоги пред'являються до датчиків для виміру кутової вібрації об'єктів, що не обертаються, - верстатів з м'якою віброізоляцією, автомобілів, сидінь операторів та ін.

Більшість описуваних датчиків, що виготовляються, призначена для виміру крутильних коливань каналів і пов'язаних з ним деталей. Для виміру кутових прискорень найчастіше використовують датчики інерційної дії. У них застосовують пружний елемент, працюючий на кручення, або дещо симетрично розташованих пружних елементів, працюючих на вигин або на розтягування - стискування (рис.4.15).

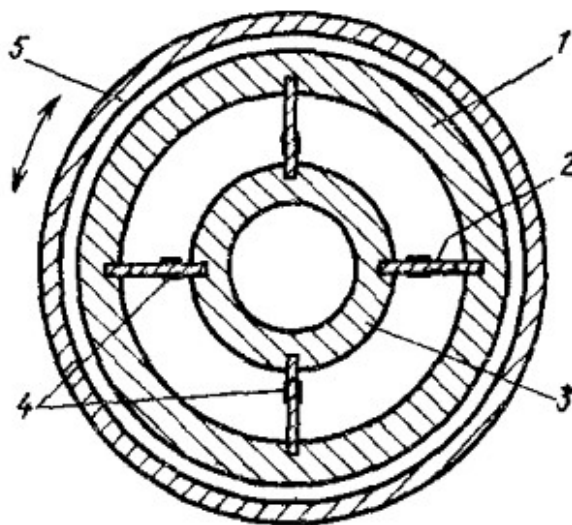


Рис.4.15 Кутовий тензорезисторний акселерометр (переріз):

1 – чутливий елемент; 2 – один з пружних елементів; 3 – опірне кільце; 4 – тензорезистори; 5 – корпус (без струмозйомника).

У кутових акселерометрах використовують як параметричні МЭП, чутливі до деформації, переміщення, напруги (тензорезистивні, індуктивні, магнітопружні), так і генераторні (електродинамічні і п'єзоелектричні, рис



4.16). МЭП конструюють так, щоб він реагував тільки на характеристики обертального руху.

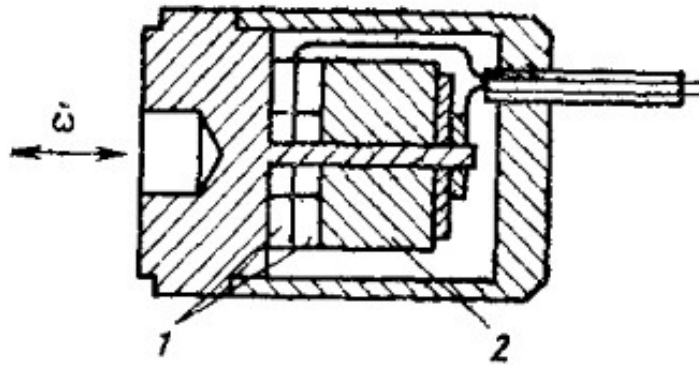


Рис. 4.16 Кутовий п'єзоелектричний акселерометр:

1 - п'єзоелементи з радіальною поляризацією; 2 – інерційний елемент.

Сучасні кутові акселерометри розраховані на вимір прискорень до  $10^5$  рад/с<sup>2</sup> з частотами до 2 кГц, проте зазвичай їх діапазони значно вужчі. Робочий діапазон температур невеликий (від - 30 до +70°). Максимальні вимірювані вібропереміщення не перевершують 0,1 радий, частотний діапазон 10 - 1000 Гц. У ряді випадків для тонних вимірів кутової вібрації тіл застосовують сукупність тільки прямолінійних датчиків.

#### 4.7 Порівняння датчиків - аналогів

Проаналізуємо декілька датчиків.

1.



Модель датчика: TV-22, TV - 32

Частота: МІН.: 1,5 Hz, МАКС.: 12 kHz

Технологія : п'єзоелектричний

Місце застосування : авіація

Описання : Датчики ТВ- 22 і ТВ- 32 сейсмічно вимірюють абсолютну вібрацію шляхом безпосередньої установки на опори вібруючої частини і подають вихідний сигнал, прямо пропорційний вібрації. Цей сигнал може бути оброблений вимірювальним каналом облаштування серії СЕМВ "Т". Перетворювачі TV - 22 і TV - 32 використовують п'єзоелектричний ефект, генерують електричний сигнал, пропорційний швидкості вібрації.

2.



Модель датчика: MiniSense 100NM

Частота: МІН.: 0 Hz,МАКС.: 200 Hz

Технологія : п'єзоелектричний

Місце застосування : авіація

Описання : MiniSense 100nm - це недорогий датчик вібрації консольного типу, що забезпечує помірну чутливість в діапазоні корисних частот до 200 Гц. Штифти розроблені для легкої установки і придатні для пайки. Пропонуються варіанти горизонтального і вертикального монтажу. Активна область датчика екранована для поліпшеного відторгнення RFI/EMI. Міцний, гнучкий чутливий елемент PVDF витримує високі ударні навантаження. Цей датчик має чудову лінійність і динамічний діапазон і може використовуватися для виявлення як безперервних вібрацій, так і ударів. БЕНЕФІТИ: Висока чутливість, більш висока резонансна частота, припадає, екранований, міцний, витримує сильні удари.

3.



Модель датчика: 710xA Series

Частота: МІН.: 0,5 Hz, МАКС.: 15 000 Hz

Технологія : п'єзоелектричний

Місце застосування : авіація

Описання : Модель 7100a - це високопродуктивний акселерометр ІЕРЕ з діапазоном робочих температур від - 55°C до +150°C.

Акселерометр доступний в діапазонах  $\pm 50$  -  $\pm 500g$  і забезпечує плоску частотну характеристику до 15 кГц.

Модель 7100a герметична і має популярне кріплення з наскрізним отвором для використання із стандартними кріпильними гвинтами.

Основні характеристики 7100a : вага - від  $\pm 50$  г до  $\pm 500$  г ; динамічний діапазон - широка смуга пропускання до 15 кГц ; отвір - герметично закритий; режим кільцевого зрушення - ізольована монтажна поверхня; стабільна температурна характеристика; опція TEDS.

Застосування 7100A: моніторинг вібрації і ударів, застосування високотемпературного ІЕРЕ, льотне тестування, контроль вібрації, редуктор – високочастотний, застосування - ГСМ .

Діапазон прискорення ( $\pm$ ) " (g) 50, 100, 500; чутливість 10 мВ/г, 50 мВ/г, 100 мВ/г ; частотна характеристика (Гц) 0.5-10000 до 0,5-15000; температурний діапазон- 55°C до +150°C ; кількість осей 1.

### **Висновки до розділу**

У цьому розділі було розглянуто принцип роботи датчика, декілька технологій виготовлення датчиків та порівняльна характеристика технологій виготовлення. Було розглянуто декілька видів датчиків та наведено у приклад датчики-аналоги та їх характеристики.

## **Висновок**

Темою дипломної роботи є «П'єзоелектричний датчик системи віброзахисту літака».

У дипломній роботі розглянуті питання зв'язані з розробкою захисту літака від такого небезпечного явища як флатер, за допомогою п'єзоелектричного датчика системи віброзахисту.

У процесі виконання роботи було проведено вивчення впливу флатера на агрегати літака, аналіз існуючих методів боротьби або зниження впливу флатера на ЛА в польоті. Було переглянуто та проаналізовано існуючі датчики віброзахисту літака, принципи їх роботи, складові частини, а також їх недоліки та переваги. Також, було розглянуто декілька методів боротьби з вібраціями, переглянуто основний принцип роботи, на якому вони базуються, а також наведено декілька схем їх конструкції. Також, на основі вже

існуючих аналогів, було спроектовано та прораховано п'єзоелектричний датчик.

На основі проведеної роботи було висунуто пропозицію, щодо покращення захисту літака та його складових частин від вібрації.

## Список використаних джерел

- 1) <https://vikent.ru/enc/5443/>
- 2) <http://www.heuristic.su/effects/catalog/tech/byId/description/627/index.html>
- 3) [www.technomagelpub.ru](http://www.technomagelpub.ru)
- 4) Кубровский «Флаттер».
- 5) <https://studfile.net/preview/2703556/page:32/>
- 6) [https://xn-p1ai/f/metodicheskiye\\_rekomendatsii\\_po\\_primeneniyu\\_0.pdf](https://xn-p1ai/f/metodicheskiye_rekomendatsii_po_primeneniyu_0.pdf)
- 7) <https://www.controlengrussia.com/apparatnye-sredstva/sensory-i-datchiki/akselerometry-meggitt/>
- 8) <https://avi-solutions.com/library/statyi/osobennosti/>
- 9) <http://www.detalmach.ru/lectdinamika5.htm>
- 10) <https://www.controlengrussia.com/apparatnye-sredstva/sensory-i-datchiki/akselerometry-meggitt/>
- 11) <https://www.directindustry.com.ru/compare.html>
- 12) Performance Enhancement and Stability Robustness of Wing/Store Flutter Suppression System .Prasad V. N. Gade February 6, 199Blacksburg, Virginia.